DINAC

REPÚBLICA DEL PARAGUAY

DIRECCIÓN NACIONAL DE AERONÁUTICA CIVIL

DINAC R 10
TELECOMUNICACIONES AERONÁUTICAS

VOLUMEN I
RADIOAYUDAS PARA LA NAVEGACIÓN

ESTA ENMIENDA FUE APROBADA POR RESOLUCIÓN Nº 2039/2024

QUINTA EDICIÓN – AMDT 01 - AÑO 2023.-

REGISTRO DE ENMIENDAS

REGISTRO DE ENMIENDAS			
NÚM.	FECHA DE APLICACIÓN	FECHA DE ANOTACIÓN	ANOTADA POR
01	13/11/2024	11/11/2024	MARCOS RAMIREZ
02			
03			
04			
05			
06			
07			
08			
09			
10			
11			
12			
13			
14			
15			

*****

ÍNDICE

PARTES	TEMAS	PÁG
TAPA		N/A
I	REGISTRO	N/A
II	INDICE	N/A
III	REFERENCIAS	N/A
IV	ANTECEDENTES	N/A
CAPÍTULO 1.	DEFINICIONES.-	1-2
CAPÍTULO 2.	DISPOSICIONES GENERALES RELATIVAS A LAS RADIOAYUDAS PARA LA NAVEGACIÓN.-	
2.1	RADIOAYUDAS PARA LA NAVEGACIÓN NORMALIZADAS.-	1-2
2.2	ENSAYOS EN TIERRA Y EN VUELO.-	2-2
2.3	SUMINISTRO DE INFORMACIÓN SOBRE EL ESTADO OPERACIONAL DE LOS SERVICIOS DE RADIONAVEGACIÓN.-	2-2
2.4	FUENTE DE ENERGÍA PARA LAS RADIOAYUDAS PARA LA NAVEGACIÓN Y SISTEMAS DE COMUNICACIONES.-	2-2
2.5	CONSIDERACIONES SOBRE FACTORES HUMANOS.-	2-2
CAPÍTULO 3.	ESPECIFICACIONES RELATIVAS A LAS RADIOAYUDAS PARA LA NAVEGACIÓN.-	
3.1	ESPECIFICACIÓN PARA EL ILS.-	1-88
3.2	ESPECIFICACIÓN PARA EL RADIOFARO OMNIDIRECCIONAL VHF (VOR).-	30-88
3.3	ESPECIFICACIÓN PARA EL RADIOFARO NO DIRECCIONAL (NDB).-	34-88
3.4	ESPECIFICACIÓN PARA EL EQUIPO RADIO TELEMÉTRICO UHF (DME).-	39-88
3.5	ESPECIFICACIÓN PARA LAS RADIOBALIZAS VHF EN RUTA (75 MHZ).-	53-88
3.6	REQUISITOS PARA EL SISTEMA MUNDIAL DE NAVEGACIÓN POR SATÉLITE (GNSS).-	54-88
3.7	CARACTERÍSTICAS DE SISTEMA PARA LOS SISTEMAS RECEPTORES DE A BORDO ADF.-	55-88
APÉNDICE A	CARACTERISTICAS DEL SISTEMA DE ATERRIZAJE POR MICROONDAS (MLS) (NO APLICA)	
APÉNDICE B	ESPECIFICACIONES TÉCNICAS DEL SISTEMA MUNDIAL DE NAVEGACIÓN POR SATÉLITE (GNSS).-	
1	DEFINICIONES.-	1-296
2	GENERALIDADES SISTEMA DE AUMENTACIÓN BASADO EN SATÉLITES (SBAS).-	1-296
3	ELEMENTOS GNSS.-	1-296
ADJUNTO A.	DETERMINACION DE LOS OBJETIVIOS DE INTEGRIDAD Y CONTINUIDAD DE SERVICIOS MEDIANTE EL METODO DEL ARBOL DE RIESGOS. (NO APLICA)	
ADJUNTO B.	ESTRATEGIA PARA LA INTRODUCCIÓN Y APLICACIÓN DE AYUDAS NO VISUALES EN LA APROXIMACIÓN Y EL ATERRIZAJE.-	
1	INTRODUCCIÓN.-	1-20
2	OBJETIVO DE LA ESTRATEGIA.-	1-20
3	CONSIDERACIONES.-	1-20
4	ESTRATEGIA.-	20-20
ADJUNTO C.	INFORMACIÓN Y TEXTO DE ORIENTACIÓN SOBRE LA APLICACIÓN DE LAS NORMAS Y MÉTODOS RECOMENDADOS PARA ILS, VOR, RADIOBALIZAS DE 75 MHZ (EN RUTA), NDB Y DME.-	
1	INTRODUCCIÓN.-	1-65
2	TEXTO REFERENTE A LAS INSTALACIONES ILS.-	1-65

3	TEXTO DE ORIENTACIÓN REFERENTE AL VOR/DVOR.-	**43-65**
4	ESPECIFICACIONES PARA RADIOBALIZAS DE 75 MHZ (EN RUTA).-	**52-65**
5	TEXTO DE ORIENTACIÓN REFERENTE AL NDB.-	**55-65**
6	TEXTOS RELATIVOS AL DME.-	**64-65**
7	TEXTO REFERENTE A LOS TIEMPOS DE CONEXIÓN DE LA FUENTE DE ENERGÍA.-	**65-65**
ADJUNTO D	**INFORMACIÓN Y TEXTOS DE ORIENTACIÓN PARA LA APLICACIÓN DE LAS NORMAS Y MÉTODOS RECOMENDADOS DEL GNSS.-**	
1	DEFINICIONES.-	**1-80**
2	GENERALIDADES.-	**1-80**
3	REQUISITOS DE ACTUACIÓN DEL SISTEMA DE NAVEGACIÓN.-	**1-80**
4	ELEMENTOS DEL GNSS.-	**11-80**
5	SISTEMA DE AUMENTACIÓN BASADO EN SATÉLITES (SBAS).-	**26-80**
6	SISTEMA DE AUMENTACIÓN BASADO EN TIERRA (GBAS) Y SISTEMA REGIONAL DE AUMENTACIÓN BASADO EN TIERRA (GRAS).-	**28-80**
7	GRABACIÓN DE PARÁMETROS GNSS.-	**50-80**
8	GNSS Y BASE DE DATOS.-	**57-80**
ADJUNTO E	**TEXTO DE ORIENTACIONSOBRE LA VERIFICACION PREVIA AL VUELO DEL EQUIPO VOR DE A BORDO.**	
ADJUNTO F	**TEXTO DE ORIENTACION RELATIVA A CONFIABILIDAD Y DISPONIBILIDAD DE RADIOCOMUNICACIONES Y DE RADIOAYUDAS PARA LA NAVEGACIÓN. (NO APLICA)**	
ADJUNTO G	**INFORMACIÓN Y TEXTO DE ORIENTACION SOBRE LA APLICACIÓN DE LAS NORMAS Y METODOS RECOMENDADOS RELATIVOS AL MLS. (NO APLICA)**	
ADJUNTO H	**ESTRATEGIA PARA LA RACIONALIZACIÓN DE LAS RADIOAYUDAS PARA LA NAVEGACIÓN CONVENCIONAL Y EVOLUCION EN APOYO DE LA NAVEGACIÓN BASADA EN LA PERFORMANCE. (NO APLICA)**	

****

REFERENCIAS

Ley 1860/2002	Código Aeronáutico Paraguayo
Ley Nº 73/1990	Carta Orgánica de la DINAC
Ley Nº 2199/2003	Que dispone la reorganización de los órganos colegiados encargados de la Dirección de Empresas y Entidades del Estado Paraguayo
Doc. OACI 9713	Vocabulario de Aviación Civil Internacional
Doc. OACI 9734	Manual de Vigilancia de la Seguridad Operacional **PARTE A** – Establecimiento y Gestión de un Sistema Estatal de Vigilancia de la Seguridad Operacional.
Anexo 10 de la OACI- Vol. I	Radioayudas para la Navegación.
DINAC R00	"Desarrollo y enmienda de reglamentos, manuales y circulares de asesoramiento" - 3ª Edición (Resolución 245/2023).-

******

ANTECEDENTES

El Paraguay, como signatario del convenio sobre Aviación Civil Internacional (Chicago-1944), según Decreto Nº 10.818/45, ratificado por el Congreso Nacional por Ley Nº 09/48, que establece en el Capítulo 4 "Normas y Métodos recomendados internacionales", Articulo 37 "Adopción de Normas y Procedimientos Internacionales", en el que cada Estado contratante se encuentra comprometido a colaborar, a fin de lograr el más alto grado de uniformidad posible en las reglamentaciones, normas, procedimientos y organización relativos a las aeronaves, personal, aerovías y servicios auxiliares, en todas las cuestiones en que tal uniformidad facilite y mejore la navegación aérea.

La Dirección Nacional de Aeronáutica Civil (DINAC), por Resolución Nº 675/2018, aprueba el DINAC R10 – TELECOMUNICACIONES AERONAUTICAS, VOLUMEN I- RADIOAYUDAS PARA LA NAVEGACIÓN, tercera Edición, revisión 03-.

Esta cuarta edición del DINAC R10- Vol. I, corresponde a la enmienda 92 del ANEXO 10 Vol. I. La misma contiene las categorías de actuación de las instalaciones de sistemas de aterrizaje por instrumentos (ILS); el suministro de información sobre el estado operacional de los servicios de radionavegación y disposiciones para garantizar la compatibilidad de la difusión de datos en muy alta frecuencia (VDB) del sistema de aumentación basado en tierra (GBAS) con el ILS y el radiofaro omnidireccional VHF (VOR); aclaración y corrección de disposiciones sobre el GBAS; y orientación adicional sobre los límites de alerta de la integridad del sistema mundial de navegación por satélite (GNSS).

Esta Quinta Edición del DINAC R10 – Vol. I, corresponde a la enmienda 93 del ANEXO 10 Vol. I. La misma contiene disposiciones para frecuencias adicionales de funcionamiento para el sistema mundial de determinación de la posición (GPS), el sistema mundial de navegación por satélite (GLONASS) y el sistema de aumentación basado en satélites (SBAS). Asi mismo, se introducen disposiciones para el nuevo sistema de navegación por satélite BeiDou (BDS) y el sistema Galileo; y facilitaciones para la mitigación del gradiente ionosférico para el sistema de aumentación basado en tierra (GBAS).

Así mismo, se incorpora en esta edición la figura de Proveedor de servicio CNS, como actualizaciones necesarias y recomendadas en la Ultima Asistencia Técnica realizada por la OACI, según Resolución DINAC N° 395/2016 de fecha 18 de marzo de 2016. "Por la que se actualiza el Organigrama de la DINAC, diferenciándose de las áreas normativas de las proveedoras de servicios"

****

CAPÍTULO 1.

DEFINICIONES.-

Nota 1.- *Todas las referencias al "Reglamento de Radiocomunicaciones" se refieren al Reglamento de Radiocomunicaciones publicado por la Unión Internacional de Telecomunicaciones. El Reglamento de Radiocomunicaciones se enmienda de tiempo en tiempo en el marco de las decisiones adoptadas en las actas finales de las Conferencias Mundiales de Radiocomunicaciones celebradas normalmente cada dos a tres años. También se dispone de más información sobre los procesos seguidos por la* ***UIT*** *en el uso de las frecuencias para los sistemas radioeléctricos aeronáuticos en el Manual relativo a las necesidades de la aviación civil en materia de espectro de radiofrecuencias, que incluye la declaración de las políticas aprobadas por la* ***OACI*** *(****Doc. 9718****).-*

Nota 2.- *El* ***DINAC R 10, Volumen I*** *comprende reglamentos y métodos sobre ciertas clases de equipo para ayudas a la navegación aérea, que deben ser cumplido por el Proveedor de Servicio CNS, para establecer y suministrar servicios de comunicación, navegación y vigilancia área. -*

Los términos y expresiones indicados a continuación, que se usan en este volumen, tienen el significado siguiente:

ALTITUD. Distancia vertical entre un nivel, punto u objeto considerado como punto, y el nivel medio del mar (**MSL**).-

ALTITUD DE PRESIÓN. Expresión de la presión atmosférica mediante la altitud que corresponde a esa presión en la atmósfera tipo.-

ALTURA. Distancia vertical entre un nivel, punto u objeto considerado como punto, y una referencia especificada.-

ANCHURA DE BANDA DE ACEPTACIÓN EFECTIVA. Gama de frecuencias con respecto a la que ha sido asignada, cuya recepción se consigue si se han tenido debidamente en cuenta todas las tolerancias del receptor.-

ELEVACIÓN. Distancia vertical entre un punto o un nivel de la superficie de la tierra, o unido a ella, y el nivel medio del mar.-

ESPECIFICACIÓN PARA LA NAVEGACIÓN*.* Conjunto de requisitos relativos a la aeronave y a la tripulación de vuelo necesarios para dar apoyo a las operaciones de la navegación basada en la performance dentro de un espacio aéreo definido. Existen dos clases de especificaciones para la navegación:

ESPECIFICACIÓN PARA LA PERFORMANCE DE NAVEGACIÓN REQUERIDA (RNP). Especificación para la navegación basada en la navegación de área que incluye el requisito de control y alerta de la performance, designada por medio del prefijo **RNP**, por ejemplo, **RNP 4, RNP APCH.-**

ESPECIFICACIÓN PARA LA NAVEGACIÓN DE ÁREA (RNAV). Especificación para la navegación basada en la navegación de área que no incluye el requisito de control y alerta de la performance, designada por medio del prefijo **RNAV**, por ejemplo, **RNAV 5, RNAV 1.**

Nota 1.- *El Manual sobre la navegación basada en la performance* ***(PBN) (Doc. 9613*** *de la* ***OACI), Volumen II,*** *contiene directrices detalladas sobre las especificaciones para la navegación.-*

Nota 2.- *El término* ***RNP,*** *definido anteriormente como "declaración de la performance de navegación necesaria para operar dentro de un espacio aéreo definido", se ha retirado de este Anexo puesto que el concepto de* ***RNP*** *ha sido*

*remplazado por el concepto de **PBN.** En este Anexo, el término **NRP** sólo se utiliza ahora en el contexto de especificaciones de navegación que requieren vigilancia de la performance y alerta, p. ej., **RNP 4** se refiere a la aeronave y los requisitos operacionales, comprendida una performance lateral de **4 NM**, con la vigilancia de performance y alerta a bordo que se describen en el **Doc. 9613** de la **OACI**.-*

NAVEGACIÓN BASADA EN LA PERFORMANCE (PBN). Requisitos para la navegación de área basada en la performance que se aplican a las aeronaves que realizan operaciones en una ruta **ATS,** en un procedimiento de aproximación por instrumentos o en un espacio aéreo designado.-

Nota.- *Los requisitos de performance se expresan en las especificaciones para la navegación (especificación **RNAV,** especificación **RNP**) en función de la precisión, integridad, continuidad, disponibilidad y funcionalidad necesarias para la operación propuesta en el contexto de un concepto para un espacio aéreo particular.-*

NAVEGACIÓN DE ÁREA (RNAV*).* Método de navegación que permite la operación de aeronaves en cualquier trayectoria de vuelo deseada, dentro de la cobertura de las ayudas para la navegación basadas en tierra o en el espacio, o dentro de los límites de capacidad de las ayudas autónomas, o una combinación de ambas.-

Nota.- *La navegación de área incluye la navegación basada en la performance así como otras operaciones no incluidas en la definición de navegación basada en la performance.-*

POTENCIA MEDIA (DE UN TRANSMISOR RADIOELÉCTRICO). La media de la potencia suministrada a la línea de alimentación de la antena por un transmisor en condiciones normales de funcionamiento, evaluada durante un intervalo de tiempo suficientemente largo comparado con el período correspondiente a la frecuencia más baja que existe realmente como componente de modulación.-

Nota.- *Normalmente se tomará un tiempo de **1/10** de segundo durante el cual la potencia media alcance el valor más elevado.*

PRINCIPIOS RELATIVOS A FACTORES HUMANOS. Principios que se aplican al diseño, certificación, instrucción, operaciones y mantenimiento y cuyo objeto consiste en establecer una interfaz segura entre los componentes humanos y de otro tipo del sistema mediante la debida consideración de la actuación humana.-

PUNTO DE TOMA DE CONTACTO. Punto en el que la trayectoria nominal de planeo intercepta la pista.-

Nota.- *El **"punto de toma de contacto"**, tal como queda definido, es sólo un punto de referencia y no tiene necesariamente que coincidir con el punto en que la aeronave entrará verdaderamente en contacto con la pista.-*

RADIOBALIZA DE ABANICO. Tipo de radiofaro que emite un haz vertical en forma de abanico.-

RADIOBALIZA Z. Tipo de radiofaro que emite un haz vertical en forma de cono.-

RECHAZO EFICAZ DEL CANAL ADYACENTE. Rechazo que se obtiene en la frecuencia apropiada del canal adyacente, si se han tenido debidamente en cuenta todas las tolerancias pertinentes del receptor.-

SERVICIO DE RADIONAVEGACIÓN ESENCIAL. Servicio de radionavegación cuya interrupción ejerce un impacto importante en las operaciones en el espacio aéreo o aeródromo afectados.-

VOLUMEN ÚTIL PROTEGIDO. Parte de la cobertura de la instalación en que ésta proporciona determinado servicio, de conformidad con los **SARPS** pertinentes, y dentro de la cual se protege la frecuencia.-

*****

CAPITULO 2.-

DISPOSICIONES GENERALES RELATIVAS A LAS RADIOAYUDAS PARA LA NAVEGACIÓN

2.1 RADIOAYUDAS PARA LA NAVEGACIÓN NORMALIZADAS. -

2.1.1 Los sistemas normalizados de radioayudas para la navegación serán:

a) El sistema de aterrizaje por instrumentos **(ILS)** que se ajuste a las normas contenidas en el **Capítulo 3, 3.1** de este Reglamento;

b) El sistema mundial de navegación por satélite **(GNSS)** conforme a las normas del **Capítulo 3, 3.6** de este Reglamento;

c) El radiofaro omnidireccional **VHF (VOR)** conforme a las normas del **Capítulo 3, 3.2** de este Reglamento**;**

d) El radiofaro no direccional **(NDB)** conforme a las normas del **Capítulo 3, 3.3** de este Reglamento;

e) El equipo radiotelemétrico **(DME)** conforme a las normas del **Capítulo 3, 3.4** de este Reglamento; y

f) La radiobaliza **VHF** en ruta conforme a las normas del Capítulo **3, 3.5** de este Reglamento.-

Nota 1.- *Como es indispensable la referencia visual en las fases finales de la aproximación y el aterrizaje, la instalación de una radioayuda para la navegación no excluye la necesidad de emplear ayudas visuales para la aproximación y aterrizaje en condiciones de poca visibilidad.-*

Nota 2.- *Se tiene la intención de que la introducción y aplicación de radioayudas para la navegación, a fin de apoyar operaciones de aproximación y aterrizaje de precisión, se efectúe de conformidad con la estrategia que se reproduce en el* ***Adjunto B.*** *Se tiene la intención de que la racionalización de las radioayudas para la navegación convencionales y la evolución para apoyar la navegación basada en la performance se efectúen de conformidad con la estrategia que se reproduce en el Adjunto H.*

Nota 3.- *Las categorías de las operaciones de aproximación y aterrizaje de precisión se clasifican en el* ***Anexo 6, Parte I, Capítulo 1*** *de la* ***OACI.-***

Nota 4.- *En el* ***Adjunto C, 2.1 y 2.1.1*** *de este Reglamento se da información sobre los objetivos operacionales relacionados con las categorías de actuación de las instalaciones* ***ILS****.-*

2.1.2 Cualquier diferencia que exista entre las radioayudas para la navegación y las normas estipuladas en el **Capítulo 3** de este Reglamento, se incluirá en una publicación de información aeronáutica **(AIP).-**

2.1.3 En los casos en que esté instalado un sistema de radioayudas para la navegación que no sea un **ILS**, pero que pueda ser utilizado total o parcialmente con el equipo de aeronave proyectado para emplearlo con el **ILS,** se publicarán detalles completos respecto a las partes que puedan emplearse en una publicación de información aeronáutica **(AIP).-**

Nota.- *Esta disposición está destinada a formular un requisito para promulgar información relevante y no para autorizar las instalaciones en cuestión.-*

2.1.4 Disposiciones específicas para el GNSS.-

2.1.4.1 Se permitirá dar por terminado un servicio de satélite **GNSS** proporcionado por uno de sus elementos (**Capítulo 3, 3.7.2** de este Reglamento), con un aviso previo mínimo de seis años del proveedor de ese servicio.-

2.1.4.2 En el Paraguay, las operaciones basadas en el **GNSS** deberán asegurarse de

que se graban los datos del **GNSS** pertinentes a esas operaciones. -

Nota 1.- **E**stos datos grabados pueden apoyar la investigación de accidentes e incidentes. También pueden utilizarse para análisis periódicos a fin de verificar los parámetros de actuación del GNSS detallados en las normas pertinentes del presente Anexo.-

Nota 2.- El texto de orientación acerca de la grabación de los parámetros del

GNSS y la evaluación de la actuación GNSS figura en el Adjunto D, 11 y 12.

2.1.4.3 Deberán conservarse las grabaciones por lo menos por un período de **14 días.** Cuando las grabaciones son pertinentes para investigación de accidentes e incidentes, deberían conservarse por períodos más prolongados hasta que sea evidente que ya no serán necesarias. -

2.2 ENSAYOS EN TIERRA Y EN VUELO. -

2.2.1 Se someterán a ensayos periódicos en tierra y en vuelo las radioayudas para la navegación de los tipos comprendidos en las especificaciones del Capítulo 3 y que las aeronaves destinadas a la navegación aérea internacional puedan utilizar.-

Nota. - *En el* ***Adjunto C de este reglamento*** *y en el Manual sobre ensayo de radioayudas para la navegación (****Doc. 8071*** *de la* ***OACI)****, se da orientación sobre los ensayos en tierra y en vuelo de instalaciones normalizadas por la* ***OACI.*** *La periodicidad de dichos ensayos figuran en las* ***Disposiciones Generales para la Inspecciones de los Auxilios a la Navegación Aérea de la DINAC (aprobado por Resolución DINAC Nº 248/2003 de fecha 12 de diciembre de 2003).-***

2.3 SUMINISTRO DE INFORMACIÓN SOBRE EL ESTADO OPERACIONAL DE LOS SERVICIOS DE RADIONAVEGACIÓN. -

2.3.1 Las torres de control de aeródromo y las dependencias que suministran servicio de control de aproximación, recibirán en forma oportuna, de conformidad con el uso del servicio o servicios correspondientes, la información sobre el estado operacional de los servicios de radionavegación esenciales para la aproximación, aterrizaje y despegue en el aeródromo o aeródromos de que se trate. -

Nota.- *El* Manual de navegación basada en la performance ***(Doc 9613)*** *contiene orientación sobre la aplicación de esta norma en caso de operaciones basadas en PBN con apoyo de GNSS.*

2.4 FUENTE DE ENERGÍA PARA LAS RADIOAYUDAS PARA LA NAVEGACIÓN Y SISTEMAS DE COMUNICACIONES. -

2.4.1 Las radioayudas para la navegación y los elementos terrestres de los sistemas de comunicaciones de los tipos especificados en el **DINAC R 10**, contarán con fuentes adecuadas de energía y medios de asegurar la continuidad del servicio según el uso del servicio o servicios de que se trate. -

Nota.- *El* ***Adjunto C, 8*** *de este Reglamento contiene textos de orientación sobre los tiempos de conexión de la fuente de energía.-*

2.5 CONSIDERACIONES SOBRE FACTORES HUMANOS.-

2.5.1 En el diseño y certificación de las radioayudas para la navegación deberán observarse los principios relativos a factores humanos.-

Nota.- *Los textos de orientación sobre principios relativos a factores humanos pueden encontrarse en el Manual de instrucción sobre factores humanos (****Doc. 9683*** *de la* ***OACI)*** *y en la* ***Circular 249*** *de la* ***OACI*** *(Compendio sobre factores humanos* ***núm. 11 —*** *Los factores humanos en los sistemas* ***CNS/ATM****).-*

*****

CAPÍTULO 3.-

ESPECIFICACIONES RELATIVAS A LAS RADIOAYUDAS PARA LA NAVEGACIÓN

Nota.- *En el* ***DINAC R 14****, se indican las especificaciones relativas a la construcción y el emplazamiento de las instalaciones terrestres, a fin de reducir al mínimo el peligro para las aeronaves.-*

3.1 ESPECIFICACIÓN PARA EL ILS.-

3.1.1 DEFINICIONES.-

ÁNGULO DE TRAYECTORIA DE PLANEO ILS*:* El ángulo que forma con la horizontal la recta que representa la trayectoria de planeo media.-

CONTINUIDAD DE SERVICIO DEL ILS*:* Propiedad relacionada con la escasa frecuencia de interrupciones de la señal radiada. El nivel de continuidad de servicio del localizador o de la trayectoria de planeo se expresa en función de la probabilidad de que no se pierdan las señales de guía radiadas.-

DDM — DIFERENCIAS DE PROFUNDIDAD DE MODULACIÓN*:* Porcentaje deprofundidad de modulación de la señal mayor, menos el porcentaje de profundidad de modulación de la señal menor, dividido por **100**.-

EJE DE RUMBO*:* En todo plano horizontal, el lugar geométrico de los puntos más próximos al eje de la pista en los que la **DDM** es cero.-

INSTALACIÓN ILS DE CATEGORÍA DE ACTUACIÓN I*:* Un **ILS** que proporcionainformación de guía desde el límite de cobertura del **ILS** hasta el punto en que el eje de rumbo del localizador corta la trayectoria de planeo del ILS a una altura de **30 m** (**100ft**), o menos, por encima del plano horizontal que contiene el umbral.-

Nota.- *El límite inferior se establece en 30 m (100 ft) por debajo de la altura de decisión (DH) mínima para la Categoría I.*

INSTALACIÓN ILS DE CATEGORÍA DE ACTUACIÓN II*:* Un **ILS** que proporciona información de guía desde el límite de cobertura del **ILS** hasta el punto en el que el eje de rumbo del localizador corta la trayectoria de planeo del ILS a una altura de **15 m (50 ft),** o menos, por encima del plano horizontal que contiene el umbral.-

Nota.- *El límite inferior se establece en 15 m (50 ft) por debajo de la altura de decisión (DH) mínima para la Categoría II.*

INSTALACIÓN ILS DE CATEGORÍA DE ACTUACIÓN III*:* Un **ILS** que con la ayuda de equipo auxiliar cuando sea necesario, proporcione información de guía desde el límite de cobertura de la instalación hasta la superficie de la pista, y a lo largo de la misma.-

INTEGRIDAD DEL ILS*:* La calidad referente a la seguridad que ofrece la precisión de la información suministrada por la instalación. El nivel de integridad del localizador o de la trayectoria de planeo se expresa en función de la probabilidad de que no se radien señales de guía falsas.-

PUNTO "A" DEL ILS*:* Punto de la trayectoria de planeo situado **a 7,5 km (4 NM)** del umbral, medido sobre la prolongación del eje de la pista en la dirección de la aproximación.-

PUNTO "B" DEL ILS*:* Punto de la trayectoria de planeo situado a **1 050 m (3 500 ft)** del umbral, medidos sobre la prolongación del eje de la pista en la dirección de la aproximación.-

PUNTO "C" DEL ILS*:* Punto por el que la parte recta descendente de la prolongación de la trayectoria nominal de planeo nominal pasa a la altura de **30 m (100 ft)** sobre el plano horizontal que contiene el umbral.-

PUNTO "D" DEL ILS*:* Punto situado a **4 m (12 ft)** sobre el eje de la pista y que dista **900 m (3 000 ft)** del umbral en la dirección del localizador.-

PUNTO "E" DEL ILS*:* Punto situado a **4 m (12 ft)** sobre el eje de la pista y que dista **600 m (2 000 ft)** del extremo de parada de la pista en la dirección del umbral.-

Nota.- *Véase el* ***Adjunto C****,* ***Figura C-1.-***

REFERENCIA ILS (PUNTO "T"): Punto situado a una altura especificada, sobre la intersección del eje de la pista con el umbral, por el cual pasa la prolongación rectilínea hacia abajo de la trayectoria de planeo **ILS.-**

SECTOR DE RUMBO*:* Sector en un plano horizontal que contiene el eje de rumbo, limitado por los lugares geométricos de los puntos más cercanos al eje de rumbo en los que la **DDM es 0,155.-**

SECTOR DE RUMBO FRONTAL*:* El sector de rumbo situado al mismo lado del localizador que la pista.-

SECTOR DE RUMBO POSTERIOR*:* El sector de rumbo situado en el lado opuesto del localizador respecto a la pista.-

SECTOR DE TRAYECTORIA DE PLANEO ILS*:* Sector situado en el plano vertical que contiene la trayectoria de planeo ILS y limitado por el lugar geométrico de los puntos más cercanos a la trayectoria de planeo en los que la **DDM es 0,175.-**

Nota.- *El sector de trayectoria de planeo* ***ILS*** *está situado en el plano vertical que contiene el eje de la pista y está dividido por la trayectoria de planeo radiada en dos partes denominadas sector superior y sector inferior, que son, respectivamente, los sectores que quedan por encima y por debajo de la trayectoria de planeo.-*

SEMISECTOR DE RUMBO*:* Sector situado en un plano horizontal que contiene el eje de rumbo y limitado por el lugar geométrico de los puntos más cercanos al eje de rumbo en los que la **DDM es 0,0775.-**

SEMISECTOR DE TRAYECTORIA DE PLANEO ILS*:* Sector situado en el plano vertical que contiene la trayectoria de planeo **ILS** y limitado por el lugar geométrico de los puntos más cercanos a la trayectoria de planeo en los que la **DDM es 0,0875.-**

SENSIBILIDAD DE DESPLAZAMIENTO ANGULAR*:* La proporción de la **DDM** medida hasta el desplazamiento angular correspondiente, a partir de la línea de referencia apropiada.-

SENSIBILIDAD DE DESPLAZAMIENTO (LOCALIZADOR): La proporción de la **DDM** medida hasta el desplazamiento lateral correspondiente, a partir de la línea de referencia apropiada.-

SISTEMA DE TRAYECTORIA DE PLANEO DE DOBLE FRECUENCIA: Sistema de trayectoria de planeo ILS en el que se logra la cobertura mediante la utilización de dos diagramas de radiación independientes espaciados en frecuencias de portadora separadas dentro del canal de trayectoria de planeo de que se trate.-

SISTEMA LOCALIZADOR DE DOBLE FRECUENCIA*:* Sistema localizador en el que se logra la cobertura mediante la utilización de dos diagramas de radiación independientes espaciados en frecuencias de portadora separadas dentro del **CANAL VHF DEL LOCALIZADOR DE QUE SE TRATE**.-

TRAYECTORIA DE PLANEO ILS*:* Aquél de los lugares geométricos de los puntos situados en el plano vertical que contiene el eje de la pista en que la **DDM** es cero, que está más cerca del plano horizontal.-

3.1.2 REQUISITOS BÁSICOS.-

3.1.2.1 El **ILS** constará de los elementos esenciales siguientes:

a) Equipo localizador **VHF**, con su sistema monitor correspondiente, y equipo de telemando e indicador;

b) Equipo **UHF** de trayectoria de planeo, con el sistema monitor correspondiente, y equipo de telemando e indicador.-

c) Un medio apropiado que permita efectuar verificaciones de la trayectoria de planeo.-

Nota*.- Los procedimientos para los servicios de navegación aérea— Operación de aeronaves* ***(PANS-OPS) (Doc. 8168)*** *contienen orientación sobre la realización de la verificación de la trayectoria de planeo.-*

3.1.2.1.1 Con radiobalizas VHF o equipo radiotelemétrico (DME), más los sistemas monitores conexos y equipo de telemando e indicador, debería proporcionarse información de la distancia al umbral para hacer posible las verificaciones de la trayectoria de planeo.

Nota.- *El* ***Adjunto C, 2.11****, contiene el texto de orientación sobre el uso de* ***DME*** *y/u otras radioayudas para la navegación normalizadas como alternativa de las radiobalizas.-*

3.1.2.1.2 Cuando se utilice una o más radiobalizas VHF para proporcionar información de la distancia al umbral, el equipo se ajustará a las especificaciones de 3.1.7. Cuando se utilice DME en lugar de radiobalizas, el equipo se ajustará a las especificaciones de 3.1.7.6.5.

3.1.2.1.3 Las instalaciones **ILS** de las Categorías de actuación **I, II y III** proporcionarán indicaciones en puntos de mando a distancia designados sobre el estado de funcionamiento de todos los componentes del sistema ILS en tierra, como sigue:

a) Para todos los **ILS** de **Categoría II y Categoría III,** la dependencia de los servicios de tránsito aéreo que intervenga en el control de la aeronave en la aproximación final constituirá uno de los puntos remotos de control designados y recibirá información sobre el estado operacional de los ILS, con una demora que corresponda a los requisitos del ambiente operacional.-

b) Para un **ILS de Categoría I,** si éste proporciona un servicio de radionavegación esencial, la dependencia de servicios de tránsito aéreo que participa en el control de la aeronave en la aproximación final constituirá uno de los puntos remotos de control designados y recibirá información sobre el estado operacional de los **ILS**, con una demora que corresponda a los requisitos del ambiente operacional.-

Nota 1.- *Las indicaciones que exige esta norma tienen la intención de servir de herramienta para apoyar las funciones de gestión del tránsito aéreo y, por lo tanto, se satisfacen los requisitos de suministro oportuno aplicables. Los requisitos de suministro oportuno que se aplican a las funciones de vigilancia de la integridad de los* ***ILS*** *que protegen a las aeronaves de un mal funcionamiento de los ILS se especifican en* ***3.1.3.11.3.1 y 3.1.5.7.3.1.****de este reglamento.-*

Nota 2.- *Es probable que el sistema de tránsito aéreo requiera disposiciones adicionales que pueden considerarse esenciales para lograr plena capacidad de* ***Categoría III****, por ejemplo, para proporcionar guía lateral y longitudinal adicional durante el recorrido de aterrizaje y el rodaje y para garantizar mejor integridad y fiabilidad del sistema.-*

3.1.2.2 El **ILS** se construirá y ajustará de tal manera que a una distancia especificada del umbral, indicaciones idénticas de los instrumentos que lleven las aeronaves representen desplazamientos similares respecto al eje de rumbo o trayectoria de planeo **ILS**, según sea el caso, y cualquiera que sea la instalación terrestre que se use.-

3.1.2.3 Los componentes de localizador y de trayectoria de planeo especificados en **3.1.2.1 a) y b)** que forman parte del **ILS — Categoría** de actuación **I**, se ajustarán por lo menos a las normas de **3.1.3 y 3.1.5** respectivamente, excepto aquéllas en que se prescribe la aplicación al **ILS** — **Categoría** de actuación **II.-**

3.1.2.4 Los componentes de localizador y trayectoria de planeo especificados en **3.1.2.1 a) y b)** que forman parte de un **ILS — Categoría** de actuación **II** se ajustarán a las normas aplicables a estos componentes en un **ILS — Categoría** de actuación **I,** complementadas o enmendadas por las normas de **3.1.3 y 3.1.5** en que se prescribe aplicación al **ILS — Categoría** de actuación **II.-**

3.1.2.5 Los componentes de localizador y de trayectoria de planeo, así como todo otro equipo auxiliar especificado en **3.1.2.1.1** de este reglamento, que forman parte de una instalación **ILS** de **Categoría** de actuación **III** se ajustarán, fuera de eso, a las normas aplicables a estos componentes en instalaciones **ILS** de **Categorías** de actuación **I y II**, excepto en lo que resulten complementadas por las normas de **3.1.5** de este reglamento, en que se prescribe la aplicación a instalaciones **ILS** de **Categoría** de actuación **III.-**

3.1.2.6 Para garantizar un nivel de seguridad adecuado, el **ILS** se proyectará y mantendrá de modo que la probabilidad de funcionamiento dentro de los requisitos de actuación especificados sea elevada, compatible con la categoría de actuación operacional, interesada.-

3.1.2.6.1 Para los localizadores y trayectorias de planeo de instalaciones ILS de las Categorías de actuación II y III, el nivel de integridad y continuidad de servicio será como mínimo nivel 3, como se define en 3.1.3.12.4 (localizador) y en 3.1.5.8.4 (trayectoria de planeo).

Nota.- *Las especificaciones relativas a instalaciones* ***ILS*** *de las* ***Categorías*** *de actuación* ***II y III*** *tienen por objeto lograr el más elevado grado de integridad, confiabilidad y estabilidad de funcionamiento del sistema, en las condiciones ambientales más adversas que se encuentren.* ***En 2.8 del Adjunto C de este Reglamento*** *figura texto de orientación para alcanzar este objetivo* ***.-***

3.1.2.7 En aquellos lugares en los que haya dos instalaciones **ILS** separadas que sirvan a los extremos opuestos de una pista única y se genere interferencia operacionalmente perjudicial si las dos instalaciones transmiten al mismo tiempo, sistema de bloqueo garantizará que sólo radie el localizador que se utilice para la dirección de aproximación en uso,

Nota 1.- *Si bien un sobrevuelo a bajo nivel de un localizador transmisor puede generar interferencia en los receptores ILS de a bordo, esta interferencia sólo puede considerarse operacionalmente perjudicial cuando ocurre en condiciones específicas, p. ej. Cuando no hay indicaciones visuales de la pista o cuando está activado el piloto automático. En 2.1.8 y 2.13 del Adjunto C figuran orientaciones adicionales.*

Nota 2.- *La interferencia también puede ser causada por transmisiones de*

otros localizadores distintos al del extremo opuesto de la misma pista (es decir, de pistas que se cruzan, paralelas o adyacentes). En esos casos, también puede considerarse el uso de un sistema de bloqueo para evitar interferencias.

***Nota.3-**.- Puede proporcionarse un sistema de bloqueo mediante equipo o programas o un procedimiento equivalente.*

3.1.2.7.1 En los lugares en los que las instalaciones **ILS** que sirven a los extremos opuestos de una misma pista o a distintas pistas del mismo aeropuerto utilicen las mismas frecuencias asociadas por pares, un sistema de bloqueo asegurará que solamente una instalación radie en cada instante. Cuando se conmute de una instalación **ILS** a otra, se suprimirá la radiación de ambas por un tiempo no inferior a **20 s.-**

***Nota.-** El texto adicional de orientación sobre la operación de localizadores en el mismo canal de frecuencias se halla contenido en el Volumen V, Capitulo 4 de este* **Reglamento.-**

3.1.2.8 En los lugares en los que una instalación ILS y una instalación GBAS sirven a sentidos de aproximación opuestos de la misma pista cuando el sentido de aproximación en uso no sea el sentido al que sirve el ILS, el localizador no radiará cuando se estén llevando a cabo operaciones GBAS con baja visibilidad que requieran de GAST D, excepto cuando pueda demostrarse que la señal del localizador cumple con los requisitos indicados en el Apéndice B, párrafos 3.6.8.2.2.5 y 3.6.8.2.2.6, en los que se definen las relaciones entre señal deseada y no deseada y la potencia máxima del canal adyacente que puede tolerar el receptor VDB del GBAS.

***Nota.-** Si el localizador está radiando, hay posibilidad de interferencia con las señales del VDB del GBAS en la región en la que la aeronave sobrevuela el localizador. Para impedir que el localizador radie, se puede provocar un bloqueo mediante soporte físico (*hardware*) o lógico (*software*) o bien recurrir a una mitigación por procedimientos. Se pueden encontrar orientaciones adicionales en el Adjunto C, párrafo 2.1.8.1, y en el Adjunto D, párrafo 7.2.3.3.*

3.1.3 LOCALIZADOR VHF Y MONITOR CORRESPONDIENTE.-

Introducción. Las especificaciones en esta sección se refieren a los localizadores **ILS** que proporcionan información positiva de guía en los **360°** de azimut, o que proporcionan dicha guía solamente dentro de una parte especificada de la cobertura frontal **(véase 3.1.3.7.4 *de este Reglamento*).** Cuando se instalan localizadores **ILS** que proporcionan información positiva de guía en un sector limitado, se necesitará, por regla general, información de alguna radioayuda para la navegación, adecuadamente emplazada, junto con los procedimientos apropiados, a fin de garantizar que toda información de guía equívoca dada por el sistema fuera del sector, no sea importante desde el punto de vista de las operaciones.-

3.1.3.1 GENERALIDADES.-

3.1.3.1.1 La radiación del sistema de antenas del localizador producirá un diagrama de campo compuesto, modulado en amplitud por un tono de **90 Hz** y otro de **150 Hz.** El diagrama de campo de radiación producirá un sector de rumbo con un tono predominando en un lado del rumbo y el otro tono predominando en el lado opuesto.-

3.1.3.1.2 Cuando un observador mire hacia el localizador desde el de extremo de aproximación la pista, predominará, a su derecha, la profundidad de modulación de la radiofrecuencia portadora debida al tono de **150 Hz**, y la debida al tono de **90 Hz** predominará a su izquierda.-

3.1.3.1.3 Todos los ángulos horizontales que se empleen para determinar los diagramas de campo del localizador tendrán su origen en el centro del sistema de antenas del localizador que proporciona las señales utilizadas en el sector de rumbo frontal.-

3.1.3.2 RADIOFRECUENCIA.-

3.1.3.2.1 El localizador trabajará en la banda de **108** a **111,975 MHz**. Cuando se use una sola radiofrecuencia portadora, la tolerancia de frecuencia no excederá de **± 0,005%.** Cuando se usen dos radiofrecuencias portadoras la tolerancia de frecuencia no excederá de **0,002%** y la banda nominal ocupada por las portadoras será simétrica respecto a la frecuencia asignada. Con todas las tolerancias aplicadas, la separación de frecuencia no será menor de **5 kHz** ni mayor de **14 kHz.-**

3.1.3.2.2 La emisión del localizador se polarizará horizontalmente. La componente de la radiación polarizada verticalmente no excederá de la que corresponde a un error de **DDM** de **0,016**, cuando una aeronave esté en el eje de rumbo y su actitud en cuanto a inclinación lateral sea de **20°** respecto a la horizontal.-

3.1.3.2.2.1 Respecto a los localizadores de las instalaciones de **Categoría** de actuación **II**, la componente de la radiación polarizada verticalmente no excederá de la que corresponde a un error de **DDM** de **0,008**, cuando una aeronave esté en el eje de rumbo y su actitud en cuanto a inclinación lateral sea de **20°** respecto a la horizontal.-

3.1.3.2.2.2 Para los localizadores de las instalaciones de la **Categoría** de actuación **III,** la componente verticalmente polarizada de la radiación dentro de un sector limitado por una **DDM** de **0,02** a cada lado del eje de rumbo, no excederá de la que corresponde a un error de **DDM de 0,005** cuando la aeronave se encuentra en una actitud de **20°** de inclinación lateral respecto a la horizontal.-

3.1.3.2.2.3 Para localizadores de las instalaciones de la **Categoría de actuación III** las señales producidas por el transmisor no contendrán ninguna componente que resulte en una aparente fluctuación del eje de rumbo de más de una **DDM** de **0,005,** de cresta a cresta, en la banda de frecuencia de **0,01** a **10 Hz.-**

3.1.3.3 COBERTURA.-

Nota.- *En **2.1.10** y en las Figuras **C-7A, C-7B, C-8A** y **C-8B** del **Adjunto C** de este **Reglamento** se proporciona orientación respecto de la cobertura del localizador.-*

3.1.3.3.1 El localizador proporcionará señales suficientes para permitir un funcionamiento satisfactorio de una instalación típica de abordo, dentro de los sectores de cobertura del localizador y de la trayectoria de planeo. El sector de cobertura del localizador se extenderá desde el centro del sistema de antena del localizador hasta distancias de: **46,3 km (25 NM)** dentro de **± 10°** respecto al eje de rumbo frontal**; 31,5 km (17 NM)** entre **10° y 35°** respecto al eje de rumbo frontal**;18,5 km (10 NM)** fuera de los **± 35°** respecto al eje de rumbo frontal si se proporciona cobertura;si bien, cuando lo dicten las características topográficas o lo permitan los requisitos operacionales, las limitaciones pueden reducirse a **33,3 km (18 NM)** dentro de un sector de **± 10° y 18,5 km (10 NM)** dentro del resto de la cobertura, cuando otros medios de navegación proporcionen cobertura satisfactoria dentro del área de aproximación intermedia. Las señales del localizador se recibirán a las distancias especificadas y a una altura igual o superior a **600 m (2 000 ft)** por encima de la elevación del umbral, o de **300 m (1 000 ft)** por encima de la elevación del punto más alto dentro de las áreas de aproximación intermedia y final, de ellos el valor que resulte más elevado, excepto que, cuando se necesite para proteger la actuación **ILS** y lo permitan los requisitos operacionales, el límite inferior de cobertura a ángulos de más de **15°** respecto del eje de rumbo frontal se elevará linealmente desde su altura a **15°** hasta **1 350 m (4 500 ft)**, como máximo, sobre la elevación del umbral a **35°** respecto al eje de rumbo frontal. Tales señales podrán recibirse hasta las distancias especificadas, hasta una superficie que se

3.1.3.3.2 extienda hacia afuera desde la antena del localizador y tenga una inclinación de **7°** por encima del plano horizontal.-

Nota.- *Se tiene la intención de que cuando los obstáculos existentes penetren en la superficie inferior no sea necesario proporcionar la guía a menos de las alturas dentro del alcance óptico.-*

3.1.3.3.3 En todos los puntos del volumen de cobertura especificado en **3.1.3.3.1,** salvo lo estipulado en **3.1.3.3.2.1, 3.1.3.3.2.2 y 3.1.3.3.2.3** de este **Reglamento**, la intensidad de campo no será inferior a **40µV/m (–114 dBW/m2).-**

Nota.- *Esta intensidad mínima de campo es necesaria para permitir una utilización operacional satisfactoria de las instalaciones de localizador del **ILS**.-*

3.1.3.3.3.1 En el caso de localizadores de las instalaciones de la **Categoría** de actuación **I**, la intensidad de campo mínima en la trayectoria de planeo del **ILS** y dentro del sector de rumbo del localizador no será inferior a **90 µV/m (–107 dBW/m^2)** a partir de una distancia de **18,5 km (10 NM)** hasta una altura de **30 m (100 ft**) por encima del plano horizontal que contenga el umbral.

3.1.3.3.3.2 En el caso de localizadores de las instalaciones de la **Categoría** de actuación **II**, la intensidad de campo mínima en la trayectoria de planeo del **ILS** y dentro del sector de rumbo del localizador, no será inferior a **100 µV/m (–106 dBW/m^2)** a una distancia de **18,5 km (10 NM)**, aumentando para alcanzar un valor por lo menos igual a **200 µV/m (–100 dBW/m^2)** a una altura de **15 m (50 ft)** por encima del plano horizontal que contenga el umbral.-

3.1.3.3.3.3 En el caso de localizadores de las instalaciones de la **Categoría** de actuación **III**, la intensidad de campo mínima en la trayectoria de planeo del **ILS** y dentro del sector de rumbo del localizador, no será inferior a **100 µV/m (–106 dBW/m^2)** a una distancia de **18,5 km (10 NM)**, aumentando para alcanzar un valor por lo menos igual a **200 µV/m (–100 dBW/m^2**) a una altura de **6 m (20 ft)** por encima del plano horizontal que contenga el umbral. A partir de este punto y hasta otro punto situado a **4 m (12 ft)** por encima del eje de la pista y a **300 m (1 000 ft)** del umbral en la dirección del localizador, y a partir de allí a una altura de **4 m (12 ft)** a lo largo de la pista en la dirección del localizador, la intensidad de campo no deberá ser inferior a **100 µV/m (–106 dBW/m^2).-**

Nota.- *Las intensidades de campo indicadas en **3.1.3.3.2.2, y 3.1.3.3.2.3** de este **Reglamento,** son necesarias para asegurar la relación señal/ruido exigida para obtener una mejor integridad.-*

3.1.3.3.4 Por encima de **7°** las señales deberán reducirse al valor más bajo posible.-

Nota 1.- *Los requisitos de **3.1.3.3.1, 3.1.3.3.2.1, 3.1.3.3.2.2 y 3.1.3.3.2.3** de este **Reglamento** de este reglamento se basan en la suposición de que la aeronave se dirige directamente hacia la instalación.-*

Nota 2.- *En el **Adjunto C, 2.2.2** de este **Reglamento**, se da orientación sobre los parámetros importantes del receptor de a bordo pertinentes a los localizadores.-*

3.1.3.3.5 Cuando la cobertura se logre mediante un localizador que usa dos portadoras, proporcionando una portadora un diagrama de radiación en el sector de rumbo frontal y la otra un diagrama de radiación fuera de dicho sector, la relación de las intensidades de señal de las dos portadoras en el espacio dentro del sector de rumbo frontal hasta los límites de cobertura especificados en **3.1.3.3.1** de este reglamento, no será menor de **10 dB.-**

Nota.- *En la Nota que sigue a **3.1.3.11.2 y en 2.7** del **Adjunto C** de este **Reglamento** figuran sendos textos de orientación sobre localizadores que consiguen cobertura con dos portadoras.-*

3.1.3.3.6 Para los localizadores de instalaciones de **Categoría** de actuación **III**, la relación de las intensidades de señal de las dos portadoras en el espacio dentro del sector de rumbo frontal, no deberá ser inferior a **16 dB**.-

3.1.3.4 ESTRUCTURA DEL CURSO.-

3.1.3.4.1 Respecto a los localizadores de las instalaciones de **Categoría** de actuación **I**, la amplitud de los codos del eje del rumbo no excederá de los valores siguientes:

Zona	Amplitud (DDM) (Probabilidad del 95%)
Desde el límite exterior de cobertura hasta el punto “A” del ILS	0,031
Desde el punto “A” del ILS hasta el punto “B”	0,031 en el punto “A” del ILS para disminuir linealmente hasta 0,015 en el punto “B” del ILS
Desde el punto “B” del ILS hasta el punto “C”	0,015

3.1.3.4.2 Respecto a los localizadores de las instalaciones de las **Categorías** de actuación **II y III**, la amplitud de los codos del eje de rumbo no excederá de los valores siguientes:

Zona	Amplitud (DDM) (Probabilidad del 95%)
Desde el límite exterior de cobertura hasta punto A” del ILS“	0,031
Desde el punto “A” del ILS hasta el punto “B”	0,031 en el punto “A” del ILS disminuyendo linealmente hasta 0,005 en el punto “B” del ILS
Desde el punto “B” del ILS hasta la referencia ILS	0,005

y únicay y únicamente en lo que respecta a las instalaciones de **la Categoría de actuación III:**

Zona	Amplitud (DDM) (Probabilidad del 95%)
Desde la referencia ILS hasta punto “D”	0,005
Desde el punto “D” del ILS hasta el punto “E”	0,005 en el punto “D” del ILS aumentando linealmente hasta 0,010 en el punto “E” del ILS

Nota 1.- *Las amplitudes indicadas en **3.1.3.4.1 y 3.1.3.4.2** de este **Reglamento**, son las **DDM** debidas a los codos, observadas en el eje de rumbo nominal cuando éste está debidamente ajustado.-*

Nota 2.- *En el **Adjunto C, 2.1.3, 2.1.5, 2.1.6 y 2.1.9**, figuran textos de orientación sobre la estructura del curso del localizador.-*

3.1.3.5 MODULACIONES DE LA PORTADORA.-

3.1.3.5.1 La profundidad nominal de modulación de la portadora debida a cada uno de los tonos de **90 y 150 Hz** será del **20%** a lo largo del eje de rumbo.-

3.1.3.5.2 La profundidad de modulación de la portadora debida a cada uno de los tonos de **90 y 150 Hz** estará comprendido entre los límites del **18 y 22%.-**

3.1.3.5.3 Las siguientes tolerancias se aplicarán a las frecuencias de los tonos de modulación:

a) Los tonos de modulación serán de **90 y 150 Hz ± 2,5%;**

b) Los tonos de modulación serán de **90 y 150 Hz ± 1,5%** para instalaciones de la **Categoría** de actuación **II;**

c) Los tonos de modulación serán de **90 y 150 Hz ± 1%** para instalaciones de la **Categoría** de actuación **III;**

d) El contenido total de armónicos del tono de **90 Hz** no excederá del **10%;** además, respecto a los localizadores de las instalaciones de **Categoría** de actuación **III,** el segundo armónico del tono de **90 Hz** no excederá del **5%;**

e) El contenido total de armónicos del tono de **150 Hz** no excederá del **10%.-**

3.1.3.5.3.1 Respecto a las instalaciones **ILS** de la **Categoría** de actuación **I**, los tonos de modulación deberán ser de **90 y de 150 Hz ± 1,5%,** cuando sea posible.-

3.1.3.5.3.2 Respecto a los localizadores de las instalaciones de la **Categoría** de actuación **III**, la profundidad de modulación de amplitud de la portadora en la frecuencia o armónicos de la fuente de energía, o en otros componentes no deseados, no excederá del **0,05%.** Los armónicos de la fuente de energía u otros componentes de ruidos no deseados que puedan producir una intermodulación con los tonos de navegación de **90 Hz y 150 Hz** o con sus armónicos, para producir fluctuación en el eje del rumbo no excederán de un **0,05**% de la profundidad de modulación de la portadora.-

3.1.3.5.3.3 Los tonos de modulación estarán en fase de tal manera que dentro del semisector de rumbo, las formas de onda demodulada de **90 Hz y 150 Hz** pasen por el valor cero en la misma dirección, dentro de un margen:

a) Respecto a los localizadores de las instalaciones de las **Categorías** de actuación **I y II, de 20°.-**Respecto a los localizadores de las instalaciones de la **Categoría** de actuación **III, de 10°,** de la fase relativa al componente de **150 Hz** cada medio ciclo de la forma de onda combinada de **90 y 150 Hz.-**

b) respecto a los localizadores de las instalaciones de la Categoría de actuación III, de 10°, de fase relativa al componente de 150 Hz cada medio ciclo de la forma de onda combinada de 90 y 150 Hz.

Nota 1.- *La definición de relación de fase de esta manera no pretende implicar la necesidad de medir la fase dentro del semisector de rumbo.-*

Nota 2.- *En la* ***Figura C-6 del Adjunto C*** *se hallarán ciertos elementos de orientación.-*

3.1.3.5.3.4 Con sistemas de localizadores de dos frecuencias, **3.1.3.5.3.3** se aplicará a cada portadora. Además, el tono de modulación de **90 Hz** de una portadora estará en fase con el tono de modulación de **90 Hz** de la otra portadora, de manera que las formas de onda demodulada pasen por el valor cero, en la misma dirección dentro de un margen:

a) Respecto a localizadores de instalaciones de las **Categorías de actuación I y II, de 20°;** y

b) Respecto a localizadores de instalaciones de la **Categoría de actuación III, de 10°,** de fase por referencia a **90 Hz**. Similarmente los tonos de **150 Hz** de las dos portadoras estarán acoplados en fase de tal modo que las formas de ondas de moduladas pasen por el valor cero en la misma dirección, dentro de un margen:

1) respecto a localizadores de instalaciones de las **Categorías de actuación I y II, de 20°;** y

2) respecto a localizadores de instalaciones de la **Categoría de actuación**

3) III, de 10°, de fase relativa por referencia a **150 Hz**.-

3.1.3.5.3.5 Se permitirá el empleo de otros sistemas de localizador de dos frecuencias que utilicen ajuste de fase auditiva distinto del de las condiciones normales **"en fase"** descritas en **3.1.3.5.3.4**. En estos sistemas alternativos la sincronización **90 Hz** a **90 Hz** y la sincronización **150 Hz a 150 Hz** se ajustarán a sus valores nominales, dentro de márgenes equivalentes a los expuestos en **3.1.3.5.3.4** de este reglamento.-

Nota.- *Esto es para garantizar el funcionamiento correcto del receptor de a bordo en la región fuera del eje de rumbo, donde las intensidades de la señal de las dos portadoras son aproximadamente iguales.-*

3.1.3.5.3.6 La suma de las profundidades de modulación de la portadora debidas a los tonos de **90 Hz y 150 Hz** no deberá exceder del **60%** o ser inferior al **30%** en la zona de cobertura requerida.-

3.1.3.5.3.6.1 En el equipo que se instale por primera vez antes del 1 de enero de 2000, la suma de las profundidades de modulación de la onda portadora producida por los tonos de **90 Hz** y **150 Hz** no excederá del **60%** ni será inferior al **30%** dentro de la cobertura requerida.-

Nota 1.- *Si la suma de las profundidades de modulación es superior al **60%** para los localizadores de instalaciones de Categoría de actuación **I,** la sensibilidad de desplazamiento nominal puede ajustarse, del modo previsto en **3.1.3.7.1** de este **Reglamento**, para alcanzar el límite de modulación mencionado anteriormente.-*

Nota 2.- *Respecto a sistemas de doble frecuencia, no se aplica la norma para la suma máxima de profundidades de modulación en, o cerca de, los azimuts en los que los niveles de la señal portadora de rumbo y autorización son iguales en amplitud (es decir, a azimuts en los que ambos sistemas transmisores realizan una contribución significativa a la profundidad de modulación total).-*

Nota 3.- *La norma para la suma mínima de profundidades de modulación se basa en que se fije el nivel de alarma de desperfecto hasta en un **30%**, como se indica en el **Adjunto C, 2.3.3** de este **Reglamento.-***

3.1.3.5.3.7 Cuando se utilice un localizador para comunicaciones radiotelefónicas, la suma de las profundidades de modulación de la portadora debidas a los tonos de **90 Hz** y **150 Hz** no excederá del **65%** dentro de **10°** del eje de rumbo, y del **78%** en cualquier otro punto alrededor del localizador.-

3.1.3.5.4 La modulación interferente de frecuencia y de fase en las portadoras de radiofrecuencia del localizador **ILS** que pueden afectar a los valores **DDM** que aparecen en los receptores del localizador, deberá reducirse al mínimo, en la medida de lo posible.-

Nota.- *En el **Adjunto C, 2.15** de este **Reglamento**, se ofrece el texto de orientación pertinente.-*

3.1.3.6 PRECISIÓN DE LA ALINEACIÓN DE CURSO.-

3.1.3.6.1 El eje medio del rumbo se ajustará y mantendrá dentro de los límites equivalentes a los siguientes desplazamientos desde el eje de la pista, en la referencia del **ILS**:

a) Respecto a los localizadores de las instalaciones de **Categoría** de actuación **I: ± 10,5 m (35 ft)**, o el equivalente lineal de **0,015 DDM**, tomándose de ambos valores el menor.-

b) Respecto a los localizadores de las instalaciones de **Categoría** de actuación **II: ± 7,5 m (25 ft).-**

c) Respecto a los localizadores de las instalaciones de **Categoría** de actuación **III: ± 3 m (10 ft).-**

3.1.3.6.2 Para los localizadores de las instalaciones de **Categoría** de actuación **II**, el eje medio de rumbo deberá ajustarse y mantenerse dentro de los límites equivalentes a **± 4,5 m (15 ft)** de desplazamiento con relación al eje de la pista en la referencia **ILS**.-

Nota 1.- *Se tiene la intención de que las instalaciones de* ***las Categorías*** *de actuación* ***II y III*** *se ajusten y se mantengan de forma que se alcancen en ocasiones muy raras los límites indicados en* ***3.1.3.6.1 y 3.1.3.6.2*** *de este* ***Reglamento****; el proyecto y el funcionamiento del sistema terrestre* ***ILS*** *total debe ser de una integridad suficiente para satisfacer este objetivo.-*

Nota 2.- *Se pretende que las nuevas instalaciones de* ***Categoría de actuación II*** *satisfagan las exigencias de* ***3.1.3.6.2*** *de este* ***Reglamento****.-*

Nota 3.- *El* ***Adjunto C, 2.1.3*** *de este* ***Reglamento****, contiene texto de orientación sobre la medición de la alineación del curso del localizador. En el Adjunto C, 2.1.9, figura texto de orientación sobre la protección de la alineación del curso del localizador.*

3.1.3.7 SENSIBILIDAD DE DESPLAZAMIENTO.-

3.1.3.7.1 La sensibilidad de desplazamiento nominal en el semisector de rumbo será el equivalente de **0,00145 DDM/m (0,00044 DDM/ft)** en la referencia **ILS**, pero para los localizadores de instalaciones de **Categoría de actuación I**, en los que no pueda alcanzarse la sensibilidad de desplazamiento nominal, la sensibilidad de desplazamiento se ajustará lo más posible a dicho valor. Respecto a los localizadores de las instalaciones de **Categoría** de actuación **I** en pistas con números de **clave 1 y 2**, la sensibilidad de desplazamiento nominal se logrará en el punto **"B"** del **ILS**. El ángulo de sector de rumbo máximo no pasará de **6°.-**

Nota.- *En el* ***DINAC R 14*** *se definen los números de* ***clave 1 y 2 de pista.***

3.1.3.7.2 La sensibilidad de desplazamiento lateral se ajustará y mantendrá dentro de los límites de:

a) **± 17%** del valor nominal para las instalaciones **ILS de Categorías** de actuación **I y II;**

b) **± 10%** del valor nominal para las instalaciones **ILS de Categoría** de actuación **III.-**

3.1.3.7.3 Respecto a las instalaciones **ILS** de **Categoría** de actuación **II**, la sensibilidad de desplazamiento deberá ajustarse y mantenerse dentro de los límites de **± 10%,** cuando sea factible.-

Nota 1.- *Las cifras que se dan en* ***3.1.3.7.1, 3.1.3.7.2 y 3.1.3.7.3*** *de este* ***Reglamento*** *anteriores están basadas en una anchura nominal de sector de* ***210 m (700 ft)*** *en el punto apropiado, es decir, el punto* ***''B''*** *del* ***ILS*** *en las pistas con números de clave* ***1 y 2****, y el de referencia* ***ILS*** *en otras pistas.-*

Nota 2.- *En el* ***Adjunto C, 2.7*** *de este* ***Reglamento****, figura un texto de orientación sobre la alineación y la sensibilidad de desplazamiento de localizadores que utilizan dos portadoras.-*

Nota 3.- *En el* ***Adjunto C, 2.9*** *de este* ***Reglamento****, figura un texto de orientación sobre la medición de la sensibilidad de desplazamiento de localizadores.-*

El aumento de **DDM** será sensiblemente lineal con respecto al desplazamiento angular referido al eje de rumbo frontal **(**en que la **DDM es cero)** hasta un ángulo,

a cada lado del eje de rumbo frontal, en que la **DDM es 0,180**. Desde ese ángulo hasta **± 10°** la **DDM** no será inferior a **0,180.** Desde **± 10°** hasta **± 35°** respecto al eje de rumbo frontal la **DDM** no será inferior a **0,155**. Cuando se requiera cobertura fuera del sector de **± 35°,** la **DDM** en el área de cobertura, excepto en el sector de rumbo posterior, no será inferior a **0,155.-**

Nota 1.- *La linealidad del cambio de* ***DDM*** *respecto al desplazamiento angular es especialmente importante en las cercanías del eje de rumbo.-*

Nota 2.- *La* ***DDM*** *anterior en el sector* ***10-35°,*** *se ha de considerar un requisito mínimo para la utilización del* ***ILS*** *como ayuda al aterrizaje. Cuando sea posible, una* ***DDM*** *mayor, por ejemplo,* ***0,180****, es ventajosa porque contribuye a que los aviones de gran velocidad ejecuten interceptaciones de ángulo amplio a distancias convenientes desde el punto de vista operativo, siempre que se cumplan los límites sobre porcentaje de modulación señalados en* ***3.1.3.5.3.6*** *de este* ***Reglamento.-***

Nota 3.- *Siempre que sea posible el nivel de captura del localizador de los sistemas de mando automáticos de vuelo ha de fijarse a una* ***DDM*** *de* ***0,175*** *o inferior, a fin de impedir que se produzcan capturas falsas del localizador.-*

3.1.3.8 COMUNICACIONES ORALES.-

El localizador puede tener un canal de comunicaciones radiotelefónicas de tierra a aire que pueda funcionar simultáneamente con las señales de navegación e identificación, siempre que dicho funcionamiento no interfiera en modo alguno con la función esencial del localizador.-

3.1.3.8.1 Los localizadores de las instalaciones de **Categoría de actuación I y II** pueden tener un canal de comunicaciones radiotelefónicas de tierra aire que pueda funcionar simultáneamente con las señales de navegación e identificación, siempre que dicho funcionamiento no infiera en modo alguno con la función esencial del localizador.-

3.1.3.8.2 Los localizadores de instalaciones de la **Categoría de actuación III** no proporcionarán tal canal, excepto donde se haya tenido extremo cuidado en el proyecto y utilización de la instalación para asegurar que no haya posibilidad de interferencia con la guía de navegación.-

3.1.3.8.3 Si se proporciona el canal habrá de acomodarse a las normas siguientes:

3.1.3.8.3.1 El canal utilizará la misma portadora o portadoras empleadas para la función localizadora y la radiación estará polarizada horizontalmente. Cuando dos portadoras estén moduladas en fonía, el desfasaje de las modulaciones de ambas portadoras será tal que no se produzcan nulos dentro de la cobertura del localizador.-

3.1.3.8.3.2 La profundidad máxima de modulación de la portadora o portadoras debida a las comunicaciones radiotelefónicas no excederá del **50%,** pero se ajustará de manera que:

3.1.3.8.3.2.1 La relación entre la profundidad máxima de modulación debida a las comunicaciones radiotelefónicas y la debida a la señal de identificación sea aproximadamente de **9 a 1**.-

3.1.3.8.3.2.2 La suma de los componentes de modulación debidos al uso del canal radiotelefónico, a las señales de navegación y a las señales de identificación no excederá del **95%.-**La característica de audiofrecuencia del canal radiotelefónico será plana con una variación de **3 dB** respecto al nivel a **1 000 Hz**, en la gama de **300 a 3 000 Hz**.

3.1.3.9 IDENTIFICACIÓN.-

3.1.3.9.1 El localizador podrá transmitir simultáneamente una señal de identificación propia de la pista y de la dirección de aproximación, en la misma portadora o portadoras que se utilicen para la función localizadora. La transmisión de la señal de identificación no interferirá en modo alguno con la función esencial del localizador.

3.1.3.9.2 La señal de identificación se emitirá por modulación Clase **A2A** de la portadora o portadoras usando un tono de modulación de **1 020 Hz** con una tolerancia de **± 50 Hz.** La profundidad de modulación se mantendrá dentro de los límites del **5 y 15%,** excepto cuando se disponga de un canal radiotelefónico, en cuyo caso se ajustará de tal forma que la relación entre la profundidad máxima de modulación debida a las comunicaciones radiotelefónicas y la modulación debida a la señal de identificación sea aproximadamente de **9** a **1**. Las emisiones que lleven la señal de identificación se polarizarán horizontalmente. Cuando dos portadoras estén moduladas con señales de identificación, el desfasaje de las modulaciones será tal que no se produzcan nulos dentro de la cobertura del localizador.-

3.1.3.9.3 Para la señal de identificación se empleará el código Morse internacional y constará de dos o tres letras. Podrá ir precedida de la letra **"I" en código Morse internacional** seguida de una pausa corta cuando sea necesario distinguir la instalación **ILS** de otras instalaciones de navegación existentes en el área inmediata.-

3.1.3.9.4 La señal de identificación se transmitirá por puntos y rayas a una velocidad correspondiente a siete palabras por minuto aproximadamente y se repetirá a intervalos aproximadamente iguales de por lo menos seis veces por minuto durante todo el tiempo en el que el localizador esté disponible para uso operacional. Cuando las transmisiones del localizador no estén disponibles para uso operacional como, por ejemplo, después de retirar los componentes de navegación, o durante el mantenimiento o transmisiones de pruebas, se suprimirá la señal de identificación. Los puntos tendrán una duración de **0,1** a **0,160** segundos. Normalmente, la duración de una raya será tres veces superior a la duración de un punto. El espaciado entre puntos o rayas será equivalente al de un punto más o menos un **10%**. El espaciado entre letras no será inferior a la duración de tres puntos.-

3.1.3.10 EMPLAZAMIENTO.-

Nota. — *En el Adjunto C, 2.1.9, figura texto de orientación relativo al emplazamiento de las antenas del localizador en el entorno de las pistas y calles de rodaje.*

3.1.3.10.1 Para instalaciones de Categorías de actuación **II y III,** el sistema de antena del localizador se situará en la prolongación del eje de la pista, en el extremo de parada, y se ajustará el equipo de forma que los ejes de rumbo queden en un plano vertical que contenga el eje de la pista servida. La altura y el emplazamiento de la antena serán compatibles con los métodos para proporcionar márgenes verticales de seguridad sobre los obstáculos.-

3.1.3.10.2 Para instalaciones de **Categorías** de actuación **I**, el sistema de antena del localizador se situará y ajustará de acuerdo con **3.1.3.10.1**, de este Reglamento a menos que por restricciones del sitio la antena tenga que separarse del eje de la pista.-

3.1.3.10.2.1 El sistema de localizador desplazado se situará y ajustará de acuerdo con las disposiciones relativas al **ILS** desplazado de los Procedimientos para los servicios de navegación aérea — Operación de aeronaves **(PANS-OPS) (Doc. 8168), Volumen II** de la **OACI,** y las normas para el localizador serán con referencia al

punto de umbral ficticio conexo.-

3.1.3.11 EQUIPO MONITOR.-

3.1.3.11.1 El sistema automático de supervisión producirá una advertencia para los puntos de control designados y realizará una de las acciones siguientes, dentro del período especificado en **3.1.3.11.3.1**, cuando persista alguna de las condiciones expresadas en **3.1.3.11.2** de este Reglamento:

a) Suspenderá la radiación.-

b) Suprimirá de la portadora las componentes de navegación e identificación.-

3.1.3.11.2 Las condiciones que exijan iniciación de la acción del monitor serán las siguientes:

a) Para los localizadores de las instalaciones de Categoría de actuación I un desplazamiento del eje medio de rumbo respecto al eje de la pista equivalente a más de **10,5 m (35 ft)**, o el equivalente lineal de **0,015 DDM**, tomándose de ambos valores el menor, en el punto de referencia **ILS**.-

b) Para los localizadores de instalaciones de la **Categoría** de actuación **II** un desplazamiento del eje medio de rumbo respecto al eje de la pista equivalente a más de **7,5 m (25 ft)** en la referencia **ILS**.-

c) Para localizadores de las instalaciones de **Categoría** de actuación **III** un desplazamiento del eje medio de rumbo con respecto al eje de la pista equivalente a más de **6 m (20 ft**) en la referencia **ILS**.-

d) En el caso de localizadores en que las funciones básicas se proporcionan mediante el uso de un sistema de frecuencia única, una reducción de la potencia de salida a un nivel tal que ya no se satisface alguno de los requisitos de **3.1.3.3, 3.1.3.4 ó 3.1.3.5** de este **Reglamento**, o a un nivel que es inferior al **50%** del nivel normal (lo que ocurra primero).-

e) En el caso de localizadores en que las funciones básicas se proporcionan mediante el uso de un sistema de dos frecuencias, una reducción de la potencia de salida respecto a cada portadora a menos del **80%** de lo normal, si bien puede permitirse una reducción mayor entre el **80** y el **50%** con tal que el localizador continúe satisfaciendo los requisitos de **3.1.3.3, 3.1.3.4 y 3.1.3.5** de este **Reglamento.**-

Nota.- *Es importante reconocer que un cambio de frecuencia que dé lugar a una pérdida de la diferencia de frecuencia que se especifica en **3.1.3.2.1** de este **Reglamento**, puede crear una situación peligrosa. Este problema es de mayor importancia operacional para las instalaciones de **Categorías de actuación II y III**. Puede resolverse este problema, de ser necesario, por medio de disposiciones especiales de vigilancia o circuitos altamente confiables.-*

f) Cambio de sensibilidad de desplazamiento a un valor que difiera en más del **17%** del valor nominal para la instalación del localizador.-

Nota.- *Al seleccionar la cifra de reducción de potencia que ha de emplearse en la supervisión a que se hace referencia en **3.1.3.11.2 e)** de este **Reglamento**, particular atención debe prestarse a la estructura de los lóbulos vertical y horizontal (los lóbulos verticales debidos a diferentes alturas de antena) de los sistemas combinados de radiación cuando se emplean dos portadoras. Grandes cambios en la relación de potencia entre portadoras pueden resultar en bajas áreas de información lateral y rumbos falsos en las áreas fuera del sector hasta los límites de los requisitos de cobertura vertical especificados en **3.1.3.3.1** de este Reglamento.-*

3.1.3.11.2.1 En el caso de los localizadores en los que las funciones básicas se cumplen por medio de un sistema de dos frecuencias, las condiciones que exigen la iniciación

de medidas de supervisión deberá abarcar el caso en que la **DDM** en la cobertura requerida más allá de **± 10°** del eje de rumbo frontal, salvo en el sector de rumbo posterior, disminuya por debajo de **0,155.-**

3.1.3.11.3 El período total de radiación, incluyendo el período o períodos de radiación nula, fuera de los límites de actuación especificados en los incisos **a), b), c), d), e) y f)** de **3.1.3.11.2** de este Reglamento , será tan corto como sea factible, compatible con la necesidad de evitar interrupciones del servicio de navegación proporcionado por el localizador.-

3.1.3.11.3.1 El período total a que se hace referencia en **3.1.3.11.3** de este **Reglamento** no excederá en ningún caso de:

10 s para localizadores de instalaciones de la **Categoría de actuación I**;

5 s para localizadores de instalaciones de la **Categoría de actuación II**;

2 s para localizadores de instalaciones de la **Categoría de actuación III**.-

Nota 1.- *Los períodos totales especificados son límites que no deben excederse nunca y tienen por objeto proteger a la aeronave en las fases finales de aproximación contra prolongados o repetidos períodos de guía del localizador fuera de los límites del monitor. Por esta razón incluyen no sólo el período inicial de funcionamiento fuera de las tolerancias, sino también todo período o períodos de radiación fuera de las tolerancias, incluyendo el período o períodos de radiación nula y el tiempo requerido para eliminar de la portadora las componentes de navegación y de identificación, que pudieran producirse al tomar medidas para restablecer el servicio, por ejemplo, en el curso de funcionamiento consecutivo del monitor y consiguientes cambios del equipo localizador o de sus elementos.-*

Nota 2.- *Desde el punto de vista operacional, el propósito es que no se radie ninguna guía fuera de los límites del monitor después de los períodos de tiempo indicados, y que no se hagan más intentos de restablecer el servicio hasta que hayan pasado unos* ***20 s.-***

3.1.3.11.3.2 Cuando sea factible, el período total indicado en **3.1.3.11.3.1** *de este* ***Reglamento*** deberá reducirse a fin de que no exceda de dos segundos en los localizadores de instalaciones de la **Categoría** de actuación **II** y de un segundo en los localizadores de instalaciones de la **Categoría III.-**

3.1.3.11.4 El proyecto y funcionamiento del sistema monitor serán compatibles con el requisito de que se omitan la guía de navegación e identificación y se dé una advertencia en los puntos designados de telemando en caso de avería del propio monitor.-

Nota.- *En el* ***Adjunto C, 2.1.7*** *de este* ***Reglamento****, figura texto de orientación sobre proyecto y funcionamiento de los sistemas monitores.-*

3.1.3.12 REQUISITOS Y NIVELES DE INTEGRIDAD Y CONTINUIDAD DE SERVICIO.-

3.1.3.12.1 Se asignará a los localizadores un nivel de integridad y continuidad de servicio de acuerdo con **3.1.3.12.2 a 3.1.3.12.5**.**-**

Nota.- *Se utilizan niveles para proporcionar la información necesaria para determinar la categoría de operación y los mínimos conexos, que son función de la categoría de actuación de la instalación, el nivel (separado) de integridad y continuidad de servicio, y de varios factores operacionales (p. ej. aeronave y calificación de la tripulación, condiciones meteorológicas y características de la pista). Si un localizador no cumple su nivel requerido de integridad y continuidad de servicio, todavía puede tener algún uso operacional, como se indica en* ***el*** **Manual de operaciones todo tiempo** ***(Doc 9365),*** *Apéndice C, sobre la clasificación y rebaja de categoría de las instalaciones de ILS. De igual manera, si un localizador*

excede el nivel mínimo de integridad y continuidad de servicio, se podrán realizar operaciones más exigentes.

3.1.3.12.2 El nivel del localizador será 1 si:

1) no se demuestra la integridad o la continuidad de servicio del localizador o ninguna de las dos; o

2) si se demuestra tanto la integridad como la continuidad de servicio del localizador pero al menos una de ellas no cumple con los requisitos del nivel 2.

3.1.3.12.2.1 La probabilidad de no radiar señales de guía falsas no deberá ser inferior a **$1 - 1{,}0 \times 10^{-7}$** en cada aterrizaje para los localizadores de nivel I

3.1.3.12.2.2 La probabilidad de no perder las señales de guía radiadas deberá ser superior a **$1 - 4 \times 10^{-6}$** en cualquier período de **15** segundos para los localizadores **nivel 1** (equivalente a **1 000** horas de tiempo medio entre interrupciones).-

Nota.- *Un localizador que cumple con los métodos recomendados **3.1.3.12.2.1 y 3.1.3.12.2.2** cumple además con la norma **3.1.3.12.3 (Nivel 2 de actuación)** y, por consiguiente, ha de identificarse como de nivel 2.*

3.1.3.12.2.3 Si no se dispone del nivel de integridad de un localizador de nivel 1 o no se puede calcular fácilmente, debería realizarse un análisis detallado para garantizar una operación de monitor a prueba de fallas.

3.1.3.12.3 El nivel del localizador será 2 si:

- la probabilidad de no radiar señales de guía falsas no es inferior a $1\text{-}10^{-7}$ en cualquier aterrizaje; y
- la probabilidad de no perder la señal de guía radiada es superior a $1\text{-}4\times10^{-6}$ en cualquier período de 15 segundos (equivalente a 1 000 horas de tiempo medio entre interrupciones).

3.1.3.12.4 El nivel del localizador se 3 si:

- la probabilidad de no radiar señales de guía falsas no es inferior $1 - 0{,}5 \times 10^{-9}$ en cualquier aterrizaje; y
- la probabilidad de no perder la señal de guía radiada es superior a $1 - 2 \times 10^{-6}$ en cualquier período de 15 segundos (equivalente a 2 000 horas de tiempo medio entre interrupciones).

3.1.3.12.5 El nivel del localizador será 4 si:

- la probabilidad de no radiar señales de guía falsas no es inferior $1 - 0{,}5 \times 10^{-9}$ en cualquier aterrizaje; y
- la probabilidad de no perder la señal de guía radiada es superior a $1 - 2 \times 10^{-6}$ en cualquier período de 30 segundos (equivalente a 4 000 horas de tiempo medio entre interrupciones).

Nota.- *En el **Adjunto C, 2.8** de este **Reglamento,** figura el texto de orientación sobre formas de alcanzar integridad y continuidad de servicio.-*

3.1.4 CARACTERÍSTICAS DE INMUNIDAD A LA INTERFERENCIA DE LOS SISTEMAS RECEPTORES DEL LOCALIZADOR ILS.-

3.1.4.1 El sistema receptor del localizador **ILS** proporcionará inmunidad adecuada a la interferencia por efectos de intermodulación de tercer orden causado por dos señales de radiodifusión **FM en VHF** cuyos niveles se ajusten a lo siguiente:

$$2N_1 + N_2 + 72 \leq 0$$

para las señales de radiodifusión sonora **FM en VHF** en la gama de **107,7 a 108,0 MHz; y**

$$2N_1 + N_2 \left(24 - 20 \log \frac{\Delta f}{0,4}\right) \leq 0$$

para las señales de radiodifusión sonora **FM** en frecuencias **VHF** inferiores a **107,7 MHz**, donde las frecuencias de las dos señales de radiodifusión sonora **FM** en **VHF** causan en el receptor una intermodulación de tercer orden de la frecuencia deseada del localizador **ILS.-**

N_1 y N_2 son los niveles **(dBm)** de las dos señales de radiodifusión sonora **FM** en **VHF** a la entrada del receptor del localizador **ILS**. Ninguno de esos niveles excederá de los valores indicados en los criterios de desensibilización establecidos en **3.1.4.2** de este **Reglamento.-**

$\Delta f = 108,1 - f_1$, donde **f_1** es la frecuencia de **N_1**, la señal de radiodifusión sonora

FM en **VHF** más cercana a los **108,1 MHz.-**

3.1.4.2 El sistema receptor del localizador **ILS** no se desensibilizará en presencia de señales de radiodifusión **FM** en **VHF** cuyos niveles se ajusten a la tabla siguiente:

Frecuencia (MHz)	**Nivel máximo de la señal no deseada a la entrada del receptor**
88-102	**+15**
104	**+10**
106	**+ 5**
107,9	**−10**

Nota 1.- *Esta relación es lineal entre los puntos adyacentes indicados por las frecuencias anteriores.-*

Nota 2.- *En el* ***Adjunto C, 2.2.2*** *de este* ***Reglamento,*** *figura un texto de orientación sobre los criterios de inmunidad que han de aplicarse al funcionamiento de los sistemas mencionados en* ***3.1.4.1 y 3.1.4.2*** *de este* ***Reglamento.-***

3.1.5 EQUIPO DE TRAYECTORIA DE PLANEO UHF Y MONITOR CORRESPONDIENTE.-

Nota.- θ *se usa en este párrafo para indicar el ángulo de la trayectoria nominal de planeo.*

3.1.5.1 GENERALIDADES-

3.1.5.1.1 La radiación del sistema de antenas de trayectoria de planeo, **UHF**, producirá un diagrama de campo compuesto modulado en amplitud por un tono de **90 Hz** y otro de **150 Hz**. El diagrama estará dispuesto de modo que suministre una trayectoria de descenso recta en el plano vertical que contenga al eje de la pista, con el tono de **150 Hz** predominando por debajo de la trayectoria y el tono de **90 Hz** predominando por encima de la trayectoria por lo menos hasta un ángulo igual a **1,75 θ.-**

3.1.5.1.2 El ángulo de trayectoria de planeo **ILS** debería ser de **3°**. Sólo deberán usarse

3.1.5.1.3 ángulos de trayectoria de planeo **ILS** de más de **3°** cuando no sea posible satisfacer por otros medios los requisitos de franqueamiento de obstáculos.

3.1.5.1.3.1 La trayectoria de planeo se deberá ajustar y mantener dentro de:

3.1.5.1.3.1.1
0,075 θ respecto a θ para trayectorias de planeo de las instalaciones **ILS** de

Categorías de actuación **I y II;**

3.1.5.1.3.1.2
0,04 θ respecto a θ para trayectoria de planeo de las instalaciones **ILS** de

Categoría de actuación **III.**

Nota 1.- *En el* ***Adjunto C, 2.4*** *de este* ***Reglamento,*** *se proporciona el texto de orientación relativo al ajuste y mantenimiento de los ángulos de trayectoria de planeo.-*

Nota 2.- *En el* ***Adjunto C, 2.4*** *y* ***Figura C-5*** *de este* ***Reglamento****, figura un texto de orientación sobre curvatura, alineación y emplazamiento de la trayectoria de planeo* ***ILS****, en lo que respecta a la selección de la altura de la referencia del* ***ILS.***

Nota 3*.- En el Adjunto C, 2.1.9, figura texto de orientación relativo a la protección de la estructura del curso de la trayectoria de planeo ILS.*

3.1.5.1.4 La prolongación rectilínea, hacia abajo, de la trayectoria de planeo pasará por la referencia **ILS** a una altura que garantice guía sin peligro sobre los obstáculos, así como la utilización segura y eficiente de la pista en servicio.-

3.1.5.1.5 La altura de la referencia **ILS**, para las instalaciones **ILS** de las **Categorías** de actuación **II y III**, será de **15 m (50 ft)**. Se permite una tolerancia de **+ 3 m (10 ft)**.

3.1.5.1.6 La altura de la referencia **ILS**, para la instalación **ILS** de la **Categoría** de actuación **I,** deberá ser de **15 m (50 ft)**. Se permite una tolerancia de **+ 3 m (10 ft)**.-

Nota 1.- *Para obtener los valores anteriores de la altura de la referencia* ***ILS*** *se supuso una distancia vertical máxima de* ***5,8 m (19 ft)*** *entre la trayectoria seguida por la antena de trayectoria de planeo de la aeronave y la trayectoria de la parte inferior de las ruedas en el umbral. En el caso de aeronaves que excedan este criterio, tal vez podría ser necesario tomar las medidas apropiadas, bien sea para mantener el margen vertical adecuado sobre el umbral o para ajustar las mínimas de operación permitidas.-*

Nota 2.- *En el* ***Adjunto C, 2.4*** *de este* ***Reglamento,*** *figura texto de orientación apropiado.-*

3.1.5.1.7 La altura de la referencia **ILS** para las instalaciones **ILS** de **Categoría** de actuación **I** utilizada en pistas cortas para aproximaciones de precisión con números de **clave 1 y 2**, deberá ser de **12 m (40 ft**). Se permite una tolerancia de **+6 m (20 ft)**.-

3.1.5.2 RADIOFRECUENCIA.-

3.1.5.2.1 El equipo de trayectoria de planeo funcionará en la banda de **328,6** a **335, 4 MHz.** Cuando se utilice una sola portadora, la tolerancia de frecuencia no excederá del **0,005%**. Cuando se empleen sistemas de trayectoria de planeo con dos portadoras, la tolerancia de frecuencia no excederá del **0,002%,** y la banda nominal ocupada por las portadoras será simétrica respecto a la frecuencia asignada. Con todas las tolerancias aplicadas, la separación de frecuencia entre las portadoras no será inferior a **4 kHz** ni superior a **32 kHz**.-

3.1.5.2.2 La emisión del equipo de trayectoria de planeo se polarizará horizontalmente.

3.1.5.2.3 En el caso del equipo de trayectoria de planeo **ILS** de **Categoría** de actuación **III**,

3.1.5.2.4 las señales emitidas por el transmisor no contendrán componentes que den por resultado fluctuaciones aparentes de la trayectoria de planeo de más de **0,02** de **DDM**, de cresta a cresta, en la banda de frecuencias de **0,01 a 10 Hz**.-

3.1.5.3 COBERTURA.-

3.1.5.3.1 El equipo de trayectoria de planeo emitirá señales suficientes para permitir el funcionamiento satisfactorio de una instalación típica de aeronave, en sectores de **8°** en azimut a cada lado del eje de la trayectoria de planeo del **ILS**, hasta una distancia de por lo menos **18,5 km (10 NM)** entre **1,75 2 y 0,45 2** por encima de la horizontal, o un ángulo menor tal que, siendo igual o superior a **0,30 2**, se requiera para garantizar el procedimiento promulgado de interceptación de la trayectoria de planeo.-

3.1.5.3.2 A fin de proporcionar la cobertura para la actuación de la trayectoria de planeo especificada en **3.1.5.3.1** de este **Reglamento**, la intensidad mínima de campo en este sector de cobertura será de **400 µV/m (−95 dBW/m2)**. Para las trayectorias de planeo de las instalaciones de **Categoría** de actuación **I**, esta intensidad de campo se proporcionará hasta una altura de **30 m (100 ft)** por encima del plano horizontal que contenga el umbral. Para las trayectorias de planeo de las instalaciones de las **Categorías** de actuación **II y III,** esta intensidad de campo se proporcionará hasta una altura de **15 m (50 ft)** por encima del plano horizontal que contenga el umbral.-

Nota 1.- *Los requisitos del párrafo anterior se basan en la suposición de que la aeronave se dirige directamente hacia la instalación.-*

Nota 2.- *El **Adjunto C, 2.2** de este **Reglamento**, contiene texto de orientación sobre los parámetros importantes del receptor de a bordo.-*

Nota 3.- *El **Adjunto C, 2.4** de este **Reglamento**, contiene texto de orientación referente a la reducción de la cobertura fuera de los **8°** a cada lado del eje de la trayectoria de planeo **ILS**.-*

3.1.5.4 ESTRUCTURA DE LA TRAYECTORIA DE PLANEO ILS.-

3.1.5.4.1 En el caso de las trayectorias de planeo **ILS** de instalaciones de la **Categoría** de actuación **I,** los codos de la trayectoria de planeo no tendrán amplitudes que excedan de las siguientes:

Zona	Amplitud (DDM) (probabilidad del 95%)
Límite exterior de la cobertura hasta el punto “C”	0,035

3.1.5.4.2 Para las trayectorias de planeo **ILS** de instalaciones de las **Categorías de actuación II y III**, los codos de la trayectoria de planeo no tendrán amplitudes que excedan de las siguientes:

Zona	Amplitud (DDM) (probabilidad del 95%)
Desde el límite exterior de la cobertura hasta el punto “A” del ILS	0,035
Desde el punto “A” hasta el punto “B” del ILS	0,035 en el punto “A” del ILS disminuyendo linealmente hasta 0,023 en el punto “B” del ILS
Desde el punto “B” hasta la referencia del ILS	0,023

Nota 1.- *Las amplitudes mencionadas en **3.1.5.4.1 y 3.1.5.4.2** de este **Reglamento** son las **DDM** debidas a los codos, obtenidas en la trayectoria media de planeo cuando esté correctamente ajustada-.*

Nota 2.- *En las zonas de la aproximación en que sea importante la curvatura de la trayectoria de planeo, la amplitud de los codos se calcula partiendo de la trayectoria curva media, y no de la prolongación rectilínea hacia abajo.-*

Nota 3.- *En el **Adjunto C, 2.1.4** de este **Reglamento,** figura texto de orientación referente a la estructura del curso de la trayectoria de planeo. En el Adjunto C, 2.1.9, figura texto de orientación relativo a la protección de la estructura del curso de la trayectoria de planeo ILS.-*

3.1.5.5 MODULACIÓN DE LA PORTADORA.-

3.1.5.5.1 La profundidad nominal de modulación de la portadora, debida a cada uno de los tonos de **90** y **150 Hz** será del **40%** a lo largo de la trayectoria de planeo **ILS**. La profundidad de modulación no excederá los límites del **37,5 al 42,5%.-**

3.1.5.5.2 Se aplicarán a los tonos de modulación de frecuencias las tolerancias siguientes:

a) Los tonos de modulación serán de **90** y **150 Hz** con una tolerancia del **2,5%** para las instalaciones **ILS** de la **Categoría** de actuación **I.-**

b) Los tonos de modulación serán de **90** y **150 Hz**, con una tolerancia del **1,5%** para las instalaciones **ILS** de la **Categoría** de actuación **II.-**

c) Los tonos de modulación serán de **90** y **150 Hz**, con una tolerancia del **1%** para las instalaciones **ILS** de la **Categoría** de actuación **III.-**

d) El contenido total de armónicos del tono de **90 Hz** no excederá del **10%**; además, para el equipo de las instalaciones **ILS** de la **Categoría** de actuación **III,** el segundo armónico del tono de **90 Hz** no excederá del **5%**.-

e) El contenido total de armónicos del tono de **150 Hz** no excederá del **10%**.-

3.1.5.5.2.1 Respecto a las instalaciones **ILS** de la **Categoría** de actuación **I,** los tonos de modulación deberán ser de **90** y **150 Hz** dentro de **± 1,5%**, cuando resulte posible.-

3.1.5.5.2.2 Respecto al equipo de trayectoria de planeo de las instalaciones de **Categoría** de actuación **III,** la profundidad de modulación en amplitud de la portadora, en la frecuencia de la fuente de energía o sus armónicos, o en otras frecuencias de ruido, no excederá del **1%**.-

3.1.5.5.3 La modulación estará acoplada en fase, de manera que dentro del semisector de la trayectoria de planeo **ILS** las ondas demoduladas de **90 y 150 Hz** pasen por el valor cero en la misma dirección, dentro de:

a) Para trayectorias de planeo **ILS** de instalaciones de las **Categorías** de actuación **I y II, 20°.-**

b) Para trayectorias de planeo **ILS** de instalaciones de la **Categoría** de actuación **III, 10°.-** de fase, respecto a la componente de **150 Hz** cada medio ciclo de la onda combinada de **90** y **150 Hz**.

Nota 1.- *Esta manera de definir la relación de fase no tiene por objeto implicar el requisito de medición de la fase dentro del semisector de la trayectoria de planeo **ILS.-***

Nota 2.- *En la **Figura C-6 del Adjunto C** de este **Reglamento** aparece texto de orientación referente a tales medidas.-*

3.1.5.5.3.1 En el caso de los sistemas de trayectoria de planeo con dos portadoras, **3.1.5.5.3**

3.1.5.5.3.2 se aplicará a cada una de ellas. Además, el tono de modulación de **90 Hz** de una portadora estará acoplado en fase al tono de modulación de **90 Hz** de la otra portadora, de forma que las ondas desmoduladas pasen por el mismo valor cero en la misma dirección dentro de:

a) Para trayectorias de planeo **ILS** de instalaciones de las **Categorías de actuación I y II, 20°.-**

b) Para trayectorias de planeo **ILS** de instalaciones de la **Categoría de actuación III, 10°** por referencia a **90 Hz**. De igual manera, los tonos de **150 Hz** de las dos portadoras estarán acoplados en fase de manera que las ondas desmoduladas pasen por el valor cero en la misma dirección dentro de:

1) para las trayectorias de planeo **ILS de instalaciones** de las **Categorías de actuación I** y **II, 20°;**

2) para las trayectorias de planeo **ILS de instalaciones** de la **Categoría de actuación III, 10°,** de fase por referencia a **150 Hz**.

3.1.5.5.3.3 Se permitirá el empleo de otros sistemas de trayectoria de planeo de dos frecuencias que utilicen ajuste de fase auditiva distinto del de las condiciones normales **"en fase"** descritas en **3.1.5.5.3.1** de este **Reglamento.** En estos sistemas alternativos, la sincronización **90** a **90 Hz** y la sincronización **150** a **150 Hz** se ajustarán a sus valores nominales, dentro de márgenes equivalentes a los expuestos en **3.1.5.5.3.1**.de este Reglamento.-

Nota.- *Esto es para garantizar el funcionamiento correcto del receptor de a bordo dentro del sector de trayectoria de planeo, cuando la intensidad de las señales de las dos portadoras es aproximadamente igual.-*

3.1.5.5.4 La modulación interferente de frecuencia y de fase en las portadoras de radiofrecuencia del localizador **ILS** que pueden afectar a los valores **DDM** que aparecen en los receptores del localizador, deberá reducirse al mínimo, en la medida de lo posible.-

Nota.- *En el* ***Adjunto C, 2.15*** *de este* ***Reglamento****, se ofrece el texto de orientación pertinente.-*

3.1.5.6 SENSIBILIDAD DE DESPLAZAMIENTO.-

3.1.5.6.1 Para la trayectoria de planeo **ILS** de instalaciones de la **Categoría** de actuación **I,** la sensibilidad nominal de desplazamiento angular corresponderá a una **DDM** de **0,0875** en desplazamientos angulares por encima y por debajo de la trayectoria de planeo, entre **0,07 θ y 0,14 θ**.-

Nota.- *Lo anterior no tiene por objeto excluir los sistemas de trayectoria de planeo que tengan inherentemente sectores superior e inferior asimétricos.-*

3.1.5.6.2 En el caso de trayectorias de planeo **ILS** de instalaciones de la **Categoría** de actuación **I,** la sensibilidad nominal de desplazamiento angular deberá corresponder a una **DDM de 0,0875** en un desplazamiento angular de **0,12 θ** por debajo de la trayectoria de planeo, con una tolerancia de **± 0,02 θ.** Los sectores superior e inferior deberían ser todo lo más simétricos posible, dentro de los límites especificados en **3.1.5.6.1.**de este Reglamento.-

3.1.5.6.3 La sensibilidad de desplazamiento angular para las instalaciones de trayectorias de planeo **ILS** de **Categoría** de actuación **II** será tan simétrica como sea posible. La sensibilidad de desplazamiento angular nominal corresponderá a una **DDM** de **0,0875** en un desplazamiento angular de:

a) **0,12 θ** por debajo de la trayectoria, con una tolerancia de **±0,02 θ**

b) **0,12 θ** por encima de la trayectoria, con una tolerancia de **+0,02 θ y −0,05 θ.-**

3.1.5.6.4 En el caso de trayectorias de planeo **ILS** de la **Categoría** de actuación **III**, la sensibilidad nominal de desplazamiento angular corresponderá a una **DDM** de **0,0875** en desplazamientos angulares de **0,12 θ** por encima y por debajo de la trayectoria de planeo, con una tolerancia de **±0,02 θ.-**

3.1.5.6.5 La **DDM** por debajo de la trayectoria de planeo **ILS** aumentará suavemente a medida que disminuya el ángulo, hasta que se alcance un valor de **0,22 de DDM**. Este valor se logrará en un ángulo no inferior a **0,30 θ** por encima de la horizontal. No obstante, si se logra a un ángulo por encima de **0,45 θ**, el valor de **DDM** no será inferior a **0,22** hasta por lo menos **0,45 θ**, o a un ángulo menor tal que, siendo igual o superior a **0,30 θ**, se requiera para garantizar el procedimiento promulgado de interceptación de la trayectoria de planeo.-

Nota.- *Los límites de ajuste del equipo de trayectoria de planeo se representan gráficamente en la* ***Figura C-11*** *del* ***Adjunto C*** *de este* ***Reglamento,*** *de este reglamento.-*

3.1.5.6.6 En el caso de las trayectorias de planeo **ILS** de instalaciones de la **Categoría** de actuación **I,** la sensibilidad de desplazamiento angular se ajustará y se mantendrá dentro de **±25%** del valor nominal elegido.-

3.1.5.6.7 En el caso de las trayectorias de planeo **ILS** de la **Categoría** de actuación **II,** la sensibilidad de desplazamiento angular se ajustará y mantendrá dentro de **±20%** del valor nominal elegido.-

3.1.5.6.8 En el caso de las trayectorias de planeo **ILS** de la **Categoría** de actuación **III**, la sensibilidad de desplazamiento angular se ajustará y mantendrá dentro de **±15%** del valor nominal elegido.-

3.1.5.7 EQUIPO MONITOR.-

3.1.5.7.1 El sistema automático de supervisión proporcionará una advertencia a los puntos de control designados y hará que cese la radiación dentro de los períodos especificados en **3.1.5.7.3.1** de este **Reglamento**, si persiste alguna de las siguientes condiciones:

a) Desviación del ángulo medio θ de trayectoria de planeo **ILS** que sea superior al sector comprendido entre **−0,075 θ y +0,10 θ.-**

b) En el caso de trayectorias de planeo **ILS** en que las funciones básicas se proporcionan mediante el uso de un sistema de frecuencia única, una reducción de la potencia de salida a menos del **50%** de lo normal, con tal que la trayectoria de planeo continúe satisfaciendo los requisitos de **3.1.5.3, 3.1.5.4 y 3.1.5.5;** de este Reglamento.-

c) En el caso de trayectorias de planeo **ILS** en que las funciones básicas se proporcionan mediante el uso de un sistema de dos frecuencias, una reducción de la potencia de salida respecto a cada portadora a menos del **80%** de lo normal, si bien puede permitirse una reducción mayor entre el **80** y el **50%** de lo normal con tal que la trayectoria de planeo continúe satisfaciendo los requisitos de **3.1.5.3, 3.1.5.4 y 3.1.5.5** de este **Reglamento**.-

Nota.- *Es importante reconocer que un cambio de frecuencia que dé lugar a una pérdida de la diferencia de frecuencia que se especifica en* ***3.1.5.2.1*** *de este* ***Reglamento*** *puede crear una situación peligrosa. Este problema es de mayor importancia operacional para las instalaciones de* ***Categorías de actuación II y III****. Puede resolverse este problema, de ser necesario, por medio de disposiciones especiales de vigilancia o circuitos altamente confiables.*

d) Para las trayectorias de planeo ILS de la Categoría de actuación I, un cambio del ángulo entre la trayectoria de planeo y la línea por debajo de ésta (predominando 150 Hz) en la que se observe una DDM de 0,0875, de más de (lo que sea mayor):

i) **±0,0375 θ**; o

ii) un ángulo equivalente a un cambio de sensibilidad de desplazamiento a un valor que difiera **25%** respecto del valor nominal.-

e) Para las trayectorias de planeo **ILS** de las **Categorías** de actuación **II y III**, un cambio de sensibilidad de desplazamiento hasta un valor que difiera en más del **25%** del valor nominal.-

f) Descenso de la línea por debajo de la trayectoria de planeo **ILS** en la que se observa una **DDM** de **0,0875**, hasta menos de **0,7475** 0 respecto a la horizontal.-

g) Reducción de la **DDM** hasta menos de **0,175** dentro de la cobertura indicada, por debajo del sector de la trayectoria de planeo.-

Nota 1.- *El valor de **0,7475** 0 respecto a la horizontal, tiene por objeto asegurar un margen vertical adecuado sobre los obstáculos. Este valor se ha derivado de otros parámetros referentes a las especificaciones de la trayectoria de planeo y del monitor. Como no se trata de obtener en la medición una precisión de cuatro cifras decimales, se puede utilizar el valor de **0,75** 0 como límite del monitor para este fin. En los Procedimientos para los servicios de navegación aérea — Operación de aeronaves **(PANS-OPS) (Doc. 8168)** de la **OACI** figuran indicaciones sobre los criterios de franqueamiento de obstáculos.-*

Nota 2.- *Con los incisos **f)** y **g)** de este **Reglamento** no se trata de establecer un requisito referente a un monitor separado para proteger contra desviaciones del límite inferior del semisector por debajo de **0,7475** 0 respecto a la horizontal.-*

Nota 3.- *En las instalaciones de trayectoria de planeo en que la sensibilidad nominal de desplazamiento angular elegida corresponda a un ángulo por debajo de la trayectoria de planeo **ILS** que esté próximo a los límites especificados en **3.1.5.6** de este **Reglamento**, o en los propios límites, puede ser que resulte necesario ajustar los límites de funcionamiento del monitor como protección contra desviaciones de semisector por debajo de **0,7475** 0 respecto a la horizontal.-*

Nota 4.- *El texto de orientación relativo a la condición descrita en **g),** aparece en el **Adjunto C, 2.4.11** de este **Reglamento.-***

3.1.5.7.2 Deberá disponerse de supervisión de características de la trayectoria de planeo **ILS** con tolerancias más pequeñas, en los casos en que, de no hacerlo, habría dificultades para las operaciones.-

3.1.5.7.3 El período total de radiación, incluidos los períodos de radiación nula, fuera de los límites de actuación prescritos en **3.1.5.7.1** de este **Reglamento**, será lo más corto posible compatible con la necesidad de evitar la interrupción del servicio de navegación suministrado por la trayectoria de planeo **ILS.-**

3.1.5.7.3.1 El período total de radiación mencionado en **3.1.5.7.3** de este **Reglamento** no sobrepasará en ningún caso:

6 segundos, respecto a las trayectorias de planeo **ILS de instalaciones** de la **Categoría de actuación I;**

2 segundos, respecto a las trayectorias de planeo **ILS de instalaciones** de las **Categorías de actuación II y III.-**

Nota 1.- *Los períodos totales especificados son límites que no deben excederse nunca y tienen por objeto proteger a la aeronave en las fases finales de aproximación contra prolongados o repetidos períodos de guía de trayectoria de planeo **ILS** fuera de los límites del monitor. Por esta razón incluyen no sólo el período inicial de funcionamiento fuera de las tolerancias sino también todo período o períodos de radiación fuera de los límites de tolerancia, incluyendo los períodos de radiación nula, que pueden ocurrir cuando se están tomando medidas para restablecer el servicio, por ejemplo en el curso de funcionamiento consecutivo del monitor y consiguientes cambios del equipo o equipos localizadores o de sus elementos.-*

Nota 2.- *Desde el punto de vista operacional, el propósito es que no se radie ninguna guía fuera de los límites del monitor después de los períodos de tiempo indicados y que no se hagan más intentos de restablecer el servicio hasta que hayan pasado unos **20 s**.-*

3.1.5.7.3.2 Cuando sea factible, el período total especificado en **3.1.5.7.3.1** de este **Reglamento** para trayectorias de planeo **ILS de instalaciones** de las **Categorías de actuación II y III** no deberá exceder de **1 s.-**

3.1.5.7.4 Se tendrá cuidado especial en el proyecto y funcionamiento del monitor con objeto de garantizar que la radiación cese y se dé advertencia en los puntos de telemando designados en caso de falla del propio monitor.-

Nota.- *El **Adjunto C, 2.1.7** de este **Reglamento** contiene texto de orientación sobre el proyecto y funcionamiento de sistemas monitores*.-

3.1.5.8 REQUISITOS Y NIVELES DE INTEGRIDAD Y CONTINUIDAD DE SERVICIO.-

3.1.5.8.1 Se asignará a las trayectorias de planeo un nivel de integridad y continuidad de servicio como se indica en 3.1.5.8.2 a 3.1.5.8.5.**.-**

Nota.*- Se utilizan niveles para proporcionar la información necesaria para determinar la categoría de operación y los mínimos conexos, que son función de la categoría de actuación de las instalaciones, el nivel (separado) de integridad y continuidad de servicio, y de varios factores operacionales (p. ej. aeronave y calificación de la tripulación, condiciones meteorológicas y características de la pista). Si una trayectoria de planeo no cumple su nivel requerido de integridad y continuidad de servicio, todavía puede tener algún uso operacional, como se indica en el Manual de operaciones todo tiempo **(Doc 9365),** Apéndice C, sobre la clasificación y rebaja de categoría de las instalaciones de ILS. De igual manera, si una trayectoria de planeo excede el nivel mínimo de integridad y continuidad de servicio, se podrán realizar operaciones más exigentes.*

3.1.5.8.2 El nivel de la trayectoria de planeo será 1 si:

1) no se demuestra su integridad o la continuidad de servicio, o ninguna de las dos; o

2) se demuestra tanto la integridad de la trayectoria de planeo como la continuidad de servicio pero al menos una de ellas no cumple con los requisitos del nivel 2.

3.1.5.8.2.1 La probabilidad de no radiar señales de guía falsas no deberá ser inferior a **1 — 1 x 10^{-7}** en cada aterrizaje para las trayectorias de planeo **de nivel 1.-**

3.1.5.8.2.2 La probabilidad de no perder las señales de guía radiadas deberá ser superior a **1— 4 x 10^{-6}** en cualquier periodo de **15** segundos para las trayectorias de planeo **de nivel 1** (equivalente a **1 000** de tiempo medio entre interrupciones).-

Nota.- *Una trayectoria de planeo que cumple con los métodos recomendados **3.1.5.8.2.1 y 3.1.5.8.2.2** cumple además con la **norma 3.1.5.8.3***

(nivel 2 de actuación) y, por consiguiente, ha de identificarse como de nivel 2.

3.1.5.8.2.3 Si no se dispone del nivel de integridad de la trayectoria de planeo de Nivel 1 o no se puede calcular fácilmente, debería realizarse un análisis detallado para garantizar una operación de monitor a prueba de fallas.

3.1.5.8.3 El nivel de la trayectoria de planeo será 2 si:

- la probabilidad de no radiar señales de guía falsas no es inferior a $1 – 10^{-7}$ en cualquier aterrizaje; y
- la probabilidad de no perder la señal de guía radiada es superior a $1 – 4×10^{-6}$ en cualquier período de 15 segundos (equivalente a 1 000 horas de tiempo medio entre interrupciones).

3.1.5.8.4 El nivel de la trayectoria de planeo será 3 o 4 si:

- la probabilidad de no radiar señales de guía falsas no es inferior $1 – 0,5 × 10^{–9}$ en cualquier aterrizaje; y
- la probabilidad de no perder la señal de guía radiada es superior a $1 – 2 × 10^{–6}$ en cualquier período de 15 segundos (equivalente a 2 000 horas de tiempo medio entre interrupciones).

Nota 1.- *Los requisitos para las trayectorias de planeo de nivel 3 y nivel 4 son iguales. La declaración de nivel de integridad y continuidad de servicio de la trayectoria de planeo debería coincidir con la declaración del localizador (es decir, la trayectoria de planeo se declara de nivel 4 si el localizador cumple los requisitos del nivel 4).*

Nota2.- *En el* ***Adjunto C, 2.8*** *de este* ***Reglamento****, figura el texto de orientación sobre formas de alcanzar integridad y continuidad de servicio.-*

3.1.6 PARES DE FRECUENCIAS DEL LOCALIZADOR Y DE LA TRAYECTORIA DE PLANEO.-

3.1.6.1 Los pares de frecuencia del transmisor del localizador de pista y de la trayectoria de planeo de un sistema de aterrizaje por instrumentos, se tomarán de la siguiente lista, de conformidad con las disposiciones del **DINAC R 10 - Volumen V, Capitulo 4, 4.2**:

Localizador (MHz)	Trayectoria de planeo (MHz)
108,1	334,7
108,15	334,55
108,3	334,1
108,35	333,95
108,5	329,9
108,55	329,75
108,7	330,5
108,75	330,35
108,9	329,3
108,95	329,15
109,1	331,4
109,15	331,25
109,3	332,0
109,35	331,85
109,5	332,6
109,55	332,45

109,7	333,2
109,75	333,05
109,9	333,8
109,95	333,65
110,1	334,4
110,15	334,25
110,3	335,0
110,35	334,85
110,5	329,6
110,55	329,45
110,7	330,2
110,75	330,05
110,9	330,8
110,95	330,65
111,1	331,7
111,15	331,55
111,3	332,3
111,35	332,15
111,5	332,9
111,55	332,75
111,7	333,5
111,75	333,35
111,9	331,1
111,95	330,95

3.1.6.1.1 En las regiones donde los requisitos relativos a las frecuencias del transmisor del localizador de pista y de la trayectoria de planeo de un sistema de aterrizaje por instrumentos no justifiquen más de **20** pares, éstos se seleccionarán consecutivamente, conforme se necesiten, de la lista siguiente:

Número de orden	Localizador (MHz)	Trayectoria de planeo (MHz)
1	110,3	335,0
2	109,9	333,8
3	109,5	332,6
4	110,1	334,4
5	109,7	333,2
6	109,3	332,0
7	109,1	331,4
8	110,9	330,8
9	110,7	330,2
10	110,5	329,6
11	108,1	334,7

12	108,3	334,1
13	108,5	329,9
14	108,7	330,5
15	108,9	329,3
16	111,1	331,7
17	111,3	332,3
18	111,5	332,9
19	111,7	333,5
20	111,9	331,1

3.1.6.2 En los casos en que los localizadores **ILS** actuales que satisfacen necesidades nacionales, funcionen en frecuencias que terminen en décimas pares de mega hertzio, se les asignará nuevas frecuencias de conformidad con **3.1.6.1 ó 3.1.6.1.1** de este **Reglamento** tan pronto como sea posible, y sólo podrán seguir operando en las actuales asignaciones hasta que pueda efectuarse esta nueva asignación.

3.1.6.3 A los localizadores **ILS** existentes utilizados en el servicio internacional que operen en frecuencias que terminen en décimas impares de mega hertzio no se les asignarán nuevas frecuencias que terminen en décimas impares más una vigésima de mega hertzio, excepto cuando por acuerdo regional pueda hacerse uso general de cualesquiera de los canales enumerados en **3.1.6.1 (véase** el **DINAC R 10 - Volumen V, Capítulo 4, 4.2).-**

3.1.7 RADIOBALIZAS VHF.-

Nota.- *Los requisitos relativos a las radiobalizas se aplican solo cuando están instaladas una o más radiobalizas*.-

3.1.7.1 GENERALIDADES.-

a) Habrá dos radiobalizas en cada instalación, salvo cuando la autoridad competente considere que una sola radiobaliza es suficiente. Podrá añadirse una tercera radiobaliza siempre que la autoridad competente estime que se necesita en determinado lugar debido a los procedimientos de operaciones.-

b) Una radiobaliza se ajustará a los requisitos indicados en **3.1.7**. de este **Reglamento**. Si la instalación comprende sólo dos radiobalizas, se cumplirán los requisitos aplicables a la intermedia y a la exterior. Si la instalación comprende solo una radiobaliza, se cumplirán los requisitos aplicables ya sea a la intermedia o a la exterior. Si las radiobalizas se reemplazan por DME, se aplicaran los requisitos de 3.1.7.6.5.-

c) Las radiobalizas producirán diagramas de irradiación para indicar las distancias, determinadas de antemano, al umbral, a lo largo de la trayectoria de planeo **ILS.-**

3.1.7.1.1 Cuando se use una radiobaliza en relación con el rumbo posterior de un localizador, debería ajustarse a las características de la radiobaliza que se especifican en **3.1.7**.de este Reglamento.-

3.1.7.1.2 Las señales de identificación de las radiobalizas que se usen con el rumbo posterior de un localizador, se distinguirán claramente de las identificaciones de las radiobalizas interna, intermedia y exterior, según se prescribe en **3.1.7.5.1** de este **Reglamento**

3.1.7.2 RADIOFRECUENCIA

3.1.7.2.1 Las radiobalizas trabajarán en **75 MHz** con una tolerancia de frecuencia de **± 0,005%** y utilizarán polarización horizontal.

3.1.7.3 COBERTURA

3.1.7.3.1 El sistema de radiobalizas se ajustará de modo que proporcione cobertura en las siguientes distancias, medidas en la trayectoria de planeo y en la línea de curso del localizador del **ILS**:

a) Radiobaliza interna: **150 m ± 50 m (500 ft ± 160 ft);**

b) Radiobaliza intermedia: **300 m ± 100 m (1 000 ft ± 325 ft);**

c) Radiobaliza exterior: **600 m ± 200 m (2 000 ft ± 650 ft).**

3.1.7.3.2 La intensidad de campo en los límites de la zona de cobertura especificada en **3.1.7.3.1** de este **Reglamento** será de **1,5 mV/m (82 dBW/m2**). Además, la intensidad de campo dentro de la zona de cobertura aumentará hasta alcanzar como mínimo **3,0 mV/m (76 dBW/m2).**

Nota 1.- *Al diseñar la antena terrestre, es conveniente garantizar que se proporciona un grado suficiente de variación de intensidad de campo en los bordes de la cobertura. Conviene también asegurar que las aeronaves que se encuentren dentro de los límites del sector de rumbo del localizador recibirán una indicación visual.*

Nota 2.- *Se obtendrá un funcionamiento satisfactorio de una instalación típica de los receptores de radiobalizas de a bordo, si la sensibilidad se regula de manera que se obtenga una indicación visual cuando la intensidad de campo sea de* ***1,5 mV/m (82 dBW/m2).***

3.1.7.4 MODULACIÓN

3.1.7.4.1 Las frecuencias de modulación serán las siguientes:

a) Radiobaliza interna: **3000 Hz;**

b) Radiobaliza intermedia: **1300 Hz**;

c) Radiobaliza exterior: **400 Hz**.

La tolerancia de frecuencia de las anteriores frecuencias será de **± 2,5%,** y el contenido total de armónicas de cada una de las frecuencias no excederá del **15%.**

3.1.7.4.2 La profundidad de modulación de las radiobalizas será del **95%, ± 4%.**

3.1.7.5 IDENTIFICACIÓN

3.1.7.5.1 No se interrumpirá la energía portadora. La modulación de audiofrecuencia se manipulará como sigue:

a) Radiobaliza interna: **6** puntos por segundo continuamente;

b) Radiobaliza intermedia: una serie continúa de puntos y rayas alternados, manipulándose las rayas a la velocidad de **2** rayas por segundo, y los puntos a la velocidad de **6** puntos por segundo;

c) Radiobaliza exterior: **2** rayas por segundo continuamente.

Estas velocidades de manipulación se mantendrán dentro de una tolerancia de **± 15%.**

3.1.7.6 EMPLAZAMIENTO

3.1.7.6.1 La radiobaliza interna, estará emplazada de modo que, en condiciones de mala visibilidad, indique la inminente proximidad del umbral de pista.-

3.1.7.6.1.1 Si el diagrama de radiación es vertical, la radiobaliza interna, deberá estar emplazada a una distancia comprendida entre **75 m (250 ft) y 450 m (1 500 ft)** con respecto al umbral y a no más de **30 m (100 ft)** de la prolongación del eje de la pista.-

Nota 1.- *Se trata de que el diagrama de radiación de la radiobaliza interna corte la prolongación rectilínea hacia abajo de la trayectoria nominal de planeo a la altura de decisión más baja aplicable en operaciones de la* ***Categoría II.-***

Nota 2.- *Al emplazar la radiobaliza interna debe tenerse cuidado a fin de evitar interferencia entre las radiobalizas interna e intermedia. Detalles respecto a la ubicación de radiobalizas internas figuran en el* ***Adjunto C, 2.10*** *de este* ***Reglamento.***-

3.1.7.6.1.2 Si el diagrama de radiación no es vertical, el equipo deberá emplazarse de forma que produzca un campo dentro del sector de rumbo y del sector de la trayectoria de planeo **ILS** que sea esencialmente parecido al producido por una antena que radie un diagrama vertical y que se haya instalado en las condiciones prescritas en **3.1.7.6.1.1** de este **Reglamento**.-

3.1.7.6.2 La radiobaliza intermedia se ubicará de forma que indique la inminencia de la orientación de aproximación visual, en condiciones de poca visibilidad.-

3.1.7.6.2.1 Si el diagrama de radiación es vertical la radiobaliza intermedia deberá ubicarse a **1 050 m (3 500 ft), ± 150 m (500 ft**), del umbral de aterrizaje, en el extremo de aproximación de la pista, y a no más de **75 m (250 ft)** de la prolongación del eje de la pista.-

Nota.- *Véase el* ***Adjunto C, 2.10*** *de este* ***Reglamento****, que trata del emplazamiento de las radiobalizas interna e intermedia.*

3.1.7.6.2.2 Si el diagrama de radiación no es vertical, el equipo deberá emplazarse de forma que produzca un campo dentro del sector de rumbo y el sector de la trayectoria de planeo **ILS** que sea esencialmente parecido al producido por una antena que radie un diagrama vertical y que se haya instalado en las condiciones prescritas en **3.1.7.6.2.1** de este **Reglamento**.

3.1.7.6.3 La radiobaliza exterior se emplazará de modo que proporcione verificaciones de funcionamiento del equipo, altura y distancia a la aeronave durante la aproximación intermedia y final.

3.1.7.6.3.1 La radiobaliza exterior deberá emplazarse a **7,2 km (3,9 NM**) del umbral, excepto que, cuando por motivos topográficos o por razones operacionales esto no sea posible, la radiobaliza exterior puede emplazarse a una distancia entre **6,5 y 11,1 km (3,5 y 6 NM)** del umbral**.**

3.1.7.6.4 Si el diagrama de radiaciones es vertical, la radiobaliza exterior no deberá estar a más de **75 m (250 ft)** de la prolongación del eje de la pista. Si el diagrama de radiación no es vertical, el equipo debería emplazarse de modo que produzca un campo dentro de los sectores de rumbo y de trayectoria de planeo **ILS** que sea sensiblemente igual al producido por una antena que radie un diagrama vertical.

3.1.7.6.5 La posición de las radiobalizas o, cuando sea aplicable, la distancia o distancias equivalentes indicadas por el **DME** cuando se utilice en sustitución de la totalidad o parte del componente de radiobalizas del **ILS**, se publicarán de conformidad con las disposiciones del **DINAC R 15.**

3.1.7.6.5.1 Cuando así se utilice, el **DME** proporcionará información de distancia equivalente

desde el punto de vista operacional a la proporcionada por la radiobaliza o radiobalizas.

3.1.7.6.5.2 Cuando se use en sustitución de la radiobaliza intermedia, la frecuencia del **DME** estará emparejada con la del localizador del **ILS** y se emplazará de modo que sea mínimo el error de la información de distancia.

3.1.7.6.5.3 El **DME** a que se alude en **3.1.7.6.5** de este **Reglamento** se ajustará a la especificación que figura en **3.4** de este **Reglamento.**

3.1.7.7 EQUIPO MONITOR

3.1.7.7.1 Un equipo apropiado suministrará señales para la operación de un monitor automático. Éste transmitirá una alarma al punto de control si se produce una de las siguientes condiciones:

a) Falla de la modulación o de la manipulación;

b) Reducción de la potencia radiada a menos del **50%** de la normal.

3.1.7.7.2 Para cada radiobaliza deberá suministrarse equipo monitor apropiado que indique, en el lugar adecuado, toda reducción de la profundidad de modulación por debajo del **50%.**

3.2 ESPECIFICACIÓN PARA EL RADIOFARO OMNIDIRECCIONAL VHF (VOR)

3.2.1 GENERALIDADES

3.2.1.1 El **VOR** se construirá y ajustará de modo que las indicaciones similares de los instrumentos de las aeronaves representen iguales desviaciones angulares (marcaciones), en el sentido de las agujas del reloj, grado por grado, respecto al norte magnético, medidas desde la ubicación del **VOR.**

3.2.1.2 El **VOR** radiará una radiofrecuencia portadora a la que se aplicarán dos modulaciones separables de **30 Hz.** Una de estas modulaciones será tal que su fase sea independiente del azimut del punto de observación (fase de referencia). La otra modulación (fase variable) será tal que su fase en el punto de observación difiera de la fase de referencia en un ángulo igual a la marcación del punto de observación respecto al **VOR**.

3.2.1.3 Las modulaciones de fase de referencia y de fase variable estarán en fase a lo largo del meridiano magnético de referencia que pase por la estación.

Nota.- *Las modulaciones de fase de referencia y de fase variable están en fase cuando el valor máximo de la suma de la radiofrecuencia portadora y de la energía de la banda lateral, debida a la modulación de fase variable, ocurra al mismo tiempo que la frecuencia instantánea más alta de la modulación de fase de referencia.*

3.2.2 RADIOFRECUENCIA

3.2.2.1 El **VOR** trabajará en la banda **111,975** a **117,975 MHz,** pero se podrán usar frecuencias en la banda **108** a **111,975 MHz** cuando, de conformidad con las disposiciones del **DINAC R 10 Volumen V, Capítulo 4, 4.2.1** y **4.2.3.1,** sea aceptable el uso de tales frecuencias. La frecuencia más alta asignable será de **117,950 MHz.** La separación entre canales se hará por incrementos de **50 kHz**, en relación con la frecuencia asignable más alta. En áreas en que la separación entre canales generalmente usada sea de **100 ó 200 kHz**, la tolerancia de frecuencia para la portadora será de **± 0,005%.-**

3.2.2.2 La tolerancia de frecuencia para la portadora en todas las nuevas instalaciones montadas después del **23** de mayo en áreas en que la separación entre canales usada sea de **50 kHz,** será de **± 0,002%.-**

3.2.2.3 En áreas en que se monten nuevas instalaciones **VOR** y las frecuencias asignadas tengan una separación de **50 kHz** entre canales respecto a los **VOR** existentes en la misma área, se concederá prioridad a garantizar que la tolerancia de frecuencia para la portadora de los actuales **VOR** se reduce a **± 0,002%.-**

3.2.3 POLARIZACIÓN Y PRECISIÓN DEL DIAGRAMA

3.2.3.1 La emisión del **VOR** se polarizará horizontalmente. La componente polarizada verticalmente de la radiación será la menor posible.-

Nota.- *No es posible por ahora establecer cuantitativamente la magnitud máxima permisible de la componente polarizada verticalmente de la radiación del **VOR**. En el **Manual sobre ensayo de radioayudas para la navegación (Doc. 8071** de la **OACI)** se da información sobre las comprobaciones que pueden hacerse en vuelo para determinar los efectos de la polarización vertical en la exactitud de la marcación.-*

3.2.3.2 La contribución de la estación terrestre al error en la información de marcación suministrada por la radiación polarizada horizontalmente del **VOR** para todos los ángulos de elevación entre **cero y 40°,** medidos desde el centro del sistema de antenas del **VOR**, será de **± 2°.-**

3.2.4 COBERTURA

3.2.4.1 Los **VOR** suministrarán señales convenientes para permitir el funcionamiento satisfactorio de una instalación típica de a bordo a los niveles y distancias requeridas por razones operacionales, y hasta un ángulo de elevación de **40°.**

3.2.4.2 La intensidad de campo o la densidad de potencia en el espacio de las señales **VOR** que se requieren para lograr un funcionamiento satisfactorio de una instalación de aeronave típica, al nivel de servicio mínimo y al máximo radio de servicio especificado, deberá ser de **90µV/m −107 dBW/m2**.

Nota.- *Los valores típicos de la potencia isótropa radiada equivalente **(PIRE)** para lograr alcances especificados figuran en el **Adjunto C, 3.1** de este **Reglamento**. La definición de **PIRE figura en 3.4.1** de este **Reglamento.***

3.2.5 MODULACIONES DE LAS SEÑALES DE NAVEGACIÓN

3.2.5.1 La portadora de radiofrecuencia, tal como se observe desde cualquier punto en el espacio, se modulará en amplitud por dos señales, de la manera siguiente:

a) Una subportadora de **9 960 Hz** de amplitud constante, modulada en frecuencia a **30 Hz**:

1) para el **VOR convencional,** la componente de **30 Hz** de esta subportadora **FM** es fija independientemente del azimut y se denomina **‘‘fase** de **referencia”** y tendrá una relación de desviación de **16 ± 1 (**es decir**, 15 a 17);**

2) para el **VOR Doppler**, la fase de la componente de **30 Hz** varía con el azimut y se denomina **“fase variable”** y tendrá una relación de desviación de **16 ± 1** (es decir, **15 a 17**) cuando se observe a un ángulo de elevación de hasta **5°**, con una relación de desviación mínima de **11** cuando se observe a un ángulo de elevación de más de **5°** y de hasta **40°**;

b) Una componente modulada en amplitud a **30 Hz**:

1) para el **VOR convencional**, esta componente es el resultado de la rotación de un diagrama de campo cuya fase varía con el azimut, y se denomina **“fase variable”**

2) para el **VOR Doppler**, esta componente, de fase constante en relación con el azimut y de amplitud constante, se radia omnidireccionalmente, y se denomina **"fase de referencia".**

3.2.5.2 La profundidad nominal de modulación de la portadora de radiofrecuencia debida a la señal de **30 Hz** o la subportadora de **9 960 Hz** estará comprendida entre los límites del **28 y el 32%.**

Nota.- *Este requisito se aplica a la señal transmitida observada en ausencia de trayectos múltiples.*

3.2.5.3 La profundidad de modulación de la portadora de radiofrecuencia, debida a la señal de **30 Hz**, tal como se observe a cualquier ángulo de elevación de hasta **5°**, estará comprendida dentro de los límites de **25 y 35%.** La profundidad de modulación de la portadora de radiofrecuencia, debida a la señal de **9 960 Hz,** tal como se observe a cualquier ángulo de elevación de hasta **5°**, estará comprendida dentro de los límites de **20 a 55%** en instalaciones sin modulación de señales vocales, y dentro de los límites de **20 a 35%** en instalaciones con modulación de señales vocales.

Nota.- *Cuando la modulación se mida durante la prueba en vuelo bajo condiciones de trayectos múltiples dinámicos considerables, se esperan variaciones en los porcentajes de modulación recibidos. Pueden resultar aceptables variaciones de corto plazo más allá de estos valores.* ***El Manual sobre ensayo de radioayudas para la navegación (Doc. 8071*** *de la* ***OACI)*** *contiene información adicional sobre la aplicación de tolerancias de modulación en vuelo.*

3.2.5.4 Las frecuencias de modulación de la fase variable y de la fase de referencia serán de **30 Hz** con una tolerancia de **± 1%.**

3.2.5.5 La frecuencia central de la modulación de la subportadora será de **9 960** con una tolerancia de **± 1%.**

3.2.5.6 a) Para el **VOR** convencional, el porcentaje de modulación con amplitud de la subportadora de **9 960 Hz** no excederá del **5%.**

b) Para el **VOR Doppler**, el porcentaje de la modulación en amplitud de la subportadora de **9 960 Hz** no excederá del **40%** cuando se mida en un punto que diste por lo menos **300 m (1 000 ft)** del **VOR.**

3.2.5.7 Cuando se aplique el espaciado de **50 kHz** entre canales **VOR**, el nivel de banda lateral de las armónicas del componente de **9 960 Hz** de la señal radiada no excederá los niveles siguientes con referencia al nivel de la banda lateral de **9 960 Hz**:

Subportadora	**Nivel**
9 960 Hz	**referencia 0 dB**
2ª armónica 3ª armónica	**−30 dB**
4ª armónica y siguientes	**−50 dB**
	−60 dB

3.2.6 RADIOTELEFONÍA E IDENTIFICACIÓN

3.2.6.1 Si el **VOR** suministra un canal simultáneo de comunicación de tierra a tierra, dicho canal usará la misma portadora de radiofrecuencia que se usa para fines de navegación. La radiación de este canal se polarizará horizontalmente.

3.2.6.2 La profundidad máxima de modulación de la portadora en el canal de comunicación no será mayor del **30%.**

3.2.6.3 Las características de audiofrecuencia del canal radiotelefónico no diferirán más de **3 dB** en relación al nivel de **1000 Hz** en la gama de **300** a **3000 Hz.**

3.2.6.4 El **VOR** suministrará la transmisión simultánea de una señal de identificación en la misma portadora de radiofrecuencia que se use para fines de navegación. La radiación de la señal de identificación se polarizará horizontalmente.

3.2.6.5 Para la señal de identificación se empleará el código Morse internacional y consistirá en dos o tres letras. Se emitirá a una velocidad que corresponda a **7** palabras por minuto, aproximadamente. La señal se repetirá por lo menos una vez cada **30 s** y el tono de modulación será de **1 020 Hz** con **± 50 Hz** de tolerancia.

3.2.6.5.1 La señal de identificación deberá transmitirse por lo menos tres veces cada **30 s**, espaciada igualmente dentro de ese período de tiempo. Una de dichas señales de identificación puede ser una identificación oral.

Nota.- *En el caso de que el **VOR** y el **DME** estén asociados de acuerdo con **3.4.2.5**, las disposiciones respecto a identificación de **3.4.3.6.4** de este **Reglamento** influyen en la identificación **VOR**.*

3.2.6.6 La profundidad a que se module la portadora por la señal de identificación en clave se aproximará al **10%**, pero no excederá de dicho valor, si bien cuando no se proporcione un canal de comunicación, se puede permitir aumentar la modulación por la señal de identificación en clave hasta un valor que no sobrepase el **20%.**

3.2.6.6.1 Si el **VOR** suministra un canal simultáneo de comunicación de tierra a aire, la profundidad de modulación de la señal de identificación en clave deberá ser **5 ± 1%,** a fin de suministrar una calidad satisfactoria de radiotelefonía.

3.2.6.7 La transmisión de radiotelefonía no interferirá de modo alguno con los fines básicos de navegación. Cuando se emita en radiotelefonía, no se suprimirá la señal de identificación en clave.

3.2.6.8 La función receptora **VOR** permitirá la identificación positiva de la señal deseada bajo las condiciones de señal que se encuentren dentro de los límites de coberturas especificadas, y con los parámetros de modulación especificados en **3.2.6.5, 3.2.6.6 y 3.2.6.7** *de este **Reglamento***.

3.2.7 EQUIPO MONITOR

3.2.7.1 Un equipo adecuado situado en el campo de radiación, proporcionará señales para el funcionamiento de un monitor automático. Dicho equipo transmitirá una advertencia a un punto de control o bien eliminará de la portadora las componentes de identificación y de navegación o hará que cese la radiación si se presenta alguna de las siguientes desviaciones respecto a las condiciones establecidas o una combinación de las mismas:

a) Un cambio de más de **1°,** en el emplazamiento del equipo de control, de la información de marcación transmitida por el **VOR**;

b) Una disminución del **15%** en las componentes de modulación, del nivel de voltaje de las señales de radiofrecuencia en el dispositivo de control, trátese de la subportadora, de la señal de modulación en amplitud de **30 Hz** o de ambas.

3.2.7.2 La falla del propio monitor hará que se transmita una advertencia a un punto de control y, o bien:

a) Suprimirá las componentes de identificación y de navegación de la portadora; o bien

b) Hará que cese la radiación.

Nota.- *En el* ***Adjuntos C, 3 y el Adjunto E*** *de este* ***Reglamento****, figuran textos de orientación sobre el* ***VOR****.*

3.2.8 CARACTERÍSTICAS DE INMUNIDAD A LA INTERFERENCIA DE LOS SISTEMAS RECEPTORES VOR

3.2.8.1 El sistema receptor del **VOR** proporcionará inmunidad adecuada a la interferencia por efectos de intermodulación de tercer orden causado por dos señales de radiodifusión **FM** en **VHF** cuyos niveles se ajusten a lo siguiente:

$$2N_1 + N_2 + 72 \leq 0$$

para las señales de radiodifusión sonora **FM** en **VHF** en la gama de **107,7 a 108,0 MHz;**

y,

$$2N_1 + N_2 + 3\left(24 - 20 \log \frac{\Delta f}{0,4}\right) \leq 0$$

para las señales de radiodifusión sonora **FM** en frecuencias **VHF** inferiores a **107,7 MHz** donde las frecuencias de las dos señales de radiodifusión sonora **FM** en **VHF** causan en el receptor una intermodulación de tercer orden en la frecuencia deseada del **VOR**.

N_1 y N_2 son los niveles **(dBm)** de las dos señales de radiodifusión sonora **FM** en **VHF** a la entrada del receptor **VOR**. Ninguno de esos niveles excederá de los valores indicados en los criterios de desensibilización establecidos en **3.2.8.2** de este **Reglamento.**

$\Delta f = 108,1 - f_1$, donde **f_1** es la frecuencia de **N_1**, la señal de radiodifusión sonora **FM** en **VHF** más cercana a los **108,1 MHz.**

3.2.8.2 El sistema receptor del **VOR** no se desensibilizará en presencia de señales de radiodifusión **FM** en **VHF** cuyos niveles se ajusten a la tabla siguiente:

Nivel máximo de la señal no deseada a la entrada del receptor (**dBm**)

Frecuencia (MHz)	
88-102	**+15**
104	**+10**
106	**+ 5**
107,9	**–10**

Nota 1.- *Esta relación es lineal entre punto adyacentes indicados por las frecuencias anteriores.*

Nota 2.- *En el* ***Adjunto C, 3.6.5*** *de este* ***Reglamento****, figura un texto de orientación sobre los criterios de inmunidad que han de aplicarse al funcionamiento de los sistemas mencionados en* ***3.2.8.1 y 3.2.8.2.****de este Reglamento.*

3.3 ESPECIFICACIÓN PARA EL RADIOFARO NO DIRECCIONAL (NDB)

3.3.1 DEFINICIONES

Nota.- *En el* ***Adjunto C*** *de este* ***Reglamento*** *se da orientación sobre el significado y aplicación de cobertura nominal y cobertura efectiva y cobertura de los* ***NDB.***

COBERTURA EFECTIVA: Zona que rodea un **NDB**, dentro de la cual se pueden

obtener marcaciones con precisión suficiente para la naturaleza de la operación en cuestión.

COBERTURA NOMINAL: El área que rodea a un **NDB**, dentro de la cual la intensidad del campo vertical de la onda terrestre excede el valor mínimo especificado para el área geográfica en que está situado el radiofaro.

Nota.- *Esta definición tiene por objeto establecer un método para clasificar los radiofaros a base de la cobertura normal prevista cuando no haya transmisión ionosférica, o propagación anómala desde el radiofaro en cuestión, ni interferencia ocasionada por otras instalaciones* ***LF/MF****, teniendo en cuenta, sin embargo, el ruido atmosférico existente en la zona geográfica en cuestión.*

RADIOFARO DE LOCALIZACIÓN: Un radiofaro no direccional **LF/MF** utilizado como una ayuda para la aproximación final.-**Nota.-** *El radiofaro de localización tiene normalmente una zona de servicio clasificada con un radio de* ***18,5*** *y* ***46,3 km (10*** *y* ***25 NM****).*

RADIO MEDIO DE LA COBERTURA NOMINAL*:* El radio de un círculo que tenga la misma área que la cobertura nominal.

3.3.2 COBERTURA

3.3.2.1 El valor mínimo de intensidad de campo en la cobertura nominal de un **NDB** deberá ser de **70° µV/m**.

Nota 1.- *En el* ***Adjunto C, 6.1*** *de este* ***Reglamento****, y en las disposiciones pertinentes de la* ***UIT****, estipuladas en el* ***Capítulo VIII, Artículo 35, Sección IV****, Parte* ***B*** *del Reglamento de Radiocomunicaciones, se da orientación a las intensidades de campo requeridas especialmente en las latitudes comprendidas entre* ***30°N y 30°S.***

Nota 2.- *La selección de lugares y horas para medir la intensidad de campo es importante a fin de evitar resultados anormales respecto a la localidad en cuestión; son de suma importancia para las operaciones los puntos de las rutas aéreas que se encuentren dentro de la zona que rodea al radiofaro.*

3.3.2.2 Todas las notificaciones o divulgaciones que se refieran a los **NDB** se basarán en el radio medio de la zona de servicio clasificada.

Nota 1.- *Al clasificar los radiofaros situados en zonas en que puedan producirse variaciones diurnas y de temporada en las zonas de servicios clasificados, deberían tenerse en cuenta dichas variaciones.*

Nota 2.- *Los radiofaros que tengan un radio medio de zona de servicio clasificada, comprendido entre* ***46,3*** *y* ***278 km (25*** *y* ***150 NM)*** *pueden designarse por el múltiplo de* ***46,3 km (25 NM)*** *más próximo al radio medio de su zona de servicio clasificada, y los radiofaros con una zona de servicio clasificada superior a* ***278 km (150 NM)****, por el múltiplo de* ***92,7 km (50 NM)*** *más próximo.*

3.3.2.3 Cuando la cobertura nominal de un **NDB** es bastante diferente en varios sectores importantes de operación, su clasificación deberá expresarse en función del radio medio de la cobertura, así como de los límites angulares de cada sector en la forma siguiente:

Radio de la cobertura del sector/límites angulares del sector, expresados en marcaciones magnéticas en el sentido de las agujas del reloj, con referencia al radiofaro.

Cuando convenga clasificar un **NDB** en tal forma, el número de los sectores debería reducirse al mínimo y de ser posible no exceder de dos.

Nota.- *El radio medio de un sector dado de la cobertura nominal es igual al radio del correspondiente sector de círculo de la misma zona. Ejemplo:*

150/210° − 30°

100/30° − 210°.

3.3.3 LIMITACIONES DE LA POTENCIA RADIADA

La potencia radiada por un **NDB** no excederá en más de **2 dB** de la necesaria para lograr la zona de servicio clasificada convenida, pero esta potencia podrá aumentarse si se coordina regionalmente o si no se produce interferencia perjudicial para otras instalaciones.

3.3.4 RADIOFRECUENCIAS

3.3.4.1 Las radiofrecuencias asignadas a los **NDB** se seleccionarán de entre las que estén disponibles en la parte del espectro comprendida entre **190** y **1 750 kHz.**

3.3.4.2 La tolerancia de frecuencia aplicable a los **NDB** será de **0,01%,** pero para los **NDB** que, con una potencia de antena superior a **200 W**, utilicen frecuencias de **1606,5 kHz** o superiores, la tolerancia será de **0,005%.**

3.3.4.3 Cuando se utilicen dos radiofaros de localización como complemento de un **ILS**, la separación de frecuencia entre las portadoras de los dos no deberá ser inferior a **15 kHz**, para asegurar el funcionamiento correcto del radiocompás y, preferiblemente, de no más de **25 kHz**, a fin de que se pueda variar rápidamente la sintonía cuando la aeronave tenga solamente un radiocompás.

3.3.4.4 Cuando localizadores asociados con instalaciones **ILS** que dan servicio a extremos opuestos de una sola pista tienen asignada una frecuencia común, se tomarán las medidas oportunas para asegurar que no puede radiar la instalación que no está en servicio.

Nota.- *En el* ***DINAC R 10 - Volumen V, Capítulo 3, 3.2.2*** *de este* ***Reglamento*** *se amplía la orientación acerca del funcionamiento de los radiofaros de localización en canales de frecuencia común.*

3.3.5 IDENTIFICACIÓN

3.3.5.1 Todo **NDB** se identificará individualmente por un grupo de dos o tres letras en código Morse internacional transmitido a una velocidad correspondiente a siete palabras por minuto aproximadamente.-

3.3.5.2 Cada **30 s** se transmitirá, por lo menos una vez, la identificación completa, salvo cuando la identificación del radiofaro se efectúe por manipulación que interrumpa la portadora. En este caso se dará la identificación a intervalos de aproximadamente **1 min**, aunque se podrá usar un intervalo más corto en determinadas estaciones **NDB** cuando se considere conveniente para las operaciones.-

3.3.5.2.1 Excepto en aquellos casos en que la identificación del radiofaro se efectúe por manipulación que interrumpa la portadora, la señal de identificación deberá transmitirse por lo menos tres veces cada **30 s**, a intervalos iguales en ese período de tiempo.

3.3.5.3 Para los **NDB** con un radio medio de cobertura nominal igual o menor que **92,7 km (50 NM)**, que se usen principalmente como ayudas para la aproximación y la espera en las proximidades de un aeródromo, se transmitirá la identificación por lo menos tres veces cada **30 s**, a intervalos iguales en ese período de tiempo.-

3.3.5.4 La frecuencia del tono de modulación usado para la identificación será de 1 020 Hz ± 50 Hz o de 400 Hz ± 25 Hz.

Nota.- *La determinación de las cifras que han de usarse se haría regionalmente teniendo en cuenta las consideraciones contenidas en el* ***Adjunto C, 6.5*** *de este* ***REGLAMENTO.***

3.3.6 CARACTERÍSTICAS DE LAS EMISIONES

Nota.- *Las especificaciones siguientes no tienen por objeto excluir el empleo de modulaciones o tipos de modulación que se puedan utilizar en los* ***NDB*** *además de las especificadas para la identificación simultánea y la modulación por la voz, siempre que estas modulaciones adicionales no afecten materialmente el rendimiento obtenido de los* ***NDB*** *con los radiogoniómetros de a bordo que se usan corrientemente y siempre que su uso no produzca interferencia perjudicial a otros servicios* ***NDB.***

3.3.6.1 Excepto lo dispuesto en **3.3.6.1.1** de este Reglamento, todos los **NDB** radiarán una portadora ininterrumpida y se identificarán por interrupción de un tono de modulación de amplitud **(NON/A2A).**

3.3.6.1.1 Los **NDB** que no se empleen total o parcialmente como ayudas para la espera, aproximación y aterrizaje, o los que tengan una zona de servicio clasificada de un radio medio menor de **92,7 km (50 NM)**, podrán identificarse por manipulación que interrumpa la portadora no modulada **(NON/A1A)** si se encuentran en áreas de mucha densidad de radiofaros y donde no sea posible lograr la zona de servicio clasificada debido a:

a) Interferencia de las estaciones de radio.-

b) Mucho ruido atmosférico.-

c) Condiciones locales.-

Nota.- *Al seleccionar los tipos de emisión, tendrá que tenerse presente la posibilidad de confusión resultante de que una aeronave pase de la sintonía de una instalación* ***NON/A2A*** *a la de otra instalación* ***NON/A1A****, sin cambiar el radiocompás de* ***"MCW" a "CW"*** *("onda continua modulada" a "onda continua").*

3.3.6.2 En todo **NDB** identificado por manipulación que interrumpa un tono audio de modulación, la profundidad de modulación se mantendrá lo más cerca posible del **95%.**

3.3.6.3 En todo **NDB** identificado por manipulación que interrumpa un tono audio de modulación, las características de la emisión durante la identificación serán tales que se logre identificación satisfactoria en el límite de su cobertura nominal.

Nota 1.- *Los requisitos anteriores exigirán el porcentaje de modulación más elevado posible, así como el mantenimiento de una potencia adecuada de la portadora radiada durante la identificación.*

Nota 2.- *Con un paso de banda del radiogoniómetro de* ***± 3 kHz*** *respecto a la portadora, una relación de señal ruido de* ***6 dB*** *en el límite de la zona de servicio clasificada, satisfará, en general, el requisito anterior.*

Nota 3.- *En el* ***Adjunto C, 6.4*** *de este* ***Reglamento****, figuran algunas consideraciones respecto a la profundidad de modulación.*

3.3.6.4 No deberá disminuir la potencia de la portadora de un **NDB** con emisiones **NON/A2A**, cuando se radie la señal de identificación, salvo en el caso de un **NDB** cuya zona de servicio clasificada tenga un radio medio superior a **92,7 km (50 NM),** en que podrá aceptarse una disminución no superior a **1,5 dB**.

Las modulaciones no deseadas de la radiofrecuencia no llegarán, en total, al **5%**de la amplitud de la portadora.

Nota.- *Se podrá menoscabar seriamente el funcionamiento satisfactorio del*

*equipo radiogoniométrico automático **(ADF)** si la emisión del radiofaro contiene modulación por una audiofrecuencia igual o muy próxima a la frecuencia de conmutación del cuadro o a su segunda armónica. Las frecuencias de conmutación del cuadro en el equipo utilizado corrientemente, están comprendidas entre **30 y 120 Hz.***

3.3.6.5 La anchura de banda de las emisiones y el nivel de las radiaciones no esenciales, se mantendrán al valor más bajo que permita el estado de la técnica y la naturaleza del servicio.

Nota.-** El **Artículo S.3** del **Reglamento de Radiocomunicaciones de la UIT** contiene disposiciones generales sobre las características técnicas de los equipos y de las emisiones. El Reglamento de Radiocomunicaciones contiene disposiciones generales relativas a la anchura de banda permitida, la tolerancia de frecuencias y las emisiones no esenciales **(**véanse los **Apéndices APS1, APS2**, y **APS3).

3.3.7 EMPLAZAMIENTO DE LOS RADIOFAROS DE LOCALIZACIÓN

3.3.7.1 Cuando se empleen radiofaros de localización como complemento del **ILS**, su emplazamiento deberá ser el de las radiobalizas exterior o intermedia. Cuando sólo se use un radiofaro de localización como complemento del **ILS**, deberá emplazarse preferentemente en el mismo punto que la radiobaliza exterior. Cuando los radiofaros de localización se empleen como ayuda para la aproximación final, sin que exista ningún **ILS**, deberá seleccionarse emplazamientos equivalentes a los que se usan cuando se instala un **ILS,** teniendo en cuenta las pertinentes disposiciones acerca del margen sobre los obstáculos, de los **PANS-OPS (Doc. 8168)** de la **OACI.**

3.3.7.2 Cuando se instalan radiofaros de localización en las posiciones de las radiobalizas intermedia y exterior, siempre que sea factible deberá estar situados a un mismo lado de la prolongación del eje de la pista, para que la trayectoria entre los radiofaros de localización sea lo más paralela posible a dicho eje.

3.3.8 EQUIPO MONITOR

3.3.8.1 Para cada **NDB** se suministrarán medios de control adecuados que puedan detectar cualesquiera de las condiciones siguientes, en un lugar apropiado:

a) Disminución de la potencia de la portadora radiada de más del **50%** del valor necesario para obtener la zona de servicio clasificada.-

b) Falla de transmisión de la señal de identificación.-

c) Funcionamiento defectuoso o falla de los medios de control.-

3.3.8.2 Cuando un **NDB** funcione con una fuente de energía que tenga una frecuencia próxima a las de conmutación del equipo **ADF** de a bordo, y cuando las características del **NDB** sean tales que es probable que la frecuencia de la fuente de alimentación aparezca en la emisión como un producto de modulación, los medios de control deberán poder detectar, en la portadora, tal modulación causada por la fuente de energía, cuando exceda del **5%**.

3.3.8.3 Durante las horas de servicio de un **NDB**, los medios de control deberían proporcionar comprobación constante del funcionamiento del **NDB**, según se prescribe en **3.3.8.1 a), b) y c)** de este **Reglamento.**

3.3.8.4 D
urante las horas de servicio de un **NDB** que no sea un radiofaro de localización, los medios de control proporcionarán comprobación constante del funcionamiento del radiofaro de localización, según se prescribe en **3.3.8.1 a), b) y c)** de este **Reglamento.**

Nota.- *En el* ***Adjunto C, 6.6*** *de este* ***Reglamento,*** *figura texto de orientación sobre la comprobación del* ***NDB***.

3.4 ESPECIFICACIÓN PARA EL EQUIPO RADIOTELEMÉTRICO UHF (DME)

Nota.- *En la sección siguiente se ha previsto instalaciones* ***DME: DME/N*** *para las aplicaciones generales.*

3.4.1 DEFINICIONES

AMPLITUD DEL IMPULSO*:* Tensión máxima de la envolvente del impulso, es decir, **A** en la **Figura 3-1**.

BÚSQUEDA*:* Condición que existe cuando el interrogador del **DME** intenta adquirir del transpondedor seleccionado, y enganchar, la respuesta a sus propias interrogaciones.

CÓDIGO DEL IMPULSO*:* Método para distinguir entre los modos **W, X, Y** y **Z** y entre los modos **FA** e **IA.**

DME/N*:* Equipo radiotelemétrico, principalmente para servir las necesidades operacionales de la navegación en ruta o TMA, donde la **"N"** identifica las características de espectro estrecho.

DURACIÓN DEL IMPULSO*:* Intervalo de tiempo entre los puntos de amplitud **50%** de los bordes anterior y posterior de la envolvente del impulso, es decir, entre los puntos **b** y **f** de la **Figura 3-1**.

EFICACIA DEL SISTEMA*:* El cociente entre el número de respuestas válidas procesadas por el interrogador y el total de sus propias interrogaciones.

EFICACIA DE RESPUESTA*:* El cociente entre el número de respuestas transmitidas por el transpondedor y el total de interrogaciones válidas recibidas.

ERROR A LO LARGO DE LA TRAYECTORIA (PFE): Aquella parte del error de señal de guía que puede hacer que la aeronave se desplace del rumbo y/o de la trayectoria de planeo deseados.

MODOS W, X, Y, Z*:* Método de codificación de las transmisiones del **DME** mediante separación en el tiempo de los impulsos de un par, de modo que cada frecuencia pueda utilizarse más de una vez.

ORIGEN VIRTUAL*:* Punto en el cual la línea recta que pasa por los puntos de amplitud **30** y **5%** del borde anterior del impulso corta al eje de amplitud **0%** (véase la **Figura 3-2**).

POTENCIA ISÓTROPA RADIADA EQUIVALENTE (PIRE): Producto de la potencia suministrada a la antena transmisora por la ganancia de antena en una dirección determinada en relación con una antena isótropa (ganancia absoluta o isótropa).

RUIDO DE MANDOS (CMN): Aquella parte del error de la señal de guía que origina movimientos en los timones y mandos y pudiera afectar al ángulo de actitud de la aeronave durante el vuelo acoplado, pero que no hace que la aeronave se desvíe del rumbo y/o de la trayectoria de planeo deseados.

SEGUIMIENTO*:* Condición que existe cuando el interrogador del **DME** ha enganchado respuestas a sus propias interrogaciones, y proporciona medición de distancia (telemetría) en forma continúa.

TIEMPO DE AUMENTO DEL IMPULSO*:* Tiempo medido entre los puntos de amplitud **10** y **90%** del borde anterior de la envolvente del impulso, es decir, entre los puntos a y c de la **Figura 3-1**.

TIEMPO DE AUMENTO PARCIAL*:* Tiempo medido entre los puntos de amplitud **5** y **30%** del borde anterior de la envolvente del impulso, es decir, entre los puntos h e i de las **Figuras 3-1** y **3-2**.

TIEMPO DE DISMINUCIÓN DEL IMPULSO: Tiempo medido entre los puntos de amplitud **90** y **10%** del borde posterior de la envolvente del impulso, es decir, entre los puntos e y g de la **Figura 3-1**.

TIEMPO DE TRABAJO*:* Tiempo durante el cual se está transmitiendo un punto o raya de un carácter en código Morse.
TIEMPO MUERTO DME*:* Un período que sigue inmediatamente a la decodificación de una interrogación válida durante el cual la interrogación recibida no dará origen a una respuesta.

Nota.- *El objetivo del tiempo muerto es evitar la respuesta del transpondedor a ecos que sean efecto de trayectos múltiples.*

VELOCIDAD DE TRANSMISIÓN*:* Promedio del número de pares de impulsos por segundo transmitidos por el transpondedor.

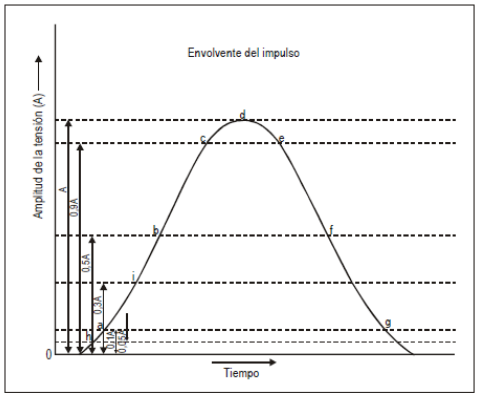


Figura 3-1

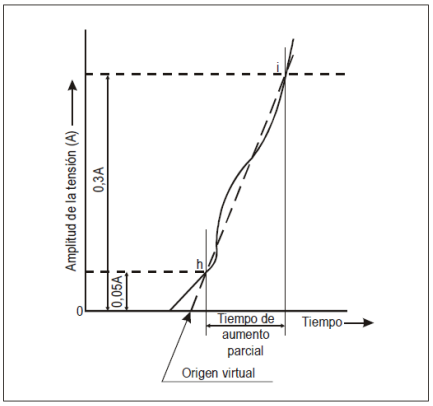


Figura 3-2

3.4.2 GENERALIDADES

3.4.2.1 El sistema **DME** proporcionará una indicación continua y precisa en la cabina de mando de la distancia oblicua que existe entre la aeronave equipada al efecto y un punto de referencia en tierra provisto de equipo.

3.4.2.2 El sistema comprenderá dos partes básicas, una instalada en la aeronave y la otra en tierra. La parte instalada en la aeronave se llamará interrogador y la de tierra transpondedor.

3.4.2.3 Al funcionar, los interrogadores interrogarán a los transpondedores, los cuales a su vez transmitirán a la aeronave respuestas sincronizadas con las interrogaciones, obteniéndose así la medición exacta de la distancia.

3.4.2.4 El DME/P tendrá dos modos de funcionamiento, IA y FA.

3.4.2.5 Cuando un **DME** se asocie con un **ILS**, o un **VOR** a fin de que constituyan una sola instalación:

a) Funcionarán en pares de frecuencias normalizados de conformidad con **3.4.3.3.3**; de este Reglamento.-

b) Tendrán un emplazamiento común dentro de los límites prescritos en **3.4.2.5** de este **Reglamento** para instalaciones conexas; y

c) Cumplirán con las disposiciones sobre identificación, de 3.4.3.6.4 de este Reglamento.-

3.4.2.6 Límites de emplazamiento común para las instalaciones **DME** asociadas con instalaciones **ILS**, o **VOR.-**

3.4.2.6.1 Las instalaciones asociadas **VOR** y **DME** tendrán un emplazamiento común de conformidad con lo siguiente:

a) En las instalaciones que se utilizan en áreas terminales para fines de aproximación u otros procedimientos en los que se exige la máxima

precisión del sistema para determinar la posición, la separación de las antenas del **VOR** y del **DME** no excede de **80 m (260 ft**).-

b) Para fines distintos de los indicados en a), la separación de las antenas del **VOR** y del **DME** no excede de **600 m (2 000 ft).**

3.4.2.6.2 ASOCIACIÓN DEL DME CON EL ILS

Nota.- *En el* ***Adjunto C, 2.11*** *de este* ***Reglamento****, se proporciona orientación sobre la asociación del* ***DME*** *con el* ***ILS****.-*

3.4.2.7 Las normas de **3.4.3, 3.4.4 y 3.4.5** *de este* ***Reglamento*** identificadas con ‡ se aplicarán sólo al equipo **DME** que se instaló por primera vez después del **1 de enero de 1989**.

3.4.3 CARACTERÍSTICAS DEL SISTEMA

3.4.3.1 ACTUACIÓN

3.4.3.2 ALCANCE. El sistema proporcionará un medio para medir la distancia oblicua desde una aeronave hasta un transpondedor elegido, hasta el límite de la cobertura prescrita por los requisitos operacionales de dicho transpondedor.

3.4.3.2.1 COBERTURA

3.4.3.2.1.1 Cuando el **DME/N** esté asociado con un **VOR**, la cobertura será por lo menos la del **VOR**, en la medida de lo posible.

3.4.3.2.1.2 Cuando el **DME/N** esta asociado con un **ILS,** la cobertura correspondiente será por lo menos la del ILS respectivo.

3.4.3.2.2 PRECISIÓN

Precisión del sistema. Las normas de precisión que se especifican en **3.4.4.5** y **3.4.5.4** de este Reglamento serán satisfechas con una probabilidad del **95%.**

3.4.3.2.3 RADIOFRECUENCIAS Y POLARIZACIÓN. El sistema trabajará con la polarización vertical en la banda de frecuencias de **960 a 1 215 MHz**. Las frecuencias de interrogación y de respuesta se asignarán con **1 MHz** de separación entre canales.

3.4.3.3 CANALES

3.4.3.3.1 Los canales **DME** en operación se formarán por pares de frecuencias de interrogación y respuesta y por codificación de impulsos en los pares de frecuencias.

3.4.3.3.2 Los canales **DME** en operación se escogerán de la Tabla A (situación al final de este capítulo), de **352** canales, en la que se asignan los números de canal, las frecuencias y los códigos de impulso.

3.4.3.3.3 Agrupación de los canales en pares. Cuando los transpondedores **DME** tengan que trabajar en combinación con una sola instalación **VHF** para la navegación en la banda de frecuencias de **108 a 117, 95 MHz** el canal **DME** en operación formará un par con la frecuencia del canal **VHF**.-

Nota.- *Puede haber casos en los que un canal* ***DME*** *forme un par tanto con la frecuencia* ***ILS****.-*

3.4.3.4 FRECUENCIA DE REPETICIÓN DE LOS IMPULSOS DE INTERROGACIÓN

Nota.- *Si en el lapso de un segundo el interrogador opera en más de un canal, se aplicarán a la suma de las interrogaciones siguientes.-*

3.4.3.4.1 DME/N. El promedio de la frecuencia de repetición de los impulsos del interrogador

no excederá de **30** pares de impulsos por segundo, basándose en la suposición de que el **95%** del tiempo por lo menos se ocupa en el seguimiento.-**DME/N**. Si se desea disminuir el tiempo de búsqueda, puede aumentarse la frecuencia de repetición de los impulsos durante la búsqueda, pero dicha frecuencia de repetición no excederá de **150** pares de impulsos por segundo.-

3.4.3.4.2 **DME/N**. Después que se hayan transmitido **15000** pares de impulsos sin obtener indicación de distancia, la frecuencia de repetición de los impulsos no deberá exceder de **60** pares de impulsos por segundo desde este momento hasta que se cambie el canal de operación, o se complete satisfactoriamente la búsqueda.-

3.4.3.4.3 **DME/N.** Si, después de un período de **30 s**, no se ha establecido seguimiento, la frecuencia de repetición de pares de impulsos no excederá de **30** pares de impulsos por segundo a partir de ese momento.-

3.4.3.5 NÚMERO DE AERONAVES QUE PUEDE ATENDER EL SISTEMA

3.4.3.5.1 La capacidad de los transpondedores utilizados en un área será la adecuada para el tránsito máximo de esa área **o** de **100** aeronaves, escogiendo el valor más bajo de estos dos.-

3.4.3.5.2 En las áreas en que el tránsito máximo exceda de **100** aeronaves, el transpondedor deberá ser capaz de atender dicho tránsito.-

Nota.- *En el* ***Adjunto C, 7.1.5*** *de este* ***Reglamento,*** *se proporciona texto de orientación sobre el número de aeronaves que pueden atenderse.*

3.4.3.6 IDENTIFICACIÓN DEL TRANSPONDEDOR

3.4.3.6.1 Todos los transpondedores transmitirán una señal de identificación en una de las siguientes formas requeridas por **3.4.3.6.5** de este Reglamento.

a) Una identificación **"independiente"** que conste de impulsos de identificación codificadas (código Morse internacional) que pueda usarse con todos los transpondedores;

b) Una señal **"asociada"** que pueda usarse por los transpondedores combinados directamente con una instalación **VHF** de navegación que transmita ella misma una señal de identificación.

3.4.3.6.2 En ambos sistemas de identificación se emplearán señales que consistirán en la transmisión, durante un período apropiado, de una serie de pares de impulsos transmitidos repetidamente a razón de **1 350** pares de impulsos por segundo, y que temporalmente sustituirán a todos los impulsos de respuesta que normalmente se producirán en ese momento, salvo lo que se indica en **3.4.3.6.2.2** de este **Reglamento**. Estos impulsos tendrán características similares a las de los demás impulsos de las señales de respuesta.

3.4.3.6.2.1 **DME/N**. Los impulsos de respuesta se transmitirán entre tiempos de trabajo.

3.4.3.6.2.2 **DME/N**. Si se desea mantener un ciclo de trabajo constante, deberá transmitirse un par de impulsos igualadores, que tengan las mismas características que los pares de impulsos de identificación, **100 µs ± 10 µs**, después de cada par de identificación.

3.4.3.6.3 Las características de la señal **"independiente"** de identificación serán como sigue:

a) La señal de identificación consistirá en la transmisión del código del radiofaro en forma de puntos y rayas (código Morse internacional) de impulsos de identificación, por lo menos una vez cada **40 s** a la velocidad de por lo menos **6** palabras por minuto; y

b) La característica del código de identificación y la velocidad de transmisión de

letras del transpondedor **DME** se ajustará a lo siguiente para asegurar que el tiempo máximo total en que esté el manipulador cerrado no exceda de **5 s** por grupo de código de identificación. Los puntos tendrán una duración de **0,1 a 0,160 s**. La duración tipo de las rayas será tres veces mayor que la duración de los puntos. La duración entre puntos o rayas o entre ambos, será igual a la de un punto más o menos **10%**. El tiempo de duración entre letras o números no será menor de tres puntos. El período total de transmisión de un grupo de código de identificación no excederá de **10 s.**

Nota.- *El tono de la señal de identificación se transmite a un ritmo de repetición de **1 350** pares de impulsos por segundo. Esta frecuencia puede utilizarse directamente en el equipo de a bordo como salida audible para el piloto, o pueden generarse otras frecuencias o opción del constructor del interrogador **(véase 3.4.3.6.2)** de este Reglamento.-*

3.4.3.6.4 Las características de la señal **"asociada"** serán como sigue:

a) Cuando se trate de una señal asociada con una instalación **VHF**, la identificación se transmitirá en forma de puntos y rayas (código Morse internacional), según se indica en **3.4.3.6.3**,de este Reglamento, y se sincronizará en el código de identificación de la instalación **VHF**.-

b) Cada intervalo de **40 s** se subdividirá en cuatro o más períodos iguales, transmitiéndose la identificación del transpondedor solamente durante uno de estos períodos y la identificación de la instalación asociada **VHF**.-

3.4.3.6.5 APLICACIÓN DE LA IDENTIFICACIÓN

3.4.3.6.5.1 El código de identificación **"independiente"** se empleará siempre que un transpondedor no esté asociado directamente con una instalación **VHF** de navegación.

3.4.3.6.5.2 Siempre que un transpondedor esté asociado específicamente con una instalación **VHF** de navegación, se suministrará la identificación en el código asociado.

3.4.3.6.5.3 Mientras se estén transmitiendo comunicaciones en radiotelefonía por una instalación **VHF** de navegación asociada, no se suprimirá la señal "asociada" del transpondedor.

3.4.4 DETALLE DE LAS CARACTERÍSTICAS TÉCNICAS DEL TRANSPONDEDOR Y EQUIPO DE CONTROL CORRESPONDIENTE

3.4.4.1 TRANSMISOR

3.4.4.1.1 Frecuencia de operación. El transpondedor transmitirá en la frecuencia de respuesta adecuada al canal **DME** asignado (**véase 3.4.3.3.3**) de este Reglamento.

3.4.4.1.2 Estabilidad de frecuencia. La radiofrecuencia de operación no variará más de **0,002%** en más o en menos de la frecuencia asignada.

3.4.4.1.3 Forma y espectro del impulso. Lo siguiente se aplicará a todos los impulsos radiados.

a) Tiempo de aumento del impulso.

1) **DME/N**. El tiempo de aumento del impulso no excederá de **3 µs.**

b) P
ara el **DME/N**, el espectro de la señal modulada por impulso será tal que durante el impulso la **PIRE** contenida en una banda de **0,5 MHz** centrada en frecuencias de **0,8 MHz** por encima y **0,8 MHz** por debajo de la frecuencia nominal del canal, no exceda, en cada caso, de **200 mW**, y la **PIRE** contenida en una banda de **0,5 MHz** centrada en frecuencias de **2 MHz** por encima y **2 MHz** por debajo de la frecuencia nominal del canal no exceda, en

cada caso de **2 mW.** La **PIRE** contenida en cualquier banda de **0,5 MHz** disminuirá monótonamente a medida que la frecuencia central de la banda se aparte de la frecuencia nominal del canal.

Nota.- *En el documento* ***EUROCAE ED-57 (incluida la Enmienda núm. 1)****, figuran textos de orientación relativos a la medición del espectro de los impulsos.*Para aplicar correctamente las técnicas de fijación de umbrales, la magnitud instantánea de las señales transitorias que acompañan la activación del impulso y que ocurren antes del origen virtual, serán inferiores al **1%** de la amplitud máxima del impulso. El proceso de activación no se iniciará durante el microsegundo anterior al origen virtual.

Nota 1.- *El tiempo* ***"durante el impulso"*** *comprende el intervalo total desde el comienzo de la transmisión del impulso hasta su finalización. Por razones prácticas, este intervalo puede medirse entre los puntos de* ***5%*** *en los frentes anterior y posterior de la envolvente del impulso.*

Nota 2.- *La potencia contenida en las bandas de frecuencia especificadas es la potencia media durante el impulso. La potencia media de una banda de frecuencia determinada es el cociente entre la energía contenida en esta banda de frecuencia y el tiempo de transmisión del impulso, con arreglo a la* ***Nota 1.***

3.4.4.1.4 SEPARACIÓN ENTRE IMPULSOS

3.4.4.1.4.1 La separación entre los impulsos constituyentes de pares de impulsos transmitidos será la indicada en la tabla en **3.4.4.4.1** de este Reglamento.

3.4.4.1.4.2 **DME/N**. La tolerancia de la separación entre impulsos será de **± 0,25 µs.**

3.4.4.1.4.3 **DME/N.** La tolerancia de la separación entre los impulsos del **DME/N** deberá ser de ± 0,10 µs.

3.4.4.1.4.4 Las separaciones entre los impulsos se medirán entre los puntos a mitad de la tensión del borde anterior de los impulsos.

3.4.4.1.5 POTENCIA MÁXIMA DE SALIDA

3.4.4.1.5.1 **DME/** La **PIRE** de cresta no deberá ser inferior a la que se requiere para asegurar una densidad máxima de potencia de impulso (valor medio), de aproximadamente **−83 dBW/m2** al nivel y alcance de servicio máximos especificados.

3.4.4.1.5.2 **DME/N.** La potencia isótropa radiada equivalente de cresta no será inferior a la que se requiere para asegurar una densidad de potencia de impulso de cresta de **−89 dBW/m2** en todas las condiciones meteorológicas de operación y en todo punto dentro de la cobertura especificada en **3.4.3.2.1** de este Reglamento.

Nota.- *Si bien la norma de* ***3.4.4.1.5.2*** *implica contar con sensibilidad mejorada en el receptor del interrogador, se tiene la intención de que la densidad de potencia especificada en* ***3.4.4.1.5.1*** *de este* ***Reglamento*** *esté disponible en el máximo alcance y en el máximo nivel de servicio especificado.*

3.4.4.1.5.3 La potencia de cresta de los impulsos constituyentes de todo par de impulsos no diferirá más de **1 dB**.

3.4.4.1.5.4 Recomendación. La capacidad de respuestas del transmisor debería ser tal que el transpondedor pueda mantenerse en operación continúa a una velocidad de transmisión constante de **2 700 ± 90** pares de impulsos por segundo (si se ha de dar servicio a **100** aeronaves).

Nota.- *En el* ***Adjunto C, 7.1.5*** *de este* ***Reglamento,*** *figura texto de orientación sobre la relación entre el número de aeronaves y la velocidad de transmisión.*

3.4.4.1.5.5 El transmisor trabajará a una velocidad de transmisión de servicio, incluso pares de

impulsos distribuidos al azar y pares de impulsos de respuesta de distancia, de no menos de **700** pares de impulsos por segundo excepto durante la identificación. La velocidad de transmisión mínima se acercará tanto como sea posible a los **700** pares de impulsos por segundo.

Nota.- *Operar los transpondedores **DME** con velocidades de transmisión estables cercanas a **700** pares de pulsos por segundo reducirá al mínimo los efectos de interferencia de pulso, particularmente en otros servicios de aviación como el **GNSS**.*

3.4.4.1.6 Radiación espuria. Durante los intervalos entre la transmisión de cada uno de los impulsos, la potencia espuria recibida y medida en un receptor que tenga las mismas características que el receptor del transpondedor, pero esté sintonizado a cualquier frecuencia de interrogación o respuesta **DME**, será mayor de **50 dB** por debajo de la potencia de cresta del impulso recibido y medido en el mismo receptor sintonizado a la frecuencia de respuesta en uso durante la transmisión de los impulsos requeridos. Esta disposición se refiere a todas las transmisiones espurias, incluso a la interferencia del modulador y eléctrica.

3.4.4.1.6.1 **DME/N**. El nivel de potencia espuria especificado en **3.4.4.1.6** de este **Reglamento** será más de **80 dB** por debajo del nivel de potencia de cresta del impulso.

3.4.4.1.6.2 Radiación espuria fuera de banda. En todas las frecuencias desde **10** a **1800 MHz,** excluyendo la banda de frecuencia de **960** a **1 215 MHz**, la salida espuria del transmisor del transpondedor **DME** no excederá de **– 40 dBm** en cualquier banda de receptor de **1 kHz.**

3.4.4.1.6.3 La potencia isótropa radiada equivalente a todos los armónicos **CW** de la frecuencia portadora en cualquier canal de operación **DME** no excederá de **−10 dBm.**

3.4.4.2 RECEPTOR

3.4.4.2.1 Frecuencia de operación. La frecuencia central del receptor será la frecuencia de interrogación apropiada al canal **DME** asignado **(véase 3.4.3.3.3** de este **Reglamento).**

3.4.4.2.2 Estabilidad de frecuencia. La frecuencia central del receptor no variará en más de **± 0,002%** de la frecuencia asignada.

3.4.4.2.3 SENSIBILIDAD DEL TRANSPONDEDOR

3.4.4.2.3.1 En ausencia de todos los pares de impulsos de interrogación, con la excepción de aquellos necesarios para llevar a cabo las mediciones de sensibilidad, los pares de impulsos de la interrogación con la separación y la frecuencia nominales correctas, accionarán al transpondedor si la densidad de potencia de cresta en la antena del transpondedor es de por lo menos:

a) **−103 dBW/m2** para el **DME/N** con un alcance de cobertura de más de **56 km (30 NM);**

b) **−93 dBW/m2** para el **DME/N** con un alcance de cobertura de no más de **56 km (30 NM).**

3.4.4.2.3.2 Las densidades mínimas de potencia especificadas en **3.4.4.2.3.1** de este Reglamento originarán una respuesta de transpondedor con una eficacia de por lo menos: **70%** para el **DME/N.**

3.4.4.2.3.3 Gama dinámica del **DME/N**. Deberá mantenerse el rendimiento del transpondedor cuando la densidad de potencia de la señal de interrogación en la antena del transpondedor tenga un valor comprendido entre el mínimo especificado en **3.4.4.2.3.1** de este **Reglamento** y un máximo de **−22 dBW/m2** si se instala con el **ILS**, y de **−35 dBW/m2**, si se instala para otros fines.

3.4.4.2.3.4 El nivel de sensibilidad no variará más de **1 dB** para cargas del transpondedor comprendidas entre **0 y 90%** de su velocidad máxima de transmisión.

3.4.4.2.3.5 **DME/N.** Cuando la separación de un par de impulsos de interrogador se aparte del valor nominal en hasta **± 1 µs,** la sensibilidad del receptor no se reducirá en más de **1 dB.**

3.4.4.2.4 LIMITACIÓN DE LA CARGA

3.4.4.2.4.1 **DMEN/N**. Cuando la carga del transpondedor exceda del **90%** de la velocidad máxima de transmisión, deberá reducirse automáticamente la sensibilidad del receptor a fin de limitar las respuestas del transpondedor, para que no se exceda nunca la velocidad máxima de transmisión admisible. (El margen de reducción de ganancia debería ser por lo menos de **50 dB**).

3.4.4.2.5 Ruido. Cuando se interrogue al receptor a las densidades de potencia especificadas en **3.4.4.2.3.1** de este **Reglamento** para producir una velocidad de transmisión igual al **90%** de la máxima, los pares de impulsos generados por el ruido no excederán del **5%** de la velocidad de transmisión máxima.

3.4.4.2.6 ANCHURA DE BANDA

3.4.4.2.6.1 La anchura de banda mínima admisible en el receptor será tal que el nivel de sensibilidad del transpondedor no se reduzca en más de **3 dB** cuando la variación total del receptor se añade a una variación de frecuencia de la interrogación recibida de **± 100 kHz**.

3.4.4.2.6.2 **DME/N**. La anchura de banda del receptor será suficiente para permitir el cumplimiento de la especificación **3.4.3.2.1.2**, cuando las señales de entrada sean las especificadas en **3.4.5** en este **Reglamento**.

3.4.4.2.6.3 Las señales que difieran en más de **900 kHz** de la frecuencia nominal del canal deseado y que tengan densidades de potencia hasta los valores especificados en **3.4.4.2.3.3** de este **Reglamento** para el **DME/N**, no activarán el transpondedor. Las señales que lleguen a la frecuencia intermedia serán suprimidas por lo menos en **80 dB**. Las demás respuestas o señales espurias dentro de la banda de **960 a 1 215 MHz**, y las frecuencias imagen se suprimirán por lo menos en **75 dB.-**

3.4.4.2.7 Tiempo de restablecimiento. Dentro de los **8 µs** siguientes a la recepción de una señal de entre **0 y 60 dB** sobre el nivel mínimo de sensibilidad, dicho nivel del transpondedor para una señal deseada quedará dentro de **3 dB** del valor obtenido a falta de señales. Este requisito se satisfará con la inactividad de los circuitos supresores de eco, si los hubiere. Los **8 µs** deben medirse entre los puntos de tensión media de los bordes anteriores de las dos señales, ajustándose ambas en su forma a las especificaciones estipuladas en **3.4.5.1.3**, de este Reglamento.-

3.4.4.2.8 Radiaciones espurias. La radiación de cualquier parte del receptor o de los circuitos conectados a él satisfará los requisitos estipulados en **3.4.4.1.6**, de este Reglamento.

3.4.4.2.9 Supresión de **CW** y de ecos. La supresión de **CW** y de ecos deberá ser la adecuada para los emplazamientos en que hayan de usarse los transpondedores.

Nota.- *A este respecto, se entiende por ecos las señales no deseadas originadas por la transmisión por diferentes vías (reflexiones, etc.).-*

3.4.4.2.10 Protección contra la interferencia. La protección contra la interferencia fuera de la banda de frecuencias **DME** deberá ser la adecuada para los emplazamientos en que hayan de usarse los transpondedores.-

3.4.4.3 DECODIFICACIÓN

3.4.4.3.1 El transpondedor incluirá un circuito decodificador de forma que el transpondedor

3.4.4.3.2 sólo se pueda activar cuando reciba pares de impulsos que tengan duración y separaciones apropiadas a las señales del interrogador, como se describe en **3.4.5.1.3 y 3.4.5.1.4** de este Reglamento.

3.4.4.3.3 Las características del circuito decodificador no se verán alteradas por las señales que lleguen antes, entre, o después de los impulsos constituyentes de un par que tenga espaciado correcto.

3.4.4.3.4 **DME/N.** Rechazo del decodificador. Un par de impulsos de interrogación con separación de **± 2 µs**, o más, del valor nominal y con un nivel de señal de hasta el valor especificado en **3.4.4.2.3.3** de este **Reglamento,** será rechazado de modo que la velocidad de transmisión no supere el valor obtenido cuando haya ausencia de interrogaciones.

3.4.4.4 RETARDO DE TIEMPO

3.4.4.4.1 Cuando el **DME** esté asociado solamente con una instalación **VHF**, el retardo de tiempo será el intervalo entre el punto a mitad de voltaje del frente interior del segundo impulso constituyente del par de interrogación, y el punto a mitad del voltaje del frente anterior del segundo impulso constituyente de la transmisión de respuesta, y este retardo será de conformidad con la tabla siguiente, cuando se desee que los interrogadores de las aeronaves indiquen la distancia desde el emplazamiento del transpondedor.

		Separación entre pares de impulsos (µs)	**Retardo (µs)**		
			1er impulse		2° impulso
Sufijo de canal	**Modo de Funcionamiento**	**Interro gación**	**Res- puesta**	**Tempori- zación**	**Tempori- zación**
X	DME/N	12	12	50	50
	DME/P IA M	12	12	50	—
	DME/P FA M	18	12	56	—
Y	DME/N	36	30	56	50
	DME/P IA M	36	30	56	—
	DME/P FA M	42	30	62	—
W	DME/N	—	—	—	—
	DME/P IA M	24	24	50	—
	DME/P FA M	30	24	56	—
Z	DME/N	—	—	—	—
	DME/P IA M	21	15	56	—
	DME/P FA M	27	15	62	—

***Nota 1.- W y X** se multiplexan a la misma frecuencia.*

***Nota 2.- Z e Y** se multiplexan a la misma frecuencia.*

3.4.4.4.2 Para el **DME/N**, el retardo del transpondedor deberá poderse ajustar a un valor apropiado entre el valor nominal del retardo menos **15 µs** y el valor nominal del retardo, para que los interrogadores de las aeronaves puedan indicar la distancia cero a un punto específico que esté alejado del emplazamiento del transpondedor.

Nota.- *Aquellos modos que no permitan disponer del margen completo de **15 µs** de ajuste del retardo del transpondedor pueden ajustarse solamente hasta los límites fijados por el retardo del circuito de transpondedor y por el tiempo de restablecimiento.*

3.4.4.4.3 **DME/N**. El retardo será el intervalo entre el punto de tensión media del borde anterior del primer impulso del par de interrogación y el punto de tensión media del borde anterior del primer impulso de la transmisión de respuesta.

3.4.4.4.4 **DME/N**. Los transpondedores deberán estar emplazados lo más cerca posible del punto en que se requiere la indicación cero.

Nota.- *Es conveniente que el radio de esfera en la superficie de la cual se da la indicación cero sea lo más pequeño posible a fin de mantener al mínimo la zona de ambigüedad.*

3.4.4.5 PRECISIÓN

3.4.4.5.1 **DME/N**. El transpondedor no contribuirá con un error mayor de **± 1 µs [150 m (500 ft)]** al error total del sistema.

3.4.4.5.2 **DME/N**. La contribución al error total del sistema debido a la combinación de errores del transpondedor, errores de coordenadas de emplazamiento del transpondedor, efectos de propagación y efectos de interferencia de pulsos aleatorios no deberá ser superior a **± 340 m (0,183 NM)** más **1,25%** de la distancia medida.

Nota.- *Este límite de contribución de errores incluye aquéllos debidos a todas las causas, a excepción del equipo de a bordo y supone que este equipo mide el retardo basándose en el primer pulso constituyente de un par de pulsos.*

3.4.4.5.3 **DME/N.** La combinación de errores del transpondedor, errores de coordenadas del emplazamiento del transpondedor, efectos de propagación y efectos de interferencia de pulsos aleatorios no deberá contribuir con un error superior a **±185 m (0,1 NM)** al error total del sistema.

Nota.- *Este límite de contribución de errores incluye aquéllos debidos a todas las causas, a excepción del equipo de a bordo y supone que este equipo mide el retardo basándose en el primer pulso constituyente de un par de pulsos.*

3.4.4.5.4 **DME/N**. El transpondedor asociado a una ayuda para el aterrizaje no contribuirá con un error mayor de **± 0,5 µs [75 m (250 ft)]** al error total del sistema.

3.4.4.6 RENDIMIENTO

3.4.4.6.1 El rendimiento de respuesta del transpondedor será de por lo menos el **70%** en el caso del **DME/N** (en modo **IA**) para todos los valores de carga del transpondedor, hasta la carga correspondiente a **3.4.3.5,** y para el nivel mínimo de sensibilidad especificado en **3.4.4.2.3.1 y 3.4.4.2.3.5.**de este Reglamento.

Nota.- *Cuando se considere el valor de eficacia de respuesta del transpondedor, ha de tenerse en cuenta el tiempo muerto del **DME** y la carga correspondiente a la función monitora.*

3.4.4.6.2 Tiempo muerto del transpondedor. El receptor del transpondedor quedará inactivo durante un período que normalmente no exceda de **60 µs** después de la decodificación de una interrogación válida. En casos extremos cuando el emplazamiento geográfico del transpondedor sea tal que haya problemas de reflexión indeseables, pudiera aumentarse el tiempo muerto pero solamente lo mínimo necesario para permitir la supresión de ecos del **DME/N**.

3.4.4.7 SUPERVISIÓN Y CONTROL

3.4.4.7.1 Se proporcionarán medios en cada emplazamiento del transpondedor para supervisar y controlar automáticamente el transpondedor en uso.

3.4.4.7.2 SUPERVISIÓN DEL DME/N

3.4.4.7.2.1 Si se presenta alguna de las condiciones especificadas en **3.4.4.7.2.2**, de este Reglamento el equipo monitor hará lo siguiente:

a) Dará una indicación apropiada en un punto de control.-

b) El transpondedor en servicio dejará automáticamente de funcionar; y

c) El transpondedor auxiliar, si se dispone del mismo, se pondrá automáticamente en funcionamiento.-

3.4.4.7.2.2 El equipo monitor deberá funcionar en la forma especificada en **3.4.4.7.2.1** de este **Reglamento**, si:

a) El retardo del transpondedor difiere del valor asignado en **1 µs [150 m (500 ft)]** o más.-

b) En el caso de un **DME/N** asociado con una ayuda para el aterrizaje, el retardo del transpondedor difiere del valor asignado en **0,5 µs [75 m (250 ft)]** o más.-

3.4.4.7.2.3 El equipo monitor debería funcionar en la forma especificada en **3.4.4.7.2.1**, de este Reglamento si la separación entre el primer y el segundo impulsos del par de impulsos del transpondedor difiere del valor nominal especificado en la tabla que figura a continuación de **3.4.4.4.1** de este **Reglamento**, en **1 µs** o más.-

3.4.4.7.2.4 El equipo monitor deberá dar también una indicación apropiada en el punto de control si surge alguna de las condiciones siguientes:

a) Una disminución de **3 dB** o más en la potencia de salida transmitida por el transpondedor.-

b) Una disminución de **6 dB** o más en el nivel mínimo de sensibilidad del transpondedor (siempre que esto no se deba a acción de los circuitos de reducción automática de ganancia del receptor)-

c) La separación entre el primer y segundo impulsos del par de impulsos de respuesta del transpondedor difiere del valor normal especificado en **3.4.4.1.4** en **1 µs** o más.-

d) Variación de las frecuencias del transmisor y receptor del transpondedor fuera del margen de control de los circuitos de referencia (cuando las frecuencias de operación no se controlan directamente por cristal).-

3.4.4.7.2.5 Se proporcionarán medios a fin de que las condiciones y funcionamiento defectuoso enumerados en **3.4.4.7.2.2, 3.4.4.7.2.3** y **3.4.4.7.2.4** de este **Reglamento** que son objeto de supervisión, puedan persistir por un período determinado antes de que actúe el equipo monitor. Este período será lo más reducido posible, pero no excederá de **10 s**, compatible con la necesidad de evitar interrupciones, debidas a efectos transitorios, del servicio suministrado por el transpondedor.

3.4.4.7.2.6 No se activará el transpondedor más de **120** veces por segundo, ya sea para fines de supervisión o de control automático de frecuencia, o de ambos.

3.4.5 CARACTERÍSTICAS TÉCNICAS DEL INTERROGADOR

Nota.- *Los incisos siguientes especifican únicamente los parámetros del interrogador que se deben definir para lograr que éste:*

*a) No impida la operación efectiva del sistema **DME**, por ejemplo, aumentando anormalmente la carga del transpondedor.-*

b) Pueda dar lecturas precisas de distancia.-

3.4.5.1 TRANSMISOR

3.4.5.1.1 Frecuencia de operación. El interrogador transmitirá en la frecuencia de la interrogación apropiada al canal **DME** asignado **(véase 3.4.3.3.3** de este **Reglamento).-**

***Nota.-** Esta especificación no excluye el uso de interrogadores de a bordo que tengan menos del número total de canales de operación.-*

3.4.5.1.2 Estabilidad de frecuencia. La radiofrecuencia de operación no variará en más de **± 100 kHz** del valor asignado.-

3.4.5.1.3 Forma y espectro del impulso. Se aplicará lo siguiente a todos los impulsos radiados:

a) Tiempo de aumento del impulso:

1) **DME/N.** El tiempo de aumento del impulso no excederá de **3 µs**.-

b) La duración del impulso será de **3,5 µs ± 0,5 µs**.

c) El tiempo de disminución del impulso será nominalmente de **2,5 µs**, pero no excederá de **3,5 µs.-**

d) La amplitud instantánea del impulso entre el punto del borde anterior que tiene **95%** de la amplitud máxima y el punto del borde posterior que tiene el **95%** de la amplitud máxima, no tendrá en ningún momento un valor inferior al **95%** de la amplitud máxima de tensión del impulso.-

e) El espectro de la señal modulada por impulso será tal que, por lo menos, el **90%** de la energía de cada impulso estará en la banda de **0,5 MHz** centrada en la frecuencia nominal del canal.-

f) Para aplicar correctamente las técnicas de fijación de umbrales, la magnitud instantánea de las señales transitorias que acompañen la activación del impulso y que ocurren antes del origen virtual, serán inferiores al **1%** de la amplitud máxima del impulso. El proceso de activación no se iniciará durante el microsegundo anterior al origen virtual.-

***Nota 1.-** El límite inferior del tiempo de aumento del impulso [véase **a)]** y del tiempo de disminución [véase **3.4.5.1.3 c)],** se rigen por los requisitos de espectro en **3.4.5.1.3 e).**de este Reglamento.-*

***Nota 2.-** Aun cuando el inciso **e) de 3.4.5.1.3** requiera un espectro prácticamente obtenible, es conveniente hacer lo posible por conseguir las siguientes características de control del espectro: el espectro de la señal modulada por impulso es tal que la potencia contenida en una banda de **0,5 MHz** centrada en frecuencias superiores en **0,8 MHz** e inferiores en **0,8 MHz** respecto a la frecuencia nominal del canal es en cada caso por lo menos de **23 dB** por debajo de la potencia contenida en una banda de **0,5 MHz** centrada en la frecuencia nominal del canal. La potencia contenida en una banda de **0,5 MHz** centrada en frecuencias de **2 MHz** más o **2 MHz** menos que la frecuencia nominal del canal, es en cada caso por lo menos de **38 dB** por debajo de la potencia contenida en una banda de **0,5 MHz** centrada en la frecuencia nominal del canal. Todo lóbulo adicional del espectro es de menor amplitud que el lóbulo adyacente más cercano a la frecuencia nominal del canal.-*

3.4.5.1.4 SEPARACIÓN ENTRE IMPULSOS

3.4.5.1.4.1 La separación entre los impulsos constituyentes de pares de impulsos transmitidos será la indicada en la tabla que figura en **3.4.4.4.1** de este **Reglamento.**

3.4.5.1.4.2 **DME/N.** La tolerancia de la separación entre impulsos será de **± 0,5 µs**.

3.4.5.1.4.3 **DME/N**. La tolerancia de la separación entre impulsos deberá ser de **± 0,25 µs.**

3.4.5.1.4.4 La separación entre impulsos se medirá entre los puntos de tensión media de los bordes anteriores de los impulsos.

3.4.5.1.5 FRECUENCIA DE REPETICIÓN DE LOS IMPULSOS

3.4.5.1.5.1 La frecuencia de repetición de los impulsos será la especificada en **3.4.3.4.**de este Reglamento.

3.4.5.1.5.2 La variación en tiempo entre pares sucesivos de impulsos de interrogación será suficiente para impedir los acoplamientos falsos.

3.4.5.1.6 **Radiación espuria**. Durante los intervalos entre la transmisión de cada uno de los impulsos, la potencia espuria del impulso recibida y medida en un receptor que tenga las mismas características que el receptor del transpondedor **DME,** pero sintonizado a cualquier frecuencia de interrogación o respuesta **DME**, será mayor de **50 dB** por debajo de la potencia de cresta del impulso recibida y medida en el mismo receptor sintonizado a la frecuencia de interrogación en uso durante la transmisión de los impulsos requeridos. Esta disposición se aplicará a todas las transmisiones espurias del impulso. La potencia **CW** espuria radiada del interrogador en cualquier frecuencia **DME** de interrogación o respuesta no excederá de **20 µw (−47 dBW).**

Nota.- *Aunque la radiación espuria **CW** entre impulsos se limita a los niveles que no exceden de **−47 dBW**, se advierte a los Estados que donde se emplean interrogadores **DME** y transpondedores de radar secundario de vigilancia en la misma aeronave, puede ser necesario proveer protección al **SSR** de a bordo en la banda de **1 015 a 1 045 MHz**. Esta protección puede proporcionarse limitando la **CW** conducida y radiada a un nivel del orden de **−77 dBW.** Cuando este nivel no se pueda lograr, el grado requerido de protección puede suministrarse al proyectar el emplazamiento relativo de las antenas del **SSR y DME** de la aeronave. Cabe anotar que solamente unas pocas de estas frecuencias se utilizan en la planificación de pares de frecuencias **VHF y DME**.*

3.4.5.1.7 La potencia espuria del impulso recibida y medida según las condiciones establecidas en **3.4.5.1.6** de este **Reglamento** deberá ser **80 dB** por debajo de la potencia de cresta requerida recibida del impulso.

Nota.- *Referencia **3.4.5.1.6** y **3.4.5.1.7** de este **Reglamento** si bien se recomienda la limitación de la radiación espuria **CW** entre impulsos a niveles que no excedan de **80 dB** por debajo de la potencia de cresta recibida del impulso, los Estados deben tener cuidado cuando los usuarios empleen transpondedores radar secundarios de vigilancia en la misma aeronave, de que quizá sea necesario limitar la **CW** directa y radiada a no más de **0,02 µW** en la banda de frecuencia de **1 015** a **1 045 MHz.** Debe notarse que sólo pocas de estas frecuencias se utilizan en el plan de pares **VHF/DME.***

3.4.5.2 RETARDO

3.4.5.2.1 El retardo estará de acuerdo con los valores indicados en la tabla que figura en **3.4.4.4.1.**de este Reglamento.

3.4.5.2.2 **DME/N.** El retardo será el intervalo comprendido entre el punto de tensión media del borde anterior del segundo impulso constituyente de interrogación y el momento en que los circuitos de distancia lleguen a la condición correspondiente a

la indicación de distancia cero.

3.4.5.2.3 **DME/N.** El retardo será el intervalo comprendido entre el tiempo del punto de tensión media del borde anterior del primer impulso de interrogación y el tiempo en que los circuitos de distancia lleguen a la condición correspondiente a la indicación de distancia cero.

3.4.5.3 RECEPTOR

3.4.5.3.1 Frecuencia de operación. La frecuencia central del receptor será la frecuencia del transpondedor apropiada al canal **DME** en operación asignado (véase **3.4.3.3.3**).de este Reglamento.

3.4.5.3.2 SENSIBILIDAD DEL RECEPTOR

3.4.5.3.2.1 **DME/N.** La sensibilidad del equipo de a bordo será suficiente para adquirir y proporcionar información de distancia con la precisión especificada en **3.4.5.4**, para la densidad de potencia de señal especificada en **3.4.4.1.5.2** de este **Reglamento.**

Nota.- *Si bien la norma de* ***3.4.5.3.2.1*** *se refiere a los interrogadores* ***DME/N****, la sensibilidad del receptor es mejor de la necesaria para operar con la densidad de potencia de los transpondedores* ***DME/N*** *indicada en* ***3.4.4.1.5.1.*** *de este Reglamento.*

3.4.5.3.2.2 **DME/N.** El rendimiento del interrogador deberá mantenerse cuando la densidad de potencia de la señal del transpondedor en la antena del interrogador esté comprendida entre los valores mínimos indicados en **3.4.4.1.5** de este **Reglamento**

y un valor máximo de **−18 dBW/m2.**

3.4.5.3.3 ANCHURA DE BANDA

3.4.5.3.3.1 **DME/N.** La anchura de banda del receptor será suficiente para que se cumpla con la especificación de **3.4.3.2.1.2** de este **Reglamento,** cuando las señales de entrada sean las especificadas en **3.4.4.1.3.**de este Reglamento.

3.4.5.3.4 RECHAZO DE INTERFERENCIA

3.4.5.3.4.1 Cuando la relación entre las señales deseadas y no deseadas **DME** de canal común es de **8 dB**, por lo menos, en los terminales de entrada del receptor de a bordo, el interrogador deberá presentar información de distancia y proporcionar sin ambigüedad identificación de la señal más fuerte.

Nota.- *La expresión* ***"canal común"*** *se refiere a aquellas señales de respuesta que utilizan la misma frecuencia y la misma separación entre pares de impulsos.*

3.4.5.3.4.2 **DME/N**. Se rechazarán aquellas señales **DME** que difieran en más de **900 kHz** de la frecuencia nominal del canal deseado y con amplitudes de hasta **42 dB** por encima del umbral de sensibilidad.

3.4.5.3.5 DECODIFICACIÓN

3.4.5.3.5.1 El interrogador comprenderá un circuito decodificador de modo que el receptor pueda ser accionado solamente por pares de impulsos recibidos con una duración de impulsos y una separación entre impulsos adecuada a las señales del transpondedor que se describen en **3.4.4.1.4** de este **Reglamento**.

3.4.5.3.5.2 **DME/N**. Rechazo del decodificador. Se rechazará todo par de impulsos de respuesta con una separación de **± 2 µs**, o más, con respecto al valor nominal y con cualquier nivel de señal de hasta **42 dB** por encima de la sensibilidad del RECEPTOR.

3.4.5.4 PRECISIÓN

3.4.5.5

3.4.5.5.1 **DME/N.** El interrogador no contribuirá con un error superior a **± 315 m (± 0,17 NM)** o **0,25%** del alcance indicado, lo que sea mayor, al error total del sistema.

3.5 ESPECIFICACIÓN PARA LAS RADIOBALIZAS VHF EN RUTA (75 MHZ)

3.5.1 EQUIPO

3.5.1.1 Frecuencias. Las emisiones de las radiobalizas **VHF** en ruta se harán en una radiofrecuencia de **75 MHz ± 0,005%.**

3.5.1.2 CARACTERÍSTICAS DE LAS EMISIONES

3.5.1.2.1 Las radiobalizas radiarán una portadora ininterrumpida modulada a una profundidad no inferior al **95%** ni superior al **100%.** El contenido total de armónicas de la modulación no excederá del **15%.**

3.5.1.2.2 La frecuencia del tono de modulación será de **3 000 Hz ± 75 Hz**.

3.5.1.2.3 La radiación se polarizará horizontalmente.

3.5.1.2.4 **Identificación**. Si es necesaria la identificación en clave en una radiobaliza, el tono de modulación se manipulará de modo que transmita rayas o puntos, o ambos, en un orden adecuado. La forma en que se haga la manipulación será tal que proporcione duraciones de los puntos y de las rayas, así como de los intervalos de espaciado, correspondientes a una velocidad de transmisión de **6** a **10** palabras por minuto aproximadamente. No se interrumpirá la portadora durante la identificación.

3.5.1.2.5 ZONA DE SERVICIO Y DIAGRAMA DE RADIACIÓN

Nota.- *La zona de servicio y el diagrama de radiación de las radiobalizas se establecerán generalmente por los Estados contratantes, a base de los requisitos de operación teniendo en cuenta las recomendaciones de las conferencias regionales.*

El diagrama de radiación más conveniente sería el que:

a) En el caso de radiobalizas de abanico, haga funcionar la lámpara solamente cuando la aeronave esté dentro de un paralelepípedo rectangular simétrico respecto a la línea vertical que pase por la radiobaliza, y cuyos ejes mayor y menor estén situados de acuerdo con la trayectoria de vuelo servida;

b) En el caso de radiobalizas **Z,** haga funcionar la lámpara solamente cuando la aeronave esté dentro de un cilindro cuyo eje sea la línea vertical que pase por la radiobaliza. En la práctica no es posible obtener estos diagramas y es necesario utilizar un diagrama intermedio. En el **Adjunto C** de este **Reglamento**, se describen, como guía, los sistemas de antena de uso corriente que han demostrado ser satisfactorios en general. Tales diseños y cualquier otro nuevo que proporcione un diagrama de radiación que se aproxime mucho al más conveniente, antes descrito, satisfará normalmente los requisitos de operación.

3.5.1.2.6 Determinación de la cobertura. Los límites de cobertura de las radiobalizas se determinarán basándose en la intensidad de campo especificada en **3.1.7.3.2**.de este Reglamento.

3.5.1.2.7 Diagrama de radiación. Normalmente el diagrama de radiación de una radiobaliza deberá ser tal que el eje polar sea vertical y la intensidad de campo en el diagrama sea simétrica respecto al eje polar en el plano o planos que contengan las trayectorias de vuelo para las que ha de usarse la radiobaliza.

Nota.- *Las dificultades de emplazamiento de ciertas radiobalizas pueden obligar a aceptar ejes polares que no sean verticales.*

3.5.1.3 **Equipo monitor.** Para cada radiobaliza deberá instalarse equipo apropiado de control que indique en un lugar adecuado:

a) Toda disminución de potencia de la portadora radiada de más del **50%** del valor normal.-

b) Toda disminución de profundidad de modulación por debajo del **70%**.-

c) Toda falla de manipulación.

3.6 ESPECIFICACIÓN PARA LAS RADIOBALIZAS VHF EN RUTA (75 MHZ)

3.6.1 Equipo

3.6.1.1 **Frecuencias**. Las emisiones de las radiobalizas VHF en ruta se harán en una radiofrecuencia de 75 MHz ± 0,005%.

3.6.1.2 CARACTERÍSTICAS DE LAS EMISIONES

3.6.1.2.1 Las radiobalizas radiaran una portadora ininterrumpida modulada a una profunda no inferior al 95% ni superior al 100%. El contenido total de armónicas no excederá del 15%

3.6.1.2.2 La frecuencia del tono de modulación será de 3 000 Hz ± 75 Hz.

3.6.1.2.3 La radiación se polarizará horizontalmente.

3.6.1.2.4 Si es necesaria la identificación en clave en una radiobaliza, el tono de modulación se manipulará de modo que transmita rayas o puntos, o ambos, en un orden adecuado. La forma en que se haga la manipulación será tal que proporcione duraciones de los puntos y las rayas, así como de los intervalos de espaciado, correspondientes a una velocidad de transmisión de 6 a 10 palabras por minuto aproximadamente. No se interrumpirá la portadora durante la identificación

3.6.1.2.5 Zona de servicio y diagrama de radiación

Nota.- *La zona de servicio y el diagrama de radiación de las radiobalizas se establecerán generalmente por los Estados contratantes, a base de los requisitos de operación teniendo en cuenta las recomendaciones de las conferencias regionales.*

El diagrama de radiación más conveniente sería el que:

a) en el caso de radiobalizas de abanico, haga funcionar la lámpara solamente cuando la aeronave esté dentro de un paralelepípedo rectangular simétrico respecto a la línea vertical que pase por la radiobaliza, y cuyos ejes mayor y menor estén situados de acuerdo con la trayectoria de vuelo servida;

b) en el caso de radiobalizas Z, haga funcionar la lámpara solamente cuando la aeronave esté dentro de un cilindro cuyo eje sea la línea vertical que pase por la radiobaliza.

En la práctica no es posible obtener estos diagramas y es necesario utilizar un diagrama intermedio. En el Adjunto C, se describen, como guía, los sistemas de antena de uso corriente que han demostrado ser satisfactorios en general. Tales diseños y cualquier otro nuevo que proporcione un diagrama de radiación que se aproxime mucho al más conveniente, antes descrito, satisfará normalmente los requisitos de operación.

3.6.1.2.6 Determinación de la cobertura. Los límites de cobertura de las radiobalizas se determinan basándose en la intensidad de campo especificada en 3.1.7.3.2

3.6.1.2.7 Diagrama de radiación. Normalmente el diagrama de radiación de una radiobaliza debería ser tal que el eje polar sea vertical y la intensidad de campo en el diagrama sea simétrica respecto al eje polar en el plano o planos que contengan las trayectorias de vuelo para las que ha de usarse la radiobaliza.

Nota.- *Las dificultades de emplazamiento de ciertas radiobalizas pueden obligar a aceptar ejes polares que no sean verticales.*

3.6.1.3 Equipo monitor. Para cada radiobaliza debería instalarse equipo apropiado de control que indique en lugar adecuado:

a) Toda disminución de potencia de la portadora radiada de más del 50% del valor normal;

b) Toda disminución de profundidad de modulación por debajo del 70%;

c) Toda falla de manipulación**.**

3.7 REQUISITOS PARA EL SISTEMA MUNDIAL DE NAVEGACIÓN POR SATÉLITE (GNSS)

3.7.1 DEFINICIONES

ALERTA. Indicación proporcionada a otros sistemas de aeronave o anuncio al piloto de que un parámetro de funcionamiento de un sistema de navegación está fuera de los márgenes de tolerancia.

CANAL DE EXACTITUD NORMAL (CSA). Nivel especificado de la exactitud en cuanto a posición, velocidad y tiempo de que dispone continuamente en todo el mundo cualquier usuario del **GLONASS**.

CONSTELACIONES PRINCIPALES DE SATÉLITES. Las constelaciones principales de satélites son el **GPS** el **GLONASS,** el Galileo y el BDS.

GALILEO. Sistema de navegación por satélite explotado por la Unión Europea.

ERROR DE POSICIÓN DEL GNSS. Diferencia entre la posición verdadera y la posición determinada mediante el receptor del **GNSS**.

INTEGRIDAD. Medida de la confianza que puede tenerse en la exactitud de la información proporcionada por la totalidad del sistema. En la integridad se incluye la capacidad del sistema de proporcionar avisos oportunos y válidos al usuario (alertas).

LÍMITE DE ALERTA. Margen de tolerancia de error que no debe excederse en la medición de determinado parámetro sin que se expida una alerta.

PUERTO DE ANTENA. Punto donde se especifica la potencia de la señal recibida. En una antena activa, el puerto de la antena es un punto ficticio entre los elementos y el preamplificador de la antena. En una antena pasiva, el puerto de la antena es la salida misma de la antena.

RELACION AXIAL. Relación expresada en decibeles, entre la potencia de salida máxima y la potencia de salida mínima de una antena para onda incidente polarizada linealmente al variar la orientación de polarización en todas las direcciones perpendiculares a la dirección de propagación.

SERVICIO ABIERTO BDS (OS DEL BDS). Nivel especificado de la exactitud en cuanto a la posición, velocidad y tiempo de que dispone continuamente en todo el mundo cualquier usuario del BDS.

SERVICIO ABIERTO GALILEO (OS DE GALILEO). Nivel especificado de la exactitud en cuanto a la posición, velocidad y tiempo de que dispone continuamente en todo el mundo cualquier usuario de Galileo.

SERVICIO DE DETERMINACIÓN DE LA POSICIÓN NORMALIZADO (SPS). Nivel especificado de la exactitud en cuanto a la posición, velocidad y tiempo de que dispone continuamente en todo el mundo cualquier usuario del sistema mundial de determinación de la posición (GPS).

SEUDODISTANCIA. Diferencia entre la hora de transmisión por un satélite y la de recepción por un receptor GNSS multiplicada por la velocidad de la luz en el vacío, incluido el sesgo debido a la diferencia entre la referencia de tiempo del receptor GNSS y del satélite.

SEUDODISTANCIA LIBRE DE IONOSFERA. Seudodistancia de la que se ha eliminado el efecto ionosférico de primer grado en la propagación de la señal mediante una combinación lineal de mediciones de seudodistancia generadas por señales en dos frecuencias distintas provenientes del mismo satélite.

SISTEMA DE NAVEGACIÓN POR SATÉLITE BEIDOU (BDS). Sistema de navegación por satélite explotado por la República Popular China.

SISTEMA DE AUMENTACIÓN BASADO EN LA AERONAVE (ABAS). Sistema de aumentación por el que la información obtenida a partir de otros elementos del GNSS se añade o integra a la información disponible a bordo de la aeronave**.**

SISTEMA DE AUMENTACIÓN BASADO EN SATÉLITES (SBAS). Sistema de aumentación de amplia cobertura por el cual el usuario recibe información de aumentación transmitida por satélite.

SISTEMA DE AUMENTACIÓN BASADO EN TIERRA (GBAS)*. Sistema de aumentación por el cual el usuario recibe la información para aumentación directamente de un transmisor de base terrestre.*

SISTEMA MUNDIAL DE DETERMINACIÓN DE LA POSICIÓN (GPS). Sistema de navegación por satélite explotado por los Estados Unidos.

SISTEMA MUNDIAL DE NAVEGACIÓN POR SATÉLITE (GNSS). Sistema mundial de determinación de la posición y la hora, que incluye una o más constelaciones de satélites, receptores de aeronave y vigilancia de la integridad del sistema con el aumento necesario en apoyo de la performance de navegación requerida en la operación prevista.

SISTEMA MUNDIAL DE NAVEGACIÓN POR SATÉLITE (GLONASS). Sistema de navegación por satélite explotado por la Federación de Rusia.

SISTEMA REGIONAL DE AUMENTACIÓN BASADO EN TIERRA (GRAS). Sistema de aumentación por el cual el usuario recibe la información para aumentación directamente de un transmisor que forma parte de un grupo de transmisores de base terrestre que cubren una región.

TIEMPO HASTA ALERTA. Tiempo máximo admisible que transcurre desde que el sistema de navegación empieza a estar fuera de su margen de tolerancia hasta que se anuncia la alerta por parte del equipo.

3.7.2 GENERALIDADES

3.7.2.1 FUNCIONES

3.7.2.1.1 El **GNSS** proporcionará a la aeronave datos sobre posición y hora.

Nota.- *Estos datos se obtienen a partir de mediciones de Seudodistancia entre una aeronave equipada con un receptor **GNSS** y diversas fuentes de señales a bordo de satélites o en tierra.*

3.7.2.2 ELEMENTOS DEL GNSS

3.7.2.2.1 Se proporcionará el servicio de navegación del **GNSS** mediante diversas combinaciones de los siguientes elementos instalados en tierra, a bordo de satélites o a bordo de la aeronave:

a) El sistema mundial de determinación de la posición **(GPS)** que proporciona el servicio de determinación de la posición normalizado **(SPS)** definido en **3.6.3.1.1**; de este Reglamento.-

b) El sistema mundial de navegación por satélite **(GLONASS)** que proporciona la señal de navegación de canal de exactitud normal **(CSA)** definido en **3.6.3.1.2;** de este Reglamento.-

c) Galileo que proporciona el servicio abierto (OS) de frecuencia única y frecuencia doble definido en 3.7.3.1.3;

d) Sistema de navegación por satélite BeiDou (BDS) que proporciona el servicio abierto (OS de BDS) definido en 3.7.3.1.4;

e) El sistema de aumentación basado en la aeronave **(ABAS)** definido en **3.6.3.3;** de este Reglamento.-

f) El sistema de aumentación basado en satélites **(SBAS)** definido en **3.6.3.4** de este **Reglamento.-**

g) El sistema de aumentación basado en tierra **(GBAS)** definido en **3.6.3.5** de este **Reglamento.-**

h) El sistema regional de aumentación basado en tierra **(GRAS)** definido en **3.6.3.5** de este **Reglamento**; y

i) El receptor **GNSS** de aeronave definido en **3.6.3.6.** de este Reglamento.

Nota 1-. Para monitorizar la integridad del sistema es necesario emplear la aumentación especificada en 3.7.2.2.1 e), f), g) o h) a fin de cumplir con los requisitos de actuación indicados en 3.7.2.4.

3.7.2.3 REFERENCIA DE ESPACIO Y HORARIA

3.7.2.3.1 **Referencia de espacio**. Se expresará la información sobre posición proporcionada al usuario mediante el **GNSS** en función de la referencia geodésica del Sistema geodésico mundial **1984 (WGS-84).**

Nota 1.- *Los **SARPS** relativos al **WGS-84** figuran en el **DINAC R 4, Capítulo 2; el DINAC R 11, Capítulo 2; el DINAC R 14, Volúmenes I y II, Capítulo 2;** y el **DINAC R 15, Capítulo 3.***

Nota 2.- *Si se emplean elementos del **GNSS** que no utilizan coordenadas **WGS- 84**, habrán de aplicarse parámetros adecuados de conversión. Si la diferencia entre una referencia geodésica del GNSS y las coordenadas WGS-84 es insignificante para la aviación (p. ej., del orden de unos pocos centímetros), y si se especifica un límite de diferencia máxima, no será necesario aplicar ningún parámetro de conversión.*

3.7.2.3.2 **Referencia horaria**. Se expresarán los datos de la hora proporcionados al usuario mediante el **GNSS** en una escala de tiempo en la que se tome como referencia el Tiempo Universal Coordinado **(UTC).**

3.7.2.4 ACTUACIÓN DE LA SEÑAL EN EL ESPACIO

3.7.2.4.1 La combinación de elementos **GNSS** y de un receptor de usuario **GNSS** sin falla satisfará los requisitos de señal en el espacio definidos en la Tabla **3.6.2.4-1** (al final de la sección **3.6**) de este **Reglamento**.

Nota.- *El concepto de receptor de usuario sin falla se aplica solamente como medio para determinar la actuación de combinaciones de diversos elementos del*

GNSS. *Se supone que el receptor sin falla tiene la exactitud y actuación de tiempo hasta alerta nominales. Se supone que tal receptor no tiene fallas que influyen en la actuación en materia de integridad, disponibilidad y continuidad.*

3.7.3 ESPECIFICACIONES DE LOS ELEMENTOS DEL GNSS

3.7.3.1 *Constelaciones principales*

3.7.3.1.1 Servicio de determinación de la posición normalizada **GPS (SPS) (L1, L5)**

Nota.- *A menos que se especifique otra cosa, las normas de actuación especificadas en 3.7.3.1.1.1 a 3.7.3.1.1.7 a continuación, se aplican a la telemetría de frecuencia única, empleando la señal L1 de código aproximativo/adquisición (C/A) o la señal L5 (código I5 o código Q5), y a la telemetría de doble frecuencia empleando una combinación de señales L1 y L5. Además, solo se aplican a datos actualizados y coherentes tanto de efemérides como de reloj dentro de los respectivos intervalos de ajuste de curva.*

3.7.3.1.1.1 Exactitud de los segmentos espacial y de control.

Nota.- *En las normas de exactitud que siguen se aplican únicamente a la señal en el espacio (SIS) funcional del SPS del GPS, durante operaciones normales según se describen en el Adjunto D, 4.1.1.9, y no se incluyen los errores atmosféricos o del receptor según se describen en el Adjunto D, 4.1.1.2 Las condiciones de funcionalidad de la SIS del SPS del GPS se describen en el documento "Servicio normalizado de determinación de la posición del Sistema mundial de determinación de la posición — Norma de performance" del Departamento de Defensa de los Estados Unidos, 5ª edición, abril de 2020 (denominado de aquí en adelante "documento GPS SPS PS"), Sección 2.3.2.*

3.7.3.1.1.1.1 Exactitud de la posición. Los errores de posición la señal L1 de código C/A de frecuencia única no excederán de los límites siguientes:

	Promedio mundial 95% del tiempo	**Peor emplazamiento 95% del tiempo**
Error de posición horizontal	**8 m**	**15 m**
Error de posición vertical	**13 m**	**33 m**

3.7.3.1.1.1.2 Exactitud en cuanto a transferencia de tiempo. Los errores de transferencia de tiempo **SPS** del **GPS** no excederán de **30** nanosegundos el **95%** del tiempo.-

3.7.3.1.1.1.3 Exactitud en cuanto a dominio de distancia. El error de dominio de distancia no excederá de los límites siguientes durante operaciones normales para datos de todas las edades:

a) Error de distancia telemétrico de cualquier satélite — 30 m con la fiabilidad especificada en 3.7.3.1.1.3;

b) Error de cambio de distancia de percentil 95 de cualquier satélite — 0,006 por segundo; (promedio mundial);

c) Error de aceleración en distancia de percentil 95 de cualquier satélite — 0,006 m; por segundo (promedio mundial);

d) error telemétrico de percentil 95 de cualquier satélite— 7.0 m (promedio mundial).;y

e) error telemétrico de percentil 95 de todos los satélites que ocupan posiciones

f) orbitales definidas en la constelación — 2,0 m (promedio mundial).

3.7.3.1.1.2 **Disponibilidad**. La disponibilidad del para los usuarios de la señal L1 de código C/A de frecuencia única será la siguiente:

- **99%** de disponibilidad del servicio horizontal, emplazamiento promedio (**15 m**, umbral del **95%).-**

- **99%** de la disponibilidad del servicio vertical, emplazamiento promedio **(33 m,** umbral del **95%).-**

- **≥90%** de disponibilidad del servicio horizontal, peor emplazamiento **(15 m**, umbral del **95%).-**

- **≥90%** de disponibilidad del servicio vertical, peor emplazamiento **(33 m**, umbral del **95%).-**

3.7.3.1.1.3 Fiabilidad. La fiabilidad del SPS del GPS relativa a la estadística de error telemétrico del usuario (URE) de 30 m indicada en 3.7.3.1.1.1.3 a) estará dentro de los límites siguientes:

a) Fiabilidad — por lo menos del **99,94%** (promedio mundial); y

b) Fiabilidad — por lo menos del **99,79%** (promedio en un punto).-

3.7.3.1.1.4 Probabilidad de falla importante del servicio.

Nota.- *En el documento GPS SPS PS, Sección 2.3.4 se describen las diversas indicaciones de alerta.*

3.7.3.1.1.4.1 Tasa de inicio de falla importante del servicio del satélite (Rsat). La probabilidad de que el error telemétrico del usuario (URE) instantáneo de cualquier satélite sea superior a 4,42 veces el valor pertinente de error telemétrico del usuario de integridad asegurada (IAURA) en la radiodifusión por dicho satélite sin que se reciba una alerta en la antena de recepción dentro de un plazo de 10 segundos no será superior a 1×10^{-5} por hora.

3.7.3.1.1.4.2 Probabilidad de que se produzca una condición de falla importante del servicio del satélite (Psat). La probabilidad de que en un instante dado el URE instantáneo de cualquier satélite sea superior a 4,42 veces el valor pertinente de IAURA radiodifundido por dicho satélite sin que se reciba una alerta en la antena de recepción del usuario dentro de un plazo de 10 segundos no será superior a

1×10^{-5}.

3.7.3.1.1.4.3 Probabilidad de que se produzca una condición de falla importante del servicio debido a una causa común (Pconst). La probabilidad de que en un instante dado el URE instantáneo de dos o más satélites sea superior a 4,42 veces el valor pertinente de IAURA radiodifundido por cada satélite debido a una falla común sin que se reciba una alerta en la antena de recepción del usuario dentro de un plazo de 10 segundos no será superior a 1×10-8.

3.7.3.1.1.5 Continuidad. La probabilidad de perder la disponibilidad de la SIS L1 C/A del GPS de un intervalo de la constelación de 24 intervalos debido a una interrupción no programada no será superior a 2×10^{-4} por hora.

3.7.3.1.1.6 **Cobertura**. El **SPS** del **GPS** abarcará la superficie de la tierra hasta una altitud de **3 000 km.-**

Nota.- *En el* ***Adjunto D, 4.1.1*** *de este* ***Reglamento,*** *figuran textos de orientación sobre exactitud, disponibilidad, fiabilidad, falla importante del servicio, continuidad y cobertura del* ***GPS.*** *El documento GPS SPS PS proporciona información adicional al respecto.*

3.7.3.1.1.7 Disponibilidad de la constelación. La probabilidad de que 21 o más de las 24 posiciones orbitales estén ocupadas, bien sea por un satélite que esté radiodifundiendo una señal L1 C/A rastreable y funcional en la configuración básica de posiciones orbitales, o por un par de satélites, cada uno radiodifundiendo una señal L1 C/A rastreable y funcional en las configuraciones de posiciones orbitales ampliadas, será como mínimo de 0,98. La probabilidad de que 20 o más de las 24 posiciones orbitales estén ocupadas, bien sea por un satélite que radiodifunde una señal L1 C/A rastreable y funcional en la configuración básica de posiciones orbitales o por un par de satélites, cada uno radiodifundiendo una señal L1 C/A rastreable y funcional en las configuraciones de posiciones orbitales ampliadas, será como mínimo de 0,99999.

Nota.- *No existe una norma correspondiente para la señal L5 o para las señales L1 C/A y L5 combinadas puesto que los satélites más antiguos de la constelación no tienen la capacidad de radiodifundir la señal L5.*

3.7.3.1.1.8 CARACTERÍSTICAS DE LAS RADIOFRECUENCIAS (RF)

Nota.- *En el documento Especificación de interfaz entre segmento espacial y segmento de usuario de navegación del GPS de NAVSTAR, IS núm. IS-GPS-200 Rev. K (denominado de aquí en adelante; "IS-GPS-200k") se especifican las características RF detalladas de la señal L1 y en el documento Interfaces entre segmento espacial y segmento de usuario de la señal L5 del GPS de NAVSTAR, IS núm. IS-GPS-705, Rev F (denominado de aquí en adelante: "IS-GPS-705F"); En el Apéndice B, 3.1.1.1.1 se especifican determinadas características de la señal L1 y en el Apéndice B,* 3.1.1.1.4 de la señal L5.-

3.7.3.1.1.8.1 Frecuencia portadora L1. Cada satélite GPS radiodifundirá una señal SPS Telemétrica a una frecuencia portadora de 1 575,42 MHz (GPS L1) utilizándose el acceso múltiple por división de códigos (CDMA).

3.7.3.1.1.8.2 Frecuencia portadora L5. Algunos satélites GPS radiodifundirán, además, una señal SPS telemétrica a una frecuencia portadora de 1 176.45 MHz (GPS L5) utilizándose el CDMA.

3.7.3.1.1.8.3 Espectro de señal. La potencia de señal L1 y L5 estará dentro de una de las bandas de ±12 MHz con centro en las frecuencias portadoras respectivas: 1 563,42 - 1 587,42 MHz para la señal L1 y 1 164,45 – 1 188,45 para la señal L5.

3.7.3.1.1.8.4 Polarización. Las señales RF L1 y L5 transmitida serán de polarización circular dextrógira

3.7.3.1.1.8.5 Estructura de la señal. La señal L1 C/A constará de un componente de portadora. La señal L5 constará de dos componentes de portadora: un componente en fase (I5) y un componente en cuadratura (Q5) retrasado 90º con respecto al componente en fase.

3.7.3.1.1.8.6 Nivel de potencia de la señal. Cada satélite GPS radiodifundirá señales de navegación SPS con potencia suficiente para que, en todos los lugares sin obstáculos cerca de tierra desde los que se observe el satélite a un ángulo de elevación de 5º o superior, el nivel de la señal RF recibida en el puerto de una antena polarizada linealmente de 3 dBi esté dentro de las siguientes gamas para cualquier orientación de la antena en sentido perpendicular a la dirección de propagación: –158,5 dBW a –153 dBW para la señal L1 C/A y –157,9 dBW a –150 dBW para cada uno de los canales I5 e Q5 de la señal L5.

3.7.3.1.1.8.7 Modulación. Cada señal L1 y L5 SPS será modulada por desplazamiento de fase bipolar (BPSK) con un ruido seudoaleatorio (PRN) El código C/A de la señal L1

tendrá una tasa de 1023 megachips por segundo. Los códigos I5 y Q5 tendrán una tasa de 10,23 megachips por segundo.

3.7.3.1.1.8.7.1 Se repetirán las secuencias I5 y Q5 de código C/A cada milisegundo.

3.7.3.1.1.8.7.2 La secuencia de códigos transmitida en L1 será la adición Módulo 2 de un mensaje de navegación existente de 50 bits por segundo (LNAV) y el código C/A.

3.7.3.1.1.8.7.3 La secuencia de código transmitido en I5 será la adición Módulo 2 de un mensaje de navegación civil (CNAV) de 50 bits por segundo (a una tasa de código convolucional de ½ en un tren de 100 símbolos por segundo), un código superpuesto Neuman-Hofman transmitido a 1 kbps, y el código I5. La secuencia del código transmitido en Q5 será la adición Módulo 2 de un código superpuesto Neuman-Hofman de 20 bits transmitido a 1 kbps y el código Q5.

Nota.- La señal Q5 no está modulada con datos de navegación.

3.7.3.1.1.8.7.4 Coherencia de señal. Todas las señales transmitidas desde cualquier satélite se derivarán coherentemente del mismo patrón de frecuencias de a bordo. En el canal L5, la diferencia horaria media entre las transiciones de chips de las dos señales moduladoras, I5 y Q5, no será mayor de 10 nanosegundos.

3.7.3.1.1.9 **Hora GPS.** La hora GPS se dará por referencia a UTC (como lo mantiene el Observatorio naval de los Estados Unidos).

3.7.3.1.1.10 **Sistema de coordenadas**. El sistema de coordenadas **GPS** será el **WGS-84.**

3.7.3.1.1.11 **Información para la navegación**. Los datos de navegación transmitidos por los satélites en L1 y L5 comprenderán la información necesaria para determinar lo siguiente:

a) Hora de transmisión del satélite.-

b) Posición del satélite.-

c) Funcionalidad del satélite.-

d) Corrección del reloj de satélite.-

e) Efectos de retardo de propagación.-

f) Transferencia de tiempo a **UTC**; y

g) Estado de la constelación.-

Nota.- *La estructura y el contenido de los datos se especifican en el* ***Apéndice B, 3.1.1.1.2 y 3.1.1.1.3*** *para L1, y 3.1.1.1.5 y 3.1.1.1.6 para L5.*

3.7.3.1.2 CANAL DE EXACTITUD NORMAL (CSA) (L1/L3) DEL GLONASS

3.7.3.1.2.1 ***Nota.-*** *Las señales GLONASS para el CSA se radiodifunden en dos bandas de frecuencias, que se conocen como L1 y L3. En la banda L1 se radiodifunden dos tipos de señales: la L1OF con acceso múltiple por distribución de frecuencia (FDMA) y la L1OC con acceso múltiple por división de código (CDMA). En la banda L3 solo se radiodifunden señales CDMA (L3OC). Excepto cuando se especifique otra cosa, el término GLONASS se refiere a todos los satélites en la constelación que transmiten señales FDMA o CDMA.*

3.7.3.1.2.1 **EXACTITUD DE LOS SEGMENTOS ESPACIAL Y DE CONTROL**

Nota.- *En las normas de exactitud de la frecuencia única no se incluyen los errores atmosféricos o del receptor; los errores ionosféricos se incluyen en las combinaciones de doble frecuencia, según se describe en el Adjunto D, 4.1.2.2 de este Reglamento.*

3.7.3.1.2.1.1 **Exactitud de la posición**. Los errores de posición del canal **CSA** del **GLONASS**

no excederán los límites siguientes:

Señales	L1OF	L1OC	L3OC	L1OF - L3OC	L1OC - L3OC
Promedio mundial 95 % del tiempo:					
Error de posición horizontal	5 m	5 m	5 m	5 m	5 m
Error de posición vertical	9 m	9 m	9 m	9 m	9 m
Peor emplazamiento 95 % del tiempo:					
Error de posición horizontal	12 m	12 m	12 m	12 m	12 m
Error de posición vertical	25 m	25 m	25 m	25 m	25 m

3.7.3.1.2.1.2 **Exactitud de transferencia de tiempo**. Los errores de transferencia de tiempo del **CSA** del **GLONASS** no excederán de los siguientes límites el **95%** del tiempo.

Señales	L1OF	L1OC	L3OC	L1OF - L3OC	L1OC - L3OC
	40 ns	40 ns	40 ns	40 ns	40 ns

3.7.3.1.2.1.3 **Exactitud en cuanto a dominio de distancia**. El error de dominio de distancia no excederá de los límites siguientes:

Señales	L1OF	L1OC	L3OC	L1OF - L3OC	L1OC - L3OC
Error de distancia de cualquier satélite con la fiabilidad especificada en 3.7.3.1.2.3	18 m	18 m	18 m	18 m	18 m
Error de cambio de distancia de percentil 95 de cualquier satélite	11,7 m	11,7 m	11,7 m	11,7 m	11,7 m
Error de cambio de distancia de percentil de todos los satélites	7,8 m	7,8 m	7,8 m	7,8 m	7,8 m
Error de cambio de distancia de percentil 95 de cualquier satélite	0,014 m/s	0,014 m/s	0,014 m/s	0,014 m/s	0,014 m/s
Error de aceleración en distancia de percentil 95 de cualquier satélite	0,005 m/s^2	0,005 m/s^2	0,005 m/s^2	0,005 m/s^2	0,005 m/s^2

3.7.3.1.2.2 **Disponibilidad**. La disponibilidad del **CSA** del **GLONASS** será como sigue:

Señales	L1OF	L1OC	L3OC	L1OF - L3OC	L1OC - L3OC
Emplazamiento promedio					
Disponibilidad del servicio horizontal	99 %, (12 m, umbral del 95 %)	99 %, (12 m, umbral del 95 %)	99 %, (12 m, umbral del 95 %)	99 %, (12 m, umbral del 95 %)	99 %, (12 m, umbral del 95 %)
Disponibilidad del servicio vertical	99 %, (25 m, umbral del 95 %)	99 %, (25 m, umbral del 95 %)	99 %, (25 m, umbral del 95 %)	99 %, (25 m, umbral del 95 %)	99 %, (25 m, umbral del 95 %)
Peor emplazamiento:					
Disponibilidad del servicio horizontal	90%, (12 m, umbral del 95 %)	90%, (12 m, umbral del 95 %)	90%, (12 m, umbral del 95 %)	90%, (12 m, umbral del 95 %)	90%, (12 m, umbral del 95 %)
Disponibilidad del servicio vertical	90%, (25 m, umbral del 95 %	90%, (25 m umbral del 95 %	90%, (25 m umbral del 95 %	90%, (25 m umbral del 95 %	90%, (25 m, umbral del 95 %

3.7.3.1.2.3 **Fiabilidad.** La fiabilidad del **CSA** del **GLONASS** estará dentro de los límites siguientes:

Señales	L1OF	L1OC	L3OC	L1OF - L3OC	L1OC - L3OC
Promedio mundial	99,37%	99,37%	99,37%	99,37%	99,37%
Peor promedio en un punto	99,14%	99,14%	99,14%	99,14%	99,14%

3.7.3.1.2.4 Probabilidad de falla importante del servicio. La probabilidad de que el error telemétrico del usuario (URE) de cualquier satélite sea superior a la tolerancia siguiente sin que se reciba una alerta en la antena de recepción dentro de un plazo de 10 segundos no será superior a la siguiente probabilidad:

Señales	L1OF	L1OC	L3OC	L1OF - L3OC	L1OC - L3OC
Falla de un satélite único (P_{sat})	1×10^{-4}, (umbral de 70 m)	1×10^{-4}, (umbral de 70 m)	1×10^{-4}, (umbral de 70 m)	1×10^{-4}, (umbral de 70 m)	1×10^{-4}, (umbral de 70 m)

3.7.3.1.2.5 Probabilidad de falla de la constelación. La probabilidad de que el error telemétrico del usuario (URE) de más de un satélite sea superior a la tolerancia siguiente simultáneamente sin que se reciba una alerta en la antena de recepción dentro de un plazo de 10 segundos no será superior a la siguiente probabilidad:

Señales	L1OF	L1OC	L3OC	L1OF - L3OC	L1OC - L3OC
Falla de la constelación (P_{const})	1×10^{-4}, (umbral de 70 m)	1×10^{-4}, (umbral de 70 m)	1×10^{-4}, (umbral de 70 m)	1×10^{-4}, (umbral de 70 m)	1×10^{-4}, (umbral de 70 m)

3.7.3.1.2.6 Continuidad. La probabilidad de perder la disponibilidad de la señal funcional CSA del GLONASS de un intervalo de la constelación de 24 intervalos nominales debido a una interrupción no programada no será superior al siguiente límite:

Señales	L1OF	L1OC	L3OC	L1OF - L3OC	L1OC - L3OC
Continuidad de la señal	2×10^{-3}	2×10^{-3}	2×10^{-3}	2×10^{-3}	2×10^{-3}

3.7.3.1.2.7 **Cobertura.** El **CSA** del **GLONASS** cubrirá la superficie de la tierra hasta una altitud de **2 000 km.**

Nota.- *En el* ***Adjunto D, 4.1.2*** *de este* ***Reglamento,*** *figuran textos de orientación sobre exactitud, disponibilidad, fiabilidad y cobertura del* ***GLONASS***

3.7.3.1.2.8 **CARACTERÍSTICAS RF L1OF**

Nota.- *En la* ***Apéndice B, 3.1.2.1.1*** *de este* ***Reglamento*** *se especifican las características* ***RF*** *detalladas.*

3.7.3.1.2.8.1 Frecuencia portadora. Cada satélite del GLONASS radiodifundirá la señal de navegación del CSA a su propia frecuencia portadora en la banda de frecuencias L1 (1,6 GHz) utilizándose el acceso múltiple por división de frecuencias (FDMA).

Nota 1.— *Los satélites GLONASS pueden tener la misma frecuencia portadora pero en tal caso están situados en intervalos de polos opuestos del mismo plano orbital.*

Nota 2.— *Los satélites GLONASS-M radiodifundirán un código de distancia adicional a las frecuencias portadoras en la banda de frecuencias L2 (1,2 GHz) utilizando el acceso múltiple por división de frecuencias (FDMA).*

3.7.3.1.2.8.2 Espectro de señal. La potencia de señal CSA del GLONASS estará dentro de la banda de ±5,75 MHz con centro en cada frecuencia portadora del GLONASS.

3.7.3.1.2.8.3 Polarización. La señal RF transmitida será de polarización circular dextrógira.

3.7.3.1.2.8.4 Nivel de potencia de señal. Cada satélite del GLONASS radiodifundirá señales de navegación CSA con potencia suficiente para que, en todos los lugares sin obstáculos cerca de tierra desde los que se observe el satélite a un ángulo de elevación de 5º o superior, el nivel de la señal RF recibida en el puerto de una antena polarizada linealmente de 3 dBi esté dentro de la gama de -161 dBW a -155,2 dBW para cualquier orientación de la antena en sentido perpendicular a la dirección de propagación.

Nota 1.— *El límite de potencia de 155,2 dBW se basa en las características predeterminadas de una antena de usuario, pérdidas atmosféricas de 0,5 dB y un error de posición angular del satélite que no exceda de 1º (en la dirección que lleva a un aumento del nivel de la señal).*

Nota 2.— *Los satélites GLONASS-M radiodifundirán un código telemétrico en L2 con potencia suficiente para que, en todos los lugares sin obstáculos cerca del suelo desde los que se observa el satélite a un ángulo de elevación de 5º o superior, el nivel de la señal RF recibida en el puerto de una antena polarizada linealmente de 3 dBi no sea inferior a -167 dBW para cualquier orientación de la antena en sentido perpendicular a la dirección de propagación.*

3.7.3.1.2.8.5 Modulación

3.7.3.1.2.8.5.1 Cada satélite del GLONASS transmitirá a su frecuencia portadora la señal RF de navegación utilizando un tren binario de modulación BPSK. La modulación por desplazamiento de fase de la portadora se ejecutará a π radianes con el error máximo de ±0,2 radianes. Se repetirá la frecuencia de códigos seudoaleatorios cada milisegundo.

3.7.3.1.2.8.5.2 Se generará la señal de navegación modulada mediante la adición Módulo 2 de las tres siguientes señales binarias:

a) código telemétrico transmitido a 511 kbits/s;

b) mensaje de navegación transmitido a 50 bits/s; y

c) secuencia de serpenteo auxiliar de 100 Hz.

3.7.3.1.2.9 Características RF de L3OC

Nota.- *En el Apéndice B, 3.1.2.1.5 se especifican las características RF detalladas.*

3.7.3.1.2.9.1 Frecuencia portadora. Las señales de navegación L3OC del GLONASS se radiodifundirán a una frecuencia portadora de 1 202,025 MHz utilizándose el acceso múltiple por división de códigos (CDMA).

3.7.3.1.2.9.2 Espectro de señal. La potencia de la señal L3OC para el CSA del GLONASS estará dentro de una banda de 1 190,35 – 1 212,23 MHz.

3.7.3.1.2.9.3 Polarización. La señal L3OC transmitida será de polarización circular dextrógira.

4.7.3.1.2.9.3

3.7.3.1.2.9.4 Nivel de potencia de señal. Las señales de navegación L3OC del GLONASS se radiodifundirán con potencia suficiente para que, en todos los lugares sin obstáculos cerca de tierra desde los que se observe el satélite a un ángulo de elevación de 5º o superior, el nivel de la señal RF recibida en el puerto de una antena polarizada linealmente de 3 dBi esté dentro de la gama de –158,5 dBW a –155,2 dBW para cualquier orientación de la antena en sentido perpendicular a la dirección de propagación.

Nota.- *El límite de potencia de 155,2 dBW se basa en las características predeterminadas de una antena de usuario, pérdidas atmosféricas de 0,5 dB y un error de posición angular del satélite que no exceda de 1º (en la dirección que lleva a un aumento del nivel de la señal).*

3.7.3.1.2.9.5 Modulación

Nota.- *En el documento GLONASS CDMA ICD Open Service Navigation Signal in L3 frequency band (GLONASS CDMA ICD Señal de navegación del servicio abierto en la banda de frecuencia L3), (Edición 1.0), 2016 (en adelante denominado GLONASS CDMA ICD banda L3), se proporciona información adicional relativa a la modulación).*

3.7.3.1.2.9.5.1 Las señales de navegación L30C del GLONASS contendrán dos componentes que utilizarán el mismo tren binario de modulación BPSK(10): un componente de datos en fase y un componente piloto de fase en cuadratura, denominados L30Cd y L3OCp respectivamente. El componente piloto precede al componente de datos por π/2 radianes.

3.7.3.1.2.9.5.2 Se generará el componente de la señal L30Cd mediante la adición Módulo 2 de las tres señales binarias siguientes:

a. código telemétrico de una longitud N = 10230, período T = 1 ms, velocidad de transmisión de 10,23 MHz;

b. mensaje de navegación transmitido a 100 bits/s y codificado mediante un codificador convolucional limitado a una longitud de 7 y una velocidad de transmisión de 1/2 para generar 200 símbolos por segundo; y

c. código de superposición “00010” con un período de T = 5 ms.

3.7.3.1.2.9.5.3 Se generará el componente de la señal L30Cp mediante la adición Módulo 2 de las dos señales binarias siguientes:

a. código telemétrico de una longitud N = 10230, período T = 1 ms, velocidad de transmisión de 10,23 MHz; y

b. código de superposición ”0000110101” con un período de T = 10 ms.

3.7.3.1.2.10 Características RF de L10C

Nota.- *En el Apéndice B, 3.1.2.1.5 se especifican las características RF detalladas.*

3.7.3.1.2.10.1 Frecuencia portadora. Las señales de navegación L10C del GLONASS se radiodifundirán a una frecuencia portadora de 1600,995 MHz utilizándose el acceso múltiple por división de códigos (CDMA).

3.7.3.1.2.10.2 Espectro de señal. La potencia de señal L1OC del CSA del GLONASS estará dentro de una banda de 1 592,9 – 1 610 MHz.

3.7.3.1.2.10.3 Polarización. La señal L10C transmitida será de polarización circular dextrógira.

3.7.3.1.2.10.4 Nivel de potencia de señal. Las señales L10C de navegación del GLONASS se radiodifundirán con potencia suficiente para que, en todos los lugares sin obstáculos cerca de tierra desde los que se observe el satélite a un ángulo de elevación de 5º o superior, el nivel de la señal RF recibida en el puerto de una antena polarizada linealmente de 3 dBi esté dentro de la gama de –158,5 dBW a –155,2 dBW para cualquier orientación de la antena en sentido perpendicular a la dirección de propagación.

Nota.- *El límite de potencia de 155,2 dBW se basa en las características predeterminadas de una antena de usuario, pérdidas atmosféricas de 0,5 dB y un error de posición angular del satélite que no exceda de 1º (en la dirección que lleva a un aumento del nivel de la señal).*

3.7.3.1.2.10.5 Modulación

Nota.- *En el documento GLONASS CDMA ICD, Open Service Navigation Signal in L1 frequency band (GLONASS CDMA ICD Señal de navegación para el servicio abierto en la banda de frecuencia L1), (Edición 1.0), 2016 (en adelante denominado GLONASS CDMA ICD Banda L1), se proporciona información adicional relativa a la modulación.*

3.7.3.1.2.10.5.1 Las señales de navegación L10C del GLONASS contendrán dos componentes: un componente de datos y un componente piloto, identificados como L101Cd y L10Cp respectivamente. Ambos componentes estarán en una fase en cuadratura mediante multiplexaje por distribución en el tiempo. La señal L1OCd se modulará por desplazamiento de fase binaria BPSK(1), mientras que con la señal L1OCp se modulará por desplazamiento binario (BOC) de la fase de la portadora (1,1).

3.7.3.1.2.10.5.2 Se generará el componente de la señal L1OCd mediante la adición Módulo 2 de las tres señales binarias siguientes:

a. código telemétrico de una longitud N = 1023, período T = 2 ms, velocidad de transmisión de 0,5115 MHz;

b. mensaje de navegación transmitido a 125 bits/s y codificado mediante un codificador convolucional limitado a una longitud de 7 y una velocidad de transmisión de 1/2 para generar 250 símbolos por segundo; y

c. código de superposición ”01” con un período de T = 4 ms.

3.7.3.1.2.10.5.3 Se generará el componente de la señal L1OCp mediante la adición Módulo 2 de las dos señales binarias siguientes:

a. código telemétrico de una longitud N = 4092, período T = 8 ms, velocidad de transmisión de 0,5115 MHz; y

b. secuencia de serpenteo “0101” con una velocidad de transmisión de 2 046 MHz.

3.7.3.1.2.11 **Hora del GLONASS.** La hora del **GLONASS** se dará por referencia a **UTC (SU)** (Como lo mantiene el servicio horario nacional de Rusia).

3.7.3.1.2.12 **Sistema de coordenadas**. El sistema de coordenadas del **GLONASS** será el

PZ-90.

Nota.- *La conversión del sistema de coordenadas PZ-90 utilizado por el GLONASS a coordenadas WGS-84 se define en el Apéndice B, 3.1.2.5.2 de este Reglamento.*

3.7.3.1.2.13 **Información para la navegación.** Los datos de navegación transmitidos por el satélite comprenderán la información necesaria para determinar lo siguiente:
a) Hora de transmisión del satélite.-

b) Posición del satélite.-
c) Funcionalidad del satélite.-
d) Corrección del reloj de satélite.-
e) Transferencia de tiempo a **UTC**;
f) Estado de la constelación.;
g) efectos del retardo ionosférico (L10C, L30C solamente); y
h) orientación del satélite en umbra (L10C, L30C solamente).

Nota.- *La estructura y el contenido de los datos se especifican en el* ***Apéndice B, 3.1.2.1.2*** *y* ***3.1.2.1.3*** *de este Reglamento, respectivamente.*

3.7.3.1.3 Servicio abierto de Galileo (OS de Galileo) (E1, E5)

Nota 1.- *Las señales de Galileo para el servicio abierto se radiodifunden en dos bandas de frecuencia identificadas como E1 y E5. En la banda E5, se radiodifunden dos tipos de señales con acceso múltiple por división de código (CDMA): E5a y E5b. A los fines de la aviación, el servicio abierto de Galileo de frecuencia única se basa en las señales E1 o E5a y el sistema abierto de Galileo de doble frecuencia se basa en una combinación de las señales E1 y E5a.*

Nota 2.- *El componente de señal E5b se describe en este Anexo, ya que se trata de un subconjunto de la señal general de Galileo modulado en la portadora de la frecuencia E5. Sin embargo, actualmente no hay intención de que la señal E5b sea utilizada por receptores de la aviación.*

Nota 3.- *Las normas de rendimiento siguientes no se aplican si se utilizan señales en el espacio funcionales (véase el Apéndice B, 3.1.3.1.3.4).*

Nota 4.- *En las normas de rendimiento que siguen no se incluyen los errores atmosféricos o del receptor como ionosfera, troposfera, interferencia, ruido del receptor o multitrayecto.*

Nota 5.- *Los textos de orientación sobre la exactitud, disponibilidad, continuidad, probabilidad de falla de satélite/constelación y cobertura del servicio abierto de Galileo figuran en el Apéndice D, 4.1.3.*

3.7.3.1.3.1 Exactitud de la posición. Los errores de posición de Galileo no excederán de los límites siguientes:

Señales	E1	E5a	E1-E5a
Promedio mundial 95 % del tiempo:			
Error de posición horizontal durante un período de mediciones de 30 días	5 m	5 m	5 m
Error de posición vertical durante un período de mediciones de 30 días	8 m	8 m	8 m
Peor emplazamiento 95 % del tiempo:			
Error de posición horizontal durante un período de mediciones de 30 días	10 m	10 m	10 m
Error de posición vertical durante un período de mediciones de 30 días	16 m	16 m	16 m

3.7.3.1.3.2 Exactitud de determinación de la hora. Los errores de determinación de la hora UTC de Galileo no excederán de 30 nanosegundos el 95 % del tiempo.

3.7.3.1.3.3 Exactitud de dominio de distancia. El error de dominio de distancia de Galileo no excederá de los límites siguientes:

Señales	E1	E5a	E1-E5a
error telemétrico de percentil 99,9 de cualquier satélite (peor emplazamiento)	20 m	20 m	20 m
error telemétrico de percentil 99,9 de cualquier satélite (promedio mundial)	10 m	10 m	10 m
error telemétrico de percentil 95 de cualquier satélite (promedio mundial)	7 m	7 m	7 m
error telemétrico de percentil 95 de todos los satélites (promedio mundial)	2 m	2 m	2 m
error de cambio de distancia de percentil 95 de cualquier satélite (promedio mundial)	5 mm/s	5 mm/s	5 mm/s

Nota 1.- *La exactitud telemétrica considera solo las SIS funcionales del servicio abierto de Galileo por encima de un ángulo mínimo de elevación de 5 grados.*

Nota 2.- *En la exactitud telemétrica de frecuencia única (E1 o E5a) se incluyen los errores del retardo de grupo radiodifundido (BGD). La definición de BGD se detalla en el Apéndice D, 4.1.3.3.2.*

3.7.3.1.3.4 Disponibilidad. La disponibilidad del servicio abierto de Galileo será la siguiente:

Señales	E1	E5a	E1-E5a
Emplazamiento promedio:			
Disponibilidad del servicio horizontal durante un período de mediciones de 30 días	99 % (umbral de 10 m, 95 %)	99 % (umbral de 10 m, 95 %)	99 % (umbral de 10 m, 95 %)
Disponibilidad del servicio vertical durante un período de mediciones de 30 días	99 % (umbral de 16 m, 95 %)	99 % (umbral de 16 m, 95 %)	99 % (umbral de 16 m, 95 %)
Peor emplazamiento:			
Disponibilidad del servicio horizontal durante un período de mediciones de 30 días	90 % (umbral de 10 m, 95 %)	90 % (umbral de 10 m, 95 %)	90 % (umbral de 10 m, 95 %)
Disponibilidad del servicio vertical durante un período de mediciones de 30 días	90 % (umbral de 16 m, 95 %)	90 % (umbral de 16 m, 95 %)	90 % (umbral de 16 m, 95 %)

3.7.3.1.3.5 *Probabilidad de falla de satélite (P_{sat}).* La probabilidad de que un satélite de la constelación principal operacional de Galileo genere un error instantáneo de la SIS telemétrica superior a k veces la exactitud telemétrica del usuario de Galileo (URA de Galileo) y no se transmita ninguna notificación al usuario no será superior a 3×10^{-5}.

Nota 1.- *Un cambio en el estado de funcionalidad de la SIS se notifica mediante las banderas que figuran en el mensaje de navegación. La correspondencia entre el estado de la SIS de Galileo y las banderas que figuran en el mensaje de datos de navegación se especifica en el Apéndice B, 3.1.3.1.3.4. Es posible que en el futuro estas banderas se complementen con una bandera adicional específica para los usuarios del sistema de aumentación basado en la aeronave (ABAS).*

Nota 2.- *La URA de Galileo se corresponde a σURA,DF en el caso de usuarios de doble frecuencia o a $\sigma_{URA,SF}$ en el caso de usuarios de frecuencia única.*

Nota 3.- *La definición de P_{sat} se detalla en el Apéndice D, 4.1.3.6.1.*

3.7.3.1.3.6 Probabilidad de falla de constelación (P_{const}). La probabilidad de que, debido a una causa común, un subconjunto de dos o más satélites de la constelación operacional de Galileo genere un error instantáneo de la SIS telemétrica superior a k veces la URA de Galileo y no se transmita ninguna notificación al usuario no será superior a 2×10^{-4}.

Nota 1.- *Un cambio en el estado de la funcionalidad de la SIS se notifica mediante las banderas que figuran en el mensaje de navegación. La correspondencia entre el estado de la SIS de Galileo y las banderas que figuran en el mensaje de datos de navegación se especifica en el Apéndice B, 3.1.3.1.3.4. Es posible que en el futuro estas banderas se complementen con una bandera adicional específica para los usuarios del ABAS.*

Nota 2.- *La URA de Galileo se corresponde a $\sigma_{URA,DF}$ en el caso de usuarios de doble frecuencia o a σURA,SF en el caso de usuarios de frecuencia única.*

Nota 3.- *La definición de P_{const} se detalla en el Apéndice D, 4.1.3.6.2.*

3.7.3.1.3.7 *La URA de Galileo para doble frecuencia ($\sigma_{URA,DF}$)* no excederá de 6 m.

Nota 1.- *$\sigma_{URA,DF}$ se aplica a una combinación de señales E1-E5a de doble frecuencia.*

Nota 2.- *$\sigma_{URA,DF}$ se define en el Apéndice D, 4.1.3.6.3.*

3.7.3.1.3.8 *URA de Galileo para frecuencia única ($\sigma_{URA,SF}$),* La URA $\sigma_{URA,SF}$ de Galileo no excederá de 7,5 m.

Nota 1.- *$\sigma_{URA,SF}$ se aplica a un usuario de frecuencia única, E1 o E5a.*

Nota 2.- *$\sigma_{URA,SF}$ se define en el Apéndice D, 4.1.3.6.4.*

3.7.3.1.3.9 Continuidad. La probabilidad de perder la disponibilidad de la SIS del servicio abierto de Galileo de una posición orbital de la constelación de 24 posiciones orbitales nominales debido a una interrupción no programada no será superior al límite siguiente:

Señales	E1	E5a	E1-E5a
Continuidad	4×10^{-4} por hora	4×10^{-4} por hora	4×10^{-4} por hora

3.7.3.1.3.10 Cobertura. El servicio abierto de Galileo abarcará la superficie de la Tierra hasta una altitud de 30,48 km.

3.7.3.1.3.11 Características de radiofrecuencia (RF). Todos los satélites de Galileo radiodifundirán las señales del servicio abierto de Galileo E1, E5a y E5b.

Nota 1.- *Las señales E5a y E5b están multiplexadas mediante un esquema AltBOC y se transmiten en la frecuencia portadora E5 centrada en 1191,795 MHz. La modulación AltBOC permite que los componentes de las señales E5a y E5b se recuperen por separado utilizando un receptor QPSK centrado en las frecuencias individuales de las señales E5a y E5b.*

Nota 2.- *La modulación AltBOC se describe en detalle en el Apéndice B, 3.1.3.1.1.3.13.*

Nota 3.- *Las características RF detalladas de las señales de Galileo se especifican en el Apéndice B, 3.1.3.1.1.*

3.7.3.1.3.11.1 *Características de radiofrecuencia (RF)*

3.7.3.1.3.11.1.1 Frecuencia portadora E1. Cada satélite de Galileo radiodifundirá una señal E1 en una frecuencia portadora de 1575,420 MHz utilizándose el CDMA.

3.7.3.1.3.11.1.2 Espectro de la señal E1. La potencia de señal de Galileo en E1 estará dentro de una banda de 24,552 MHz centrada en la frecuencia de E1.

3.7.3.1.3.11.1.3 de la señal E1. La señal RF E1 transmitida será de polarización circular dextrógira.

3.7.3.1.3.11.1.4 Nivel de potencia mínima de la señal E1. Cada satélite de Galileo radiodifundirá una señal de navegación E1 con potencia suficiente para que, en todos los lugares sin obstáculos cerca de tierra desde los que se observe el satélite a un ángulo de elevación de 5º o superior, el nivel de la señal RF recibida en el puerto de una antena polarizada linealmente de 3 dBi no sea inferior a –157,9 dBW para cualquier orientación de la antena en sentido perpendicular a la dirección de propagación.

3.7.3.1.3.11.1.5 Nivel de potencia máxima de la señal E1. Cada satélite de Galileo radiodifundirá una señal de navegación E1 de modo que el nivel de la señal RF recibida en el puerto de una antena polarizada linealmente de 3 dBi no exceda de –151,45 dBW.

3.7.3.1.3.11.1.6 Modulación de la señal E1. La señal E1 será una portadora desplazada binaria compuesta (CBOC) generada mediante el multiplexaje de una portadora binaria desplazada (BOC) de banda ancha, BOC(6,1), y una señal de banda estrecha, BOC(1,1), de manera que 1/11 de la potencia se asigne, en promedio, al componente de frecuencia alta.

Nota. - *La modulación CBOC se detalla en el Apéndice B, 3.1.3.1.1.2.7.*

3.7.3.1.3.11.2 Características de radiofrecuencia (RF) de E5a

Nota.- *En el Documento de control de interfaz de la señal en el espacio del servicio abierto del GNSS europeo (Galileo)[en inglés, European GNSS (Galileo) Open Service Signal-In-Space Interface Control Document], versión 2.0 de enero de 2021 (en adelante, "Galileo OS SIS ICD") se proporciona más información sobre la modulación general de la señal E5.*

3.7.3.1.3.11.2.1 Frecuencia portadora E5a. Cada satélite de Galileo radiodifundirá una señal E5a en una frecuencia portadora de 1 176,45 MHz utilizándose el CDMA.

3.7.3.1.3.11.2.2 Espectro de la señal E5a. La potencia de señal de Galileo en E5a estará dentro de una banda de 20,460 MHz centrada en la frecuencia de E5a.

3.7.3.1.3.11.2.3 Polarización de la señal E5a. La señal RF E5a transmitida será de polarización circular dextrógira.

3.7.3.1.3.11.2.4 Nivel de potencia mínima de la señal E5a. Cada satélite de Galileo radiodifundirá una señal de navegación E5a con potencia suficiente para que, en todos los lugares sin obstáculos cerca de tierra desde los que se observe el satélite a un ángulo de elevación de 5º o superior, el nivel de la señal RF recibida en el puerto de una antena polarizada linealmente de 3 dBi no sea inferior a -155,90 dBW para cualquier orientación de la antena en sentido perpendicular a la dirección de propagación.

3.7.3.1.3.11.2.5 Nivel de potencia máxima de la señal E5a. Cada satélite de Galileo radiodifundirá una señal de navegación E5a de modo que el nivel de la señal RF recibida en el puerto de una antena polarizada linealmente de 3 dBi no exceda de -149,45 dBW.

3.7.3.1.3.11.2.6 Modulación de la señal E5a. La señal E5a se generará a partir de la adición Módulo 2 del tren de datos de navegación de E5a con el código telemétrico del canal de datos de E5a de 10,23 megachips por segundo (E5a-I) y el código telemétrico del canal piloto de E5a de 10,23 megachips por segundo (E5a-Q)

3.7.3.1.3.11.3 Características de radiofrecuencia (RF) de E5b

Nota.- *En el documento Galileo OS SIS ICD se proporciona más información sobre la modulación general de la señal E5.*

3.7.3.1.3.11.3.1 Frecuencia portadora E5b. Cada satélite de Galileo radiodifundirá una señal E5b en una frecuencia portadora de 1207,14 MHz utilizándose el CDMA.

3.7.3.1.3.11.3.2 Espectro de la señal E5b. La potencia de señal de Galileo en E5b estará dentro de una banda de 20,460 MHz centrada en la frecuencia de E5b.

3.7.3.1.3.11.3.3 Polarización de la señal E5b. La señal RF E5b transmitida será de polarización circular dextrógira.

3.7.3.1.3.11.3.4 *Nivel de potencia mínima de la señal E5b.* Cada satélite de Galileo radiodifundirá una señal de navegación E5b con potencia suficiente para que, en todos los lugares sin obstáculos cerca de tierra desde los que se observe el satélite a un ángulo de elevación de 5º o superior, el nivel de la señal RF recibida en el puerto de una antena polarizada linealmente de 3 dBi no sea inferior a -155,90 dBW para cualquier orientación de la antena en sentido perpendicular a la dirección de propagación.

3.7.3.1.3.11.3.5 Nivel de potencia máxima de la señal E5b. Cada satélite de Galileo radiodifundirá una señal de navegación E5b de modo que el nivel de la señal RF recibida en el puerto de una antena polarizada linealmente de 3 dBi no exceda de -149,45 dBW.

3.7.3.1.3.11.3.6 Modulación de la señal E5b. La señal E5b se generará a partir de la adición Módulo 2 del tren de datos de navegación de E5b con el código telemétrico del

4.7.3.1.3.11.3.6 canal de datos de E5b de 10,23 megachips por segundo (E5b-I) y el código telemétrico del canal piloto de E5b de 10,23 megachips por segundo (E5b-Q).

3.7.3.1.3.12 *Tiempo del sistema Galileo.* El tiempo del sistema Galileo (GST) se dará por referencia a UTC BIPM (UTC coordinado por la Oficina Internacional de Pesas y Medidas).}

Nota.- *En el Apéndice B, 3.1.3.4.1, se proporcionan más detalles sobre el GST.*

3.7.3.1.3.13 Sistema de coordenadas. El sistema de coordenadas de Galileo será el marco de referencia terrestre de Galileo (GTRF).

Nota.- *En el Apéndice B, 3.1.3.5.2, se especifican los detalles del GTRF.*

3.7.3.1.3.14 Información para la navegación. Los datos de navegación transmitidos por los satélites comprenderán la información necesaria para determinar lo siguiente:

3.7.3.1.2.1 hora de transmisión del satélite;

3.7.3.1.2.2 posición del satélite;

a) funcionalidad del satélite;
b) corrección del reloj de satélite;
c) efectos de retardo de propagación;
d) transferencia de hora a UTC; y

h) estado de la constelación.

Nota.- *La estructura y el contenido de los datos se especifican en el Apéndice B, 3.1.3.1.2 y 3.1.3.1.2, respectivamente.*

3.7.3.1.4 SERVICIO ABIERTO DEL BDS (OS DEL BDS) (B1I, B1C, B2A)

Nota 1. — *Las señales del OS del BDS se transmiten en tres bandas de frecuencias identificadas como B1I, B1C y B2a. El OS del BDS de una sola frecuencia se basa en cualquiera de las señales de B1I, B1C o B2a. El OS del BDS de frecuencia doble se basa en una combinación de las señales B1C y B2a.*

Nota 2. — *Las señales B1I, B1C y B2a del OS del BDS son transmitidas por todos los satélites en órbita terrestre media (MEO) y órbita geosincrónica inclinada (IGSO) de la BDS-3 (tercera fase del BDS).*

Nota 3. — *Todos los requisitos especificados en esta sección se basan en la configuración de la constelación BDS-3 de 24 satélites en MEO y 3 en IGSO.*

3.7.3.1.4.1 *Exactitud del segmento espacial y del segmento de control*

Nota. — *En las normas de exactitud que siguen no se incluyen los errores atmosféricos o del receptor según se describen en el Adjunto D, 4.1.4.2. Sólo se aplican con la condición de que el receptor de la aeronave utilice satélites funcionales.*

3.7.3.1.4.1.1 *Exactitud de la determinación de la posición.* Los errores de determinación de la posición del BDS no excederán de los límites siguientes:

Señales	B1I	B1C	B2a	B1C-B2a
Umbral promedio mundial 95%				
Posición horizontal durante un período de medición de 7 días Error de posición vertical durante un período de medición de 7 días	9 m 15 m	9 m 15 m	9 m 15 m	9 m 15 m
Umbral de 95% del peor emplazamiento				
Error de posición horizontal durante un período de medición de 7 días Error de posición vertical durante un período de medición de 7 días	15 m 22 m	15 m 22 m	15 m 22 m	15 m 22 m

3.7.3.1.4.1.2 *Exactitud en cuanto a transferencia de tiempo.* Los errores de transferencia de tiempo del BDS no excederán de 50 nanosegundos el 95% del tiempo.

3.7.3.1.4.1.3 *Exactitud en cuanto a dominio de distancia.* El error de dominio de distancia del BDS no excederá de los límites siguientes:

Señales	B1I	B1C	B2a	B1C- B2a
Error telemétrico de cualquier satélite con la fiabilidad especificada en 3.7.3.1.4.3	15 m	15 m	15 m	15 m
Error de percentil 95 de cualquier satélite durante un período de medición de 7 días (promedio mundial)	4,6 m	4,6 m	4,6 m	4,6 m
Error de cambio de distancia de percentil 95 de cualquier satélite (promedio mundial)	0,02 m por segundo	0,02 m por segundo	0,02 m por segundo	0,02 m por segundo
Error de aceleración en distancia de percentil 95 de cualquier satélite (promedio mundial)	0,008 m por segundo al cuadrado	0,008 m por segundo al cuadrado	0,008 m por segundo al cuadrado	0,008 m por segundo al cuadrado

3.7.3.1.4.2 *Disponibilidad.* La disponibilidad del OS del BDS será la siguiente:

Señales	B1I	B1C	B2a	B1C- B2a
Emplazamiento promedio:				
Disponibilidad del servicio horizontal durante un período de medición de 7 días	≥ 99% (15 m, umbral del 95%)	≥ 90% (15 , umbral del 95%)	≥ 99% (15 , umbral del 95%)	≥ 99% (15 , umbral del 95%)
Disponibilidad del servicio vertical durante un período de medición de 7 días	≥ 99% (22, umbral del 95%)	≥ 90% (22, umbral del 95%)	≥ 99% (22, umbral del 95%)	≥ 99% (22 m, umbral del 95%)
Peor emplazamiento:				
Disponibilidad del servicio horizontal durante un período de medición de 7 días	≥ 90% (15 m , umbral del 95%)	≥ 90% (15 m , umbral del 95%)	≥ 90% (15 m , umbral del 95%)	≥ 90% (15 m , umbral del 95%)
Disponibilidad del servicio vertical durante un período de medición de 7 días	≥ 90% (22 m , umbral del 95%)	≥ 90% (22 m , umbral del 95%)	≥ 90% (22 m , umbral del 95%)	≥ 90% (22 m , umbral del 95%)

Nota. — *La disponibilidad indicada se aplica con la condición de que el receptor de la aeronave utilice satélites funcionales.*

3.7.3.1.4.3 *Fiabilidad. La fiabilidad del OS del BDS relativa al requisito de error telemétrico de 15 m establecido en 3.7.3.1.4.2 se estará dentro de los límites siguientes:*

a) fiabilidad — por lo menos del 99,94% (promedio mundial); y

b) fiabilidad — por lo menos del 99,79% (peor promedio en un punto).

Nota. — *La fiabilidad se aplica con la condición de que el satélite transmita una señal funcional.*

3.7.3.1.4.4 *Probabilidad de falla importante del servicio.*

Nota. — *Las normas se aplican con la condición de que el satélite esté transmitiendo una señal funcional.*

3.7.3.1.4.4.1 *Condición relativa a la probabilidad de falla importante del servicio* (*Psat*). La probabilidad de que el error telemétrico del usuario de la SIS del OS del BDS de cualquier satélite exceda de la tolerancia máxima (NTE) sin que se reciba una alerta en la antena de recepción del usuario dentro de un plazo de 300 segundos no será superior a 1×10-5.

3.7.3.1.4.4.2 *Condición relativa a la probabilidad de que se produzca una falla importante del servicio debido a una causa común (Pconst)*. La probabilidad de que un error telemétrico del usuario de la SIS del OS del BDS de dos o más satélites exceda de la tolerancia NTE debido a una falla común sin que se reciba una alerta en la antena de recepción del usuario dentro de un plazo de 300 segundos no será superior a 6×10-5.

Nota 1.— *Para la señal B1I, la tolerancia NTE definida es de 4,42 veces el límite superior de exactitud telemétrica del usuario (URA) correspondiente al valor del índice URA (URAI) transmitido en los mensajes de navegación D1, como se describe en la sección 3.1.4.1.3.1.2 del Apéndice B.*

Nota 2.— *Para las señales B1C y B2a, la tolerancia NTE definida es de 4,42 veces el valor de la exactitud de la señal en el espacio (SISA) calculado como se describe en la sección 3.1.4.2.5 del Apéndice B.*

Nota 3. — *La correspondencia entre el estado de la SIS B1I del BDS y las banderas de la B1I del BDS contenidas en el mensaje de datos de navegación se especifica en el Apéndice B, sección 3.1.4.1.3.1.3. La correspondencia entre el estado de las SIS B1C and B2a del BDS y las banderas de B1C and B2a del BDS contenidas en el mensaje de datos de navegación se especifica en el Apéndice B, sección 3.1.4.1.3.2.7.2.*

3.7.3.1.4.5 *Continuidad*. La probabilidad de perder la disponibilidad de la SIS del OS del BDS en un intervalo de la constelación de 27 intervalos nominales debido a una interrupción no programada no excederá de los siguientes límites:

Señales	**B1I**	**B1C**	**B2a**
MEO	2×10-3 por hora	2×10-3 por hora	2×10-3 por hora
IGSO	5×10-3 por hora	2×10-3 por hora	2×10-3 por hora

Nota.— *La continuidad se aplica con la condición de que el satélite esté transmitiendo una indicación funcional.*

3.7.3.1.4.6 *Cobertura.* El OS del BDS ofrecerá una cobertura en toda la superficie terrestre hasta una altura de 1 000 km.

3.7.3.1.4.7 CARACTERÍSTICAS DE LA RADIOFRECUENCIA (RF)

Nota.— *En el Apéndice B, sección 3.1.4.1.1, se especifican las características detalladas de la RF de las señales del OS del BDS.*

3.7.3.1.4.8 CARACTERÍSTICAS DE RADIOFRECUENCIA (RF) DE LA SEÑAL B1I

3.7.3.1.4.8.1 *Frecuencia portadora de la señal B1I*. Cada satélite MEO o IGSO del BDS-3 radiodifundirá una señal B1I del OS del BDS a una frecuencia portadora de 1 561.098 MHz utilizándose el acceso múltiple por división de códigos (CDMA).

3.7.3.1.4.8.2 *Espectro de la señal B1I.* La potencia de señal B1I del OS del BDS estará dentro de una banda de ±2.046 MHz (1 559.052 – 1 563.144 MHz) centrada en la frecuencia de 1 561.098 MHz.

3.7.3.1.4.8.3 *Polarización de la señal B1I.* La señal RF transmitida será de polarización circular dextrógira.

3.7.3.1.4.8.4 Niveles *de potencia de la señal B1I.*

3.7.3.1.4.8.4.1 Cada satélite MEO del BDS radiodifundirá una señal de navegación B1I con potencia suficiente para que, en todos los lugares sin obstáculos cerca de la superficie terrestre desde los que se observe el satélite a un ángulo de elevación de 5º o superior, el nivel de la señal RF recibida en el puerto de una antena polarizada linealmente de 3 dBi esté dentro de la gama de –163 dBW a 154.8 dBW para cualquier orientación de la antena en sentido perpendicular a la dirección de propagación.

3.7.3.1.4.8.4.2 Cada satélite IGSO del BDS radiodifundirá una señal de navegación B1I con potencia suficiente para que, en todos los lugares sin obstáculos cerca de la superficie terrestre desde los que se observe el satélite a un ángulo de elevación de 5º o superior, el nivel de la señal RF recibida en el puerto de una antena polarizada linealmente de 3 dBi esté dentro de la gama de –163 dBW a 154.8 dBW para cualquier orientación de la antena en sentido perpendicular a la dirección de propagación.

3.7.3.1.4.8.5 *Modulación de la señal B1I.* La señal B1I del OS del BDS se modulará por desplazamiento de fase binaria (BPSK).

3.7.3.1.4.9 CARACTERÍSTICAS DE RADIOFRECUENCIA (RF) DE LA SEÑAL B1C

3.7.3.1.4.9.1 *Frecuencia portadora de la señal B1C.* Cada satélite MEO o IGSO del BDS-3 radiodifundirá una señal B1C del OS del BDS a una frecuencia portadora de 1 575,42 MHz utilizándose el acceso múltiple por división de códigos (CDMA).

3.7.3.1.4.9.2 *Espectro de la señal B1C.* La potencia de señal B1C del OS del BDS estará dentro de una banda de 32.736 MHz centrada en la frecuencia de la B1C.

3.7.3.1.4.9.3 *Polarización de la señal B1C.* La RF de la señal B1C transmitida será de polarización circular dextrógira.

3.7.3.1.4.9.4 *Niveles de potencia de la señal B1C*

3.7.3.1.4.9.4.1 Cada satélite MEO del BDS-3 radiodifundirá una señal de navegación B1C con potencia suficiente para que, en todos los lugares sin obstáculos cerca de la superficie terrestre desde los que se observe el satélite a un ángulo de elevación de 5º o superior, el nivel de la señal RF recibida en el puerto de una antena polarizada linealmente de 3 dBi esté dentro de la gama de –159 dBW a –152.5 dBW para cualquier orientación de la antena en sentido perpendicular a la dirección de propagación.

3.7.3.1.4.9.4.2 Cada satélite IGSO del BDS-3 radiodifundirá una señal de navegación B1C con potencia suficiente para que, en todos los lugares sin obstáculos cerca de la superficie terrestre desde los que se observe el satélite a un ángulo de elevación de 5º o superior, el nivel de la señal RF recibida en el puerto de una antena polarizada linealmente de 3 dBi esté dentro de la gama de –161 dBW a –153.5 dBW para cualquier orientación de la antena en sentido perpendicular a la dirección de propagación.

3.7.3.1.4.9.5 *Modulación de la señal B1C.* La señal B1C incluirá dos componentes: el componente de datos B1C y el componente piloto B1C. El componente de datos de la señal B1C se modulará por desplazamiento binario (BOC) con fase de tipo sinusoidal con la adición en Módulo 2 de un código telemétrico y de los datos de navegación. El componente piloto de B1C se modulará por BOC multiplexado en cuadratura (QMBOC) con el código telemétrico. Los códigos telemétricos del componente de datos y del componente piloto de la B1C tendrán la misma tasa de chips, de 1,023 megachips por segundo.

Nota. — *En el Documento de control de interfaz de la señal en el espacio del servicio abierto de Beidou [en inglés* BeiDou Navigation Satellite System Signal in Space Interface Control Document Open Service Signal B1C*], versión 1.0, de diciembre de 2017 (en adelante, "BDS OS B1C ICD"), sección 4.2, se proporciona más información sobre la modulación de la señal B1C.*

3.7.3.1.4.10 *Características de radiofrecuencia (RF) de la señal B2a*

3.7.3.1.4.10.1 *Frecuencia portadora de la señal B2a.* Cada satélite MEO o IGSO del BDS-3 radiodifundirá una señal B2a del OS del BDS a una frecuencia portadora de 1 176,45 MHz utilizándose el CDMA.

3.7.3.1.4.10.2 *Espectro de la señal B2a. La potencia de señal B2a del OS del BDS estará dentro de una banda de 20.46 MHz con centro en la frecuencia de la B2A.*

3.7.3.1.4.10.3 Polarización de la señal B2a. La señal B2a RF transmitida será de polarización circular dextrógira.

3.7.3.1.4.10.4 *Niveles de potencia de la señal B2a*

3.7.3.1.4.10.4.1 Cada satélite MEO del BDS-3 radiodifundirá una señal de navegación B2a con potencia suficiente para que, en todos los lugares sin obstáculos cerca de la superficie terrestre desde los que se observe el satélite a un ángulo de elevación de 5º o superior, el nivel de la señal RF recibida en el puerto de una antena polarizada linealmente de 3 dBi esté dentro de la gama de –156 dBW to –148,5 dBW para cualquier orientación de la antena en sentido perpendicular a la dirección de propagación.

3.7.3.1.4.10.4.2 Cada satélite IGSO del BDS-3 radiodifundirá una señal de navegación B2a con potencia suficiente para que, en todos los lugares sin obstáculos cerca de la superficie terrestre desde los que se observe el satélite a un ángulo de elevación de 5º o superior, el nivel de la señal RF recibida en el puerto de una antena polarizada linealmente de 3 dBi esté dentro de la gama de –158 dBW to –150,5 dBW para cualquier orientación de la antena en sentido perpendicular a la dirección de propagación.

3.7.3.1.4.10.5 *Modulación de la señal B2a.* La señal B2a incluirá dos componentes: el componente de datos B2a y el componente piloto B2a. El componente de datos de la señal B2a se modulará por BPSK con la adición en Módulo 2 de un código telemétrico y de los datos de navegación. El componente piloto de B2a se modulará por BPSK con el código telemétrico. Los códigos telemétricos del componente de datos y del componente piloto de la B2a tendrán la misma tasa de chips, de 10,23 megachips por segundo.

Nota. — *En el Documento de control de interfaz de la señal en el espacio del servicio abierto de Beidou [en inglés BeiDou Navigation Satellite System Signal in Space Interface Control Document Open Service Signal B2a], versión 1.0, de diciembre de 2017 (en adelante, "BDS OS B2a ICD"), sección 4.2, se proporciona más información sobre la modulación de la señal B2a.*

3.7.3.1.4.11 *Tiempo del BDS.* El tiempo del BDS (BDT) se dará por referencia al UTC, según indique el *National Time Service Center* (Centro Nacional de Servicio Horario-NTSC) de la Academia China de Ciencias.

Nota.— *Los detalles del BDT se especifican en el Apéndice B, sección 3.1.4.4.*

3.7.3.1.4.12 *Sistema de coordenadas.* El sistema de coordenadas del BDS será el Sistema de Coordenadas BeiDou (BDCS).

Nota. — *Los detalles del BDCS se especifican en el Apéndice B, sección 3.1.4.5.*

3.7.3.1.4.13 *Información para la navegación.* Los datos de navegación transmitidos por los satélites comprenderán la información necesaria para determinar lo siguiente:

a) hora de transmisión del satélite;

b) posición del satélite;

c) funcionalidad del satélite;

d) corrección del reloj del satélite;

e) los efectos de retardo ionosférico;

f) transferencia de tiempo a UTC; y

g) estado de la constelación.;

g) efectos del retardo ionosférico (L1OC, L3OC solamente); y

h) orientación del satélite en umbra (L1OC, L3OC solamente).

Nota.— *La estructura y el contenido de los datos se especifican en el Apéndice B, en los párrafos 3.1.2.1.2 y 3.1.2.1.3, respectivamente.*

3.7.3.2 Reservado

3.7.3.3 Sistema de aumentación basado en la aeronave (ABAS).

3.7.3.3.1 ***Actuación****.* La función ABAS en combinación con uno o más de los otros elementos del GNSS y tanto el receptor GNSS sin falla, como el sistema de aeronave sin falla utilizados para la función ABAS satisfarán los requisitos de exactitud, integridad, continuidad y disponibilidad indicados en 3.7.2.4 para la operación prevista.

Nota*.— En el caso de los receptores del GNSS que utilizan la función ABAS, se aplican los requisitos de resistencia a interferencias especificados en 3.7.4.*

3.7.3.6 RECEPTOR GNSS DE AERONAVE

3.7.3.6.1 El receptor GNSS de aeronave procesará las señales de aquellos elementos GNSS que desee utilizar según lo especificado en el Apéndice B, 3.1.1 (para GPS), Apéndice B, 3.1.2 (para GLONASS), Apéndice B, 3.1.3 (para Galileo), Apéndice B, 3.1.4 (para BDS), Apéndice B, 3.3 (para constelaciones de satélites principales), Apéndice B, 3.4 (para ABAS), Apéndice B, 3.5 (para SBAS) y Apéndice B, 3.6 (para GBAS y GRAS).

3.7.4 RESISTENCIA A INTERFERENCIAS

3.7.4.1 El GNSS satisfará los requisitos de actuación definidos en 3.7.2.4 y en Apéndice B, 3.7 en presencia del entorno de interferencias definido en el Apéndice B, 3.7.

Nota.— *Los elementos del GNSS que funcionan en las bandas de frecuencias de 1 164 – 1 215 MHz y 1 559 –1 610 MHz están clasificados por la UIT como operando en el servicio de radionavegación por satélite (RNSS). Dichas bandas de frecuencias también incluyen una atribución mundial al y un servicio de radionavegación aeronáutica (ARNS). Ambos usos aeronáuticos de dichos servicios se consideran "servicios de seguridad" y se les otorga la condición especial de protección del espectro* en el *Reglamento de Radiocomunicaciones de la UIT. Para lograr los objetivos de actuación para la guía de aproximación de precisión que haya de ser apoyada por el GNSS y sus aumentaciones, se prevé que el RNSS/ARNS continúe siendo la única atribución mundial en las bandas 1 164 – 1 215 MHz y 1 559-1 610 MHz y que las emisiones de sistemas en estas bandas de frecuencias y las adyacentes estén estrictamente controladas por la reglamentación nacional o internacional.*

3.7.3.4.1 Actuación. El **SBAS** combinado con uno o más de los otros elementos del **GNSS** y un receptor sin falla satisfarán los requisitos de exactitud, integridad, continuidad y disponibilidad del sistema para la operación prevista según lo indicado en **3.7.2.4** de este **Reglamento.**

Nota.- *El* ***SBAS*** *complementa las constelaciones principales de satélites aumentando la exactitud, integridad, continuidad y disponibilidad para la navegación, suministradas dentro de un área de servicio que ordinariamente abarca múltiples aeródromos.*

3.7.3.4.1.1 El SBAS combinado con uno o más de los otros elementos del GNSS y un receptor sin falla satisfarán los requisitos de integridad de la señal en el espacio que se establecen en 3.7.2.4 en toda el área de cobertura del SBAS.

Nota.— *Con SBAS L1, pueden usarse mensajes de tipo 27 o 28 para cumplir los requisitos de integridad en el área de cobertura. El Adjunto D, 3.3 y 6.2.3 brindan orientación adicional sobre los fundamentos y la interpretación de este requisito.*

3.7.3.4.2 **Funciones**. El **SBAS** desempeñará una o más de las siguientes funciones:

a) **Telemetría mediante SBAS L1**: proporcionar una señal adicional de pseudo distancia con un indicador de exactitud a partir de un satélite **SBAS (3.7.3.4.3** y **Apéndice B, 3.5.7.2** de este **Reglamento).-**

b) **Estado de los satélites GNSS mediante SBAS L1**: determinar y transmitir el estado de funcionalidad de los satélites **GNSS (Apéndice B, 3.5.7.3** de este **Reglamento)**.-

c) **Correcciones diferenciales básicas mediante SBAS L1**: proporcionar correcciones de efemérides y de reloj de los satélites **GNSS** (rápidas y a largo plazo) que han de aplicarse a las mediciones de pseudo distancia de los satélites por la señal **L1** (**Apéndice B, 3.5.7.4** de este **Reglamento)**; y

d) **Correcciones diferenciales precisas mediante SBAS L1**: determinar y transmitir las correcciones ionosféricas de L1 y los datos de integridad correspondientes **(Apéndice B, 3.5.7.5** de este **Reglamento).**

e) telemetría por SBAS para constelaciones múltiples de frecuencia doble (DFMC): proporcionar medios adicionales de telemetría libre de ionosfera utilizando las señales L1 y L5 de los satélites SBAS (Apéndice B, 3.5.14.2); y

f) corrección diferencial por SBAS DFMC en libre ionosfera: determinar y transmitir el estado de funcionalidad de los satélites GNSS, las correcciones de efemérides y reloj que han de aplicarse a las mediciones de pseudodistancia libre de ionosfera desde los satélites (Apéndice B, 3.5.14.3) y los datos de integridad correspondientes.

Nota 1.— *Para los usuarios de una única frecuencia, si se proporcionan las funciones b) y c) el SBAS en combinación con una o más constelaciones principales de satélites puede dar servicio para operaciones de salida, en ruta, de terminal y aproximación que no es de precisión, y si además de b) y c) se proporciona la función d), el SBAS también puede dar servicio para operaciones de aproximación de precisión, incluida la Categoría I.El nivel de actuación que pueda lograrse depende de la infraestructura incorporada al SBAS y de las condiciones ionosféricas en el área geográfica de interés.*

Nota 2.— *Para los usuarios de dos frecuencias, si se proporciona la función f), el SBAS en combinación con una o más constelaciones principales de satélites puede dar servicio para operaciones de salida, en ruta, de terminal y aproximación que no es de precisión y para operaciones de aproximación de precisión, incluida la Categoría I.*

Nota 3.— *Para proporcionar la función e), el SBAS necesita transmitir una señal L1 que reúna los requisitos para telemetría libre de ionosfera utilizando mediciones de seudodistancia en L1 y L5.*

Nota 4.— *Las correcciones ionosféricas se transmiten únicamente en L1. Los usuarios de dos frecuencias utilizan mediciones de seudodistancia libre de ionosfera y no necesitan correcciones ionosféricas. En el Apéndice B, 3.5.15.1 se define en más detalle la combinación de seudodistancia libre de ionosfera para el SBAS DFMC.*

3.7.3.4.**3** **TELEMETRÍA.** Cuando el SBAS proporcione servicio de telemetría, serán de aplicación, las normas siguientes**:**

3.7.3.4.3.1 Excluyéndose los efectos atmosféricos, el error de distancia para la señal telemétrica procedente de satélites **SBAS** no excederá de **25 m (82 ft) (95%).**

3.7.3.4.3.2 La probabilidad de que el error de distancia de **SBAS L1** exceda de **150 m (490 ft)** en cualquier hora no excederá de 10^{-5}.-

3.7.3.4.3.3 La probabilidad de interrupciones no programadas de la función telemétrica a partir de un satélite **SBAS** en cualquier hora no excederá de **10^{-3}.**

3.7.3.4.3.4 El error de cambio de distancia no excederá de **2 m (6,6 ft)** por segundo.

3.7.3.4.3.5 El error de aceleración en distancia no excederá de **0,019 m (0,06 ft)** por segundo al cuadrado.-

3.7.3.4.4 **Área de servicio**. El área de servicio del **SBAS** será un área definida dentro del área de cobertura del **SBAS** en la que el **SBAS** satisfaga los requisitos indicados en **3.6.2.4** de este **Reglamento** y preste apoyo a las correspondientes operaciones aprobadas.

Nota 1.- *Un sistema SBAS puede tener distintas áreas de servicio que correspondan a diferentes tipos de operación (AVP-I, Categoría I, etc.).*

Nota 2.- *El área de cobertura es aquella dentro de la cual puedan recibirse las radiodifusiones del **SBAS** (es decir, la unión de las proyecciones de satélites **SBAS**).*

Nota 3.- *En el **Adjunto D, 6.2** de este **Reglamento**, se describen las áreas de cobertura y de servicio del **SBAS**.*

3.7.3.4.5 CARACTERÍSTICAS RF DE LA SEÑAL SEBAS L1

Nota.- *En el **Apéndice B, 3.5.2** de este **Reglamento**, se especifican las características **RF** detalladas de la Señal L1.*

3.7.3.4.5.1 **Frecuencia portadora de la señal L1**. La frecuencia portadora **de la señal L1** será de **1 575,42 MHz**.

3.7.3.4.5.2 **Espectro de señal de L1**. Por lo menos el **95%** de la potencia de radiodifusión de la señal L1 estará comprendido dentro de una banda de **±12 MHz** con centro en la frecuencia **L1**. La anchura de banda de la señal L1 transmitida por un satélite **SBAS** será por lo menos de **2,2 MHz**.

Nota. — *El enlace RF de SBAS L1 tiene que proporcionar una mayor anchura de banda de transmisión para apoyar la figura de exactitud telemétrica del SBAS del Apéndice B, 3.5.15.4.1, para el servicio de telemetría por SBAS DFMC. Una mayor anchura de banda de transmisión mejorará la actuación del servicio de telemetría mediante SBAS L1. Véase el D, 6.4.6.*

3.7.3.4.5.3 NIVEL DE POTENCIA DE SEÑAL DE UN SATELITE SBAS

3.7.3.4.5.3.1 Cada satélite **SBAS** puesto en órbita antes del 01 de enero de 2014 radiodifundirá señales de navegación en L1 con suficiente potencia para que, en todos los lugares sin obstáculos cerca del suelo desde los cuales se observa el satélite a un ángulo de elevación de **5º** o superior, el nivel de la señal RF recibida en el puerto de una antena polarizada linealmente de **3 dBi** esté en la gama de **−161 dBW** a **−153 dBW** para cualquier orientación de la antena en sentido perpendicular a la dirección de propagación.

3.7.3.4.5.3.2 **Cada** satélite **SBAS** que radiodifundida una señal L1 puesto en órbita después del **31 de diciembre de 2013** cumplirá los requisitos siguientes**:**

a) Radiodifundirá señales de navegación en L1 con suficiente potencia para que, en todos los lugares sin obstáculos cerca del suelo desde los cuales se

b) observa el satélite a un ángulo mínimo de elevación, o por encima del mismo, para el cual debe proporcionarse una señal de un satélite en órbita geostacionaria (**GEO)** susceptible de rastreo, el nivel de la señal **RF** recibida en el puerto de la antena especificada en el **Apéndice B**, **Tabla B-88** sea como mínimo de **−164,0 dBW**.

c) El ángulo mínimo de elevación utilizado para determinar la cobertura **GEO** no será inferior a **5º** para los usuarios cerca del suelo.

d) **E**l nivel de una señal **RF SBAS en L1** recibida en el puerto de una antena **0 dBic** emplazada cerca del suelo no será superior a **−152,5 dBW**.

e) La elipticidad de la señal de radiodifusión L1 no será peor que 2Db para el intervalo angular de ±9.1° desde la línea de mira.-

3.7.3.4.5.4 **Polarización.** La señal de radiodifusión en L1 será de polarización circular dextrógira.

3.7.3.4.5.5 **Modulación**. La secuencia transmitida en L1 será la adición **Módulo 2** del mensaje de navegación a una velocidad de transmisión de **500 símbolos** por segundo y el código de ruido seudoaleatorio de **1 023 bits**. Seguidamente se modulará en la **BPSK** a una velocidad de transmisión de **1 023 megaelementos** por segundo.

3.7.3.4.6 CARACTERÍSTICAS DE RF DE LA SEÑAL L5 DE SBAS

Nota. — *En el Apéndice B, 3.5.9, se especifican en detalle las características de RF de la señal L5.*

3.7.3.4.6.1 *Frecuencia portadora de la señal L5*. La frecuencia portadora de la señal L5 será de 1 176,45 MHz.

3.7.3.4.6.2 *Espectro de la señal L5*. Por lo menos el 95% de la potencia de radiodifusión de la señal L5 estará comprendido dentro de una anchura de banda con centro en la frecuencia L5 y en la gama de 20 MHz a 24 MHz.

3.7.3.4.6.3 *Nivel de potencia de la señal L5*. Cada uno de los satélites SBAS que radiodifunden una señal L5 cumplirá los requisitos adicionales siguientes:

a) El satélite radiodifundirá señales de navegación en L5 con suficiente potencia para que, en todos los lugares sin obstáculos cerca del suelo desde los cuales se observa el satélite a un ángulo mínimo de elevación, o por encima del mismo, para el cual debe proporcionarse una señal rastreable, el nivel de la señal RF recibida en el puerto de una antena polarizada linealmente de 3 dBi sea como mínimo de -158 dBW para todas las orientaciones de antena ortogonales a la dirección de propagación.

b) El ángulo mínimo de elevación utilizado para determinar la cobertura del satélite SBAS no será inferior a 5º para los usuarios cerca del suelo.

c) El nivel de una señal RF SBAS en L5 recibida en el puerto de una antena con polarización circular dextrógira de 0 dBic emplazada cerca del suelo no será superior a -150,5 dBW.

d) La elipticidad de la señal de radiodifusión L5 no será peor que 2 dB para el intervalo angular de ±9,1° desde la línea de mira.

Nota. — *Los niveles de las señales recibidas, de a) a c), se miden dentro de una banda de frecuencia de ±10 MHz con centro en la frecuencia L5.*

3.7.3.4.6.4 *Polarización.* La señal transmitida en L5 tendrá polarización circular dextrógira.

3.7.3.4.6.5 *Modulación.* La secuencia transmitida en L5 en fase será el resultado de los 250 bits del mensaje de navegación, con una corrección de errores sin canal de retorno (FEC) aplicada a 500 símbolos por segundo, que es una codificación bi-binaria, y

por último combinada con el código de ruido seudoaleatorio de 10 230 bits, usando una adición Módulo 2. La secuencia resultante se modulará por BPSK a la portadora a una velocidad de transmisión de 10,23 megachips por segundo.

Nota. — *En el Apéndice B, 3.5.9, se especifican en detalle las características de modulación de la L5.*

3.7.3.4.7 ***TEMPORIZACIÓN***

3.7.3.4.7.1 **Hora de red SBAS (SNT)** para SEBAS L1**.** La diferencia entre la hora **SNT** de las correcciones de SEBAS en L1 y **GPS** no excederá de **50** nanosegundos.

3.7.3.4.7.2 *Hora de red SBAS (SNT) para SBAS DFMC.* La diferencia entre la SNT de las correcciones del SBAS radiodifundidas en L5 y la referencia horaria de la constelación principal designada constelación de referencia (véase el parámetro del identificador de la referencia horaria en el Apéndice B, 3.5.11.4, transmitido por SBAS DFMC) no excederá 1 microsegundo.

3.7.3.4.8 **Información para la navegación de SEBAS en L1**. Entre los datos de navegación transmitidos por un satélite SEBAS en L1 se incluirá la información necesaria que necesiten los servicios SBAS en L1 para determinar:

a) La hora de transmisión del satélite **SBAS.-**

b) La posición del satélite **SBAS.-**

c) La hora corregida del satélite para todos los satélites.-

d) La posición corregida del satélite para todos los satélites.-

e) Los efectos de retardo de propagación ionosférica.-

f) La integridad de la posición del usuario.-

g) La transferencia de tiempo a **UTC** (opcional); y

h) La condición del nivel de servicio.-

Nota.- *La estructura y el contenido de los datos se especifican en el* ***Apéndice B, 3.5.3*** *y* ***3.5.4*** *de este Reglamento, respectivamente.*

3.7.3.4.9 *Información de navegación de SBAS DFMC* Entre los datos de navegación transmitidos por un satélite SBAS en L5 se incluirá la información que necesiten los servicios de SBAS DFMC para determinar:

a) la hora de transmisión del satélite SBAS;

b) la posición del satélite SBAS;

c) la hora corregida de todos los satélites monitorizados;

d) la posición corregida de todos los satélites monitorizados;

e) la integridad de la posición del usuario; y

f) la transferencia de tiempo a UTC (opcional).

Nota. — *La estructura y el contenido de los datos se especifican en el Apéndice B, 3.5.10 y 3.5.11, respectivamente.*

3.7.3.4 SISTEMA DE AUMENTACIÓN BASADO EN TIERRA (GBAS) Y SISTEMA REGIONAL DE AUMENTACIÓN BASADO EN TIERRA (GRAS).

Nota 1.- *Excepto cuando se especifique de otro modo, las normas y métodos recomendados para el* ***GBAS*** *se aplican tanto al* ***GBAS*** *como al* ***GRAS.***

Nota 2.- *Excepto cuando se especifique de otro modo, la referencia a la aproximación con guía vertical* ***(APV)*** *significa tanto* ***APV-I*** *como* ***APV-II.***

3.7.3.5.1 **Actuación. El GBAS** combinado con uno o más de los otros elementos **GNSS** y un receptor **GNSS** sin falla satisfarán los requisitos de exactitud, continuidad, disponibilidad e integridad del sistema para la operación prevista, según lo indicado en **3.6.2.4** de este Reglamento.

Nota.- *Se prevé que el **GBAS** preste apoyo a toda clase de operaciones de aproximación, aterrizaje, salida y en la superficie y puede prestar apoyo a operaciones en ruta y de terminal. Se prevé que el **GRAS** preste apoyo a operaciones en ruta, de terminal, aproximaciones que no sean de precisión, salidas y aproximaciones con guía vertical. Se han elaborado los siguientes **SARPS** en apoyo de aproximación de precisión de **Categoría I**, aproximación con guía vertical y servicio de determinación de la posición **GBAS**. Para lograr la interfuncionalidad y permitir la utilización eficiente del espectro, se tiene el objetivo de que la radiodifusión de datos sea la misma para todas las operaciones.*

3.7.3.5.2 Funciones. El **GBAS** desempeñará las siguientes funciones:

a) Proporcionar correcciones localmente pertinentes de Seudodistancia.-

b) Proporcionar datos relativos al **GBAS**.-

c) Proporcionar datos del tramo de aproximación final cuando se presta apoyo a aproximaciones de precisión.-

d) Proporcionar datos de disponibilidad pronosticada de fuente telemétrica; y

e) Proporcionar vigilancia de la integridad de las fuentes telemétricas **GNSS**.-

3.7.3.5.3 COBERTURA

3.7.3.5.3.1 Aproximación de precisión de **Categoría I** y aproximación con guía vertical. La cobertura del **GBAS** en apoyo de cada una de las aproximaciones de precisión de **Categoría I** o aproximaciones con guía vertical será como sigue, excepto cuando lo dicten de otro modo las características topográficas y lo permitan los requisitos operacionales:

a) Lateralmente, empezando a **140 m (450 ft)** a cada lado del punto del umbral de aterrizaje/punto de umbral ficticio **(LTP/FTP)** y prolongando a **±35º** a ambos lados de la trayectoria de aproximación final hasta **28 km (15 NM)** y **±10º** a ambos lados de la trayectoria de aproximación final hasta **37 km (20 NM);** y

b) Verticalmente, dentro de la región lateral, hasta el mayor de los siguientes valores **7º** ó **1,75** por el ángulo de trayectoria de planeo promulgado **(GPA)** por encima de la horizontal con origen en el punto de interceptación de la trayectoria de planeo **(GPIP)** y **0,45 GPA** por encima de la horizontal o a un ángulo inferior, descendiendo hasta **0,30 GPA**, de ser necesario, para salvaguardar el procedimiento promulgado de interceptación de trayectoria de planeo. Esta cobertura se aplica entre **30 m (100 ft)** y **3 000 m (10 000 ft)** de altura por encima del umbral **(HAT).**

Nota.- *En el **Apéndice B, 3.6.4.5.1** de este **Reglamento**, se definen en el*

LTP/ FTP** y **GPIP.

3.7.3.5.3.2 Para aproximación de precisión de **Categoría I**, la radiodifusión de datos especificada en **3.6.3.5.4** de este **Reglamento** deberá extenderse hacia abajo hasta **3,7 m (12 ft)** por encima de la superficie de la pista.

3.7.3.5.3.2.1 La radiodifusión de datos deberá ser omnidireccional cuando se requiera en apoyo de las aplicaciones previstas.

Nota.- *En el* ***Adjunto D, 7.3*** *de este* ***Reglamento****, se presentan textos de orientación relativos a la cobertura para las aproximaciones de precisión de* ***Categoría I*** *y* ***APV****.*

3.7.3.5.3.3 **Servicio de determinación de la posición GBAS**. El área de servicio de determinación de la posición **GBAS** será aquella en la que pueda recibirse la radiodifusión de datos y en la que el servicio de determinación de la posición satisfaga los requisitos de **3.6.2.4** y en la que se preste apoyo a las correspondientes operaciones aprobadas.

Nota.- *En el* ***Adjunto D, 7.3*** *de este* ***Reglamento****, figuran textos de orientación relativos a la cobertura del servicio de determinación de la posición.*

3.7.3.5.4 CARACTERÍSTICAS DE LA RADIODIFUSIÓN DE DATOS

Nota.- *En el* ***Apéndice B, 3.6.2*** *de este* ***Reglamento****, se especifican las características* ***RF.***

3.7.3.5.4.1 **Frecuencia portadora**. Se seleccionarán las frecuencias de radiodifusión de datos dentro de la banda de frecuencias de **108** a **117,975 MHz**. La frecuencia mínima asignable será de **108,025 MHz** y la frecuencia máxima asignable será de **117,950 MHz.** La separación entre frecuencias asignables (separación entre canales) será de **25 kHz.**

Nota 1.- *En el* ***Adjunto D, 7.2.1*** *de este* ***Reglamento****, se presentan textos de orientación sobre asignaciones de frecuencias* ***VOR/GBAS*** *y criterios de separación geográfica.*

Nota 2.- *Están en preparación los criterios de separación geográfica para* ***ILS/GBAS****, así como para servicios de comunicaciones que funcionan en la banda* ***118-137 MHz****. Hasta que se definan estos criterios y se incluyan en los* ***SARPS****, se prevé que se utilicen frecuencias en la banda* ***112,050-117,900 MHz****.*

3.7.3.5.4.2 **Técnica de acceso**. Se empleará una técnica de acceso múltiple por división en el tiempo **(TDMA)** con una estructura de trama fija. Se asignarán a la radiodifusión de datos de uno u ocho intervalos.

Nota.- *Dos intervalos es la asignación nominal. En algunas instalaciones* ***GBAS*** *en las que se utilizan antenas múltiples de transmisión para radiodifusión de datos* ***VHF (VDB),*** *la mejora de la cobertura* ***VDB*** *puede requerir asignar más de dos intervalos de tiempo. En el* ***Adjunto D, 7.12.4****, de este* ***Reglamento*** *se presenta orientación sobre el uso de antenas múltiples. Es posible que algunas estaciones de radiodifusión* ***GBAS*** *en un sistema* ***GRAS*** *utilicen un solo intervalo de tiempo.*

3.7.3.5.4.3 **Modulación.** Se transmitirán datos del **GBAS** como símbolos de **3 bits**, modulándose la portadora de radiodifusión de datos por **D8PSK,** a una velocidad de transmisión de **10 500** símbolos por segundo.

3.7.3.5.4.4 INTENSIDAD DE CAMPO Y POLARIZACIÓN RF DE RADIODIFUSIÓN DE DATOS

Nota.- *El* ***GBAS*** *puede proporcionar una radiodifusión de datos* ***VHF*** *con polarización horizontal* ***(GBAS/H)*** *o elíptica* ***(GBAS/E)*** *que utiliza componentes de polarización horizontal* ***(HPOL)*** *y vertical* ***(VPOL).*** *Las aeronaves que utilizan un componente* ***VPOL*** *no pueden realizar operaciones con equipo* ***GBAS/H.*** *En el* ***Adjunto D, 7.1*** *de este* ***Reglamento****, se proporciona un texto de orientación al respecto.*

3.7.3.5.4.4.1 GBAS/H

3.7.3.5.4.4.1.1 Se radiodifundirá una señal polarizada horizontalmente.

3.7.3.5.4.4.1.2 La potencia radiada aparente **(PRA)** proporcionará una señal horizontalmente polarizada con una intensidad de campo mínima de **215 microvoltios** por metro **(−99 dBW/m2)** y máxima de **0,350 voltios** por metro **(−35 dBW/m2)** dentro de todo el volumen de cobertura **GBAS**. La intensidad de campo se medirá como un promedio en el período de la sincronización y del campo de resolución de ambigüedad de la ráfaga. El desplazamiento de fase **RF** entre el **HPOL** y cualquiera de los componentes **VPOL** será tal que la potencia mínima de la señal definida en el **Apéndice B, 3.6.8.2.2.3** de este **Reglamento**, se logra para los usuarios de **HPOL** en todo el volumen de cobertura.

3.7.3.5.4.4.2 GBAS/E

3.7.3.5.4.4.2.1 Deberá radiodifundirse una señal polarizada elípticamente siempre que sea posible.

3.7.3.5.4.4.2.2 Cuando se radiodifunde una señal polarizada elípticamente, el componente polarizado horizontalmente satisfará los requisitos de **3.6.3.5.4.5.2** de este **Reglamento** y la potencia radiada aparente **(PRA)** permitirá una señal polarizada verticalmente con una intensidad de campo mínima de **136 microvoltios** por metro **(−103 dBW/m2)** y máxima de **0,221 voltios** por metro **(−39 dBW/m2)** dentro del volumen de cobertura **GBAS**. La intensidad de campo se medirá como un promedio en el período de la sincronización y del campo de resolución de ambigüedad de la ráfaga. El desplazamiento de fase **RF** entre el **HPOL** y cualquiera de los componentes **VPOL** será tal que la potencia mínima de la señal definida en el **Apéndice B, 3.6.8.2.2.3** de este **Reglamento**, se logra para los usuarios de **HPOL** en todo el volumen de cobertura.

Nota.- *Las intensidades de campo mínima y máxima en **3.6.3.5.4.5.2** y **3.6.3.5.4.6.2** de este **Reglamento** están en consonancia con una sensibilidad mínima de receptor de **−87 dBm** y una distancia mínima de **200 m (660 ft)** de la antena del transmisor con un alcance de cobertura de **43 km (23 NM**).-*

3.7.3.5.4.5 **Potencia transmitida en canales adyacentes**. La magnitud de la potencia durante la transmisión en todas las condiciones de funcionamiento, medida en una anchura de banda de **25 kHz** con centro en el i-ésimo canal adyacente, no excederá de los valores indicados en la **Tabla 3.6.3.5-1** (al final de la **Sección 3.6** de este **Reglamento**).-

3.7.3.5.4.6 **Emisiones no deseadas**. Las emisiones no deseadas, incluidas las emisiones no esenciales y fuera de banda, cumplirán con los niveles indicados en la Tabla **3.6.3.5-2** (al final de la **Sección 3.6** de este **Reglamento**). La potencia total en cualquier señal **VDB** armónica o discreta no será superior a **−53 dBm**.-

3.7.3.5.5 **Información para la navegación**. Entre los datos de navegación transmitidos por el **GBAS** se incluirá la siguiente información:

a) Correcciones de Seudodistancia, hora de referencia y datos de integridad.-

b) Datos relacionados con el **GBAS**.-

c) Datos sobre el tramo de aproximación final cuando se presta apoyo a aproximaciones de precisión; y

d) Datos sobre disponibilidad pronosticada de fuente telemétrica.-

Nota.- *La estructura y el contenido de los datos se especifican en el **Apéndice B, 3.6.3** de este **Reglamento**.-*

3.7.3.6 RECEPTOR GNSS DE AERONAVE

3.7.3.6.1 El receptor GNSS de aeronave procesará las señales de aquellos elementos GNSS que desee utilizar según lo especificado en el Apéndice B, 3.1.1 (para GPS), Apéndice B, 3.1.2 (para GLONASS), Apéndice B, 3.1.3 (para Galileo), Apéndice B,

3.1.4 (para BDS), Apéndice B, 3.3 (para constelaciones de satélites principales), Apéndice B, 3.4 (para ABAS), Apéndice B, 3.5 (para SBAS) y Apéndice B, 3.6 (para GBAS y GRAS).

3.7.4 RESISTENCIA A INTERFERENCIAS

3.7.4.1 El **GNSS** satisfará los requisitos de actuación definidos en **3.6.2.4** y en **Apéndice B**, **3.7** en presencia del entorno de interferencias definido en el **Apéndice B, 3.7** de este **Reglamento**.

Nota.— *Los elementos del GNSS que funcionan en las bandas de frecuencias de 1 164 – 1 215 MHz y 1 559 –1 610 MHz están clasificados por la UIT como operando en el servicio de radionavegación por satélite (RNSS). Dichas bandas de frecuencias también incluyen una atribución mundial al servicio de radionavegación aeronáutica (ARNS). Ambos usos aeronáuticos de dichos servicios se consideran "servicios de seguridad" y se les otorga la condición especial de protección del espectro en el Reglamento de Radiocomunicaciones de la UIT. Para lograr los objetivos de actuación para la guía de aproximación de precisión que haya de ser apoyada por el GNSS y sus aumentaciones, se prevé que el RNSS/ARNS continúe siendo la única atribución mundial en las bandas 1 164 – 1 215 MHz y 1 559-1 610 MHz y que las emisiones de sistemas en estas bandas de frecuencias y las adyacentes estén estrictamente controladas por la reglamentación nacional o internacional.*

3.7.5 BASE DE DATOS

Nota.- *En los **DINAC R 4, 11, 14** y **15** se proporcionan los **SARPS** aplicables a los datos aeronáuticos.*

3.7.5.1 El equipo **GNSS** de aeronave que utilice una base de datos proporcionará los medios conducentes a:

a) Actualizar la base de datos electrónica para la navegación; y

b) Determinar las fechas de entrada en vigor de la reglamentación y el control de la información aeronáutica (**AIRAC**) correspondientes a la base de datos aeronáuticos.

Nota.- *En el **Adjunto D, 11** de este **Reglamento**, figura un texto de orientación sobre la necesidad de una base de datos de navegación actualizada en el equipo **GNSS** de aeronave.-*

Tabla 3.6.2.4-1. Requisitos de actuación de la señal en el espacio

Operaciones ordinarias	Exactitud horizontal 95% (Notas 1 y 3)	Exactitud horizontal 95% (Notas 1 y 3)	Integridad (Nota 2)	Tiempo hasta alerta (Nota 3)	Continuidad (Nota 4)	Disponibilidad (Nota 5)
En ruta	3,7 km (2,0 NM)	N/A	$1 - 1 \times 10^{-7}$/h	5 min	$1 - 1 \times 10^{-4}$/h a $1 - 1 \times 10^{-8}$/h	0,99 a 0,99999
En ruta, Terminal	0,74 km (0,4 NM)	N/A	$1 - 1 \times 10^{-7}$/h	15 s	$1 - 1 \times 10^{-4}$/h a $1 - 1 \times 10^{-8}$/h	0,99 a 0,99999
Aproximación inicial, aproximación intermedia, aproximación que no es de precisión (NPA), salida	220 m (720 ft)	N/A	$1 - 1 \times 10^{-7}$/h	10 s	$1 - 1 \times 10^{-4}$/h a $1 - 1 \times 10^{-8}$/h	0,99 a 0,99999
Operaciones de aproximación con guía vertical (APV-I)	16,0 m (52 ft)	20 m (66 ft)	$1 - 2 \times 10^{-7}$/h en cualquier aproximación	10 s	$1 - 8 \times 10^{-6}$ por 15 s	0,99 a 0,99999
Operaciones de aproximación con guía vertical (APV-II)	16,0 m (52 ft)	8,0 m (26 ft)	$1 - 2 \times 10^{-7}$/h en cualquier aproximación	6 s	$1 - 8 \times 10^{-6}$ por 15 s	0,99 a 0,99999
Aproximación de precisión de Categoría I (Nota 7)	16,0 m (52 ft)	6,0 m a 4,0 m (20 ft a 13 ft) (Nota 6)	$1 - 2 \times 10^{-7}$/h en cualquier aproximación	6 s	$1 - 8 \times 10^{-6}$ por 15 s	0,99 a 0,99999

Notas 1.- *Los valores de percentil **95** para errores de posición **GNSS** son los requeridos en las operaciones previstas a la altura mínima por encima del umbral*

(HAT), *de ser aplicable. Se especifican los requisitos detallados en el* ***Apéndice B*** *y se proporcionan textos de orientación en el* ***Adjunto D, 3.2*** *de este Reglamento.*

Notas 2. *En la definición de requisitos de integridad se incluye un límite de alerta respecto al cual pueda evaluarse el requisito. Para aproximaciones de precisión de* ***Categoría I****, puede utilizarse un límite de alerta vertical* ***(VAL)*** *mayor que* ***10 m****, para un diseño de sistema específico, sólo si se ha llevado a cabo un análisis de seguridad operacional específico del sistema. En el* ***Adjunto D, 3.3.6*** *a* ***3.3.10*** *de este Reglamento, figura orientación sobre los límites de alerta. Estos límites de alerta son los siguientes:*

Operación ordinaria	Límite horizontal de alerta	Límite vertical de alerta
En ruta (oceánica /continental de baja densidad	7,4 km (4 NM)	N/A
En ruta (continental)	3,7 km (2 NM)	N/A
En ruta, de terminal	1,85 km (1 NM)	N/A
NPA	556 m (0,3 NM)	N/A
APV-I	40,0 m (130 ft)	50 m (164 ft)
APV-II	40,0 m (130 ft)	20,0 m (66 ft)
Aproximación de precisión de Categoría I	40,0 m (130 ft)	35,0 m a 10,0 m (115 ft a 33 ft)

1. *Los requisitos de exactitud y de tiempo hasta alerta comprenden la actuación nominal de un receptor sin falla.*

2. *Se proporcionan las gamas de valores relativas al requisito de continuidad para operaciones en ruta, de terminal, aproximación inicial,* ***NPA*** *y salida, puesto que este requisito depende de varios factores, incluidos, la operación prevista, la densidad de tránsito, la complejidad del espacio aéreo y la disponibilidad de ayudas para la navegación de alternativa. El valor más bajo indicado corresponde al requisito mínimo para áreas de poca densidad de tránsito y escasa complejidad del espacio aéreo. El valor máximo proporcionado corresponde a áreas de elevada densidad de tránsito y de gran complejidad del espacio aéreo (véase el* ***Adjunto D*** *de este* ***Reglamento, 3.4.2).*** *Los requisitos de continuidad para el* ***APV*** *y las operaciones de* ***Categoría I*** *se aplican al riesgo promedio (respecto del tiempo) de pérdida de servicio, normalizado a* ***15 segundos*** *de tiempo de exposición (véase el* ***Adjunto D, 3.4.3*** *de este* ***Reglamento****).*

3. *Se proporciona una gama de valores de requisitos de disponibilidad puesto que tales requisitos dependen de la necesidad operacional que se basa en varios factores, incluidos, la frecuencia de operaciones, entornos meteorológicos, amplitud y duración de interrupciones de tráfico, disponibilidad de ayudas para la navegación de alternativa, cobertura radar,*

*densidad de tránsito y procedimientos operacionales de inversión. Los valores inferiores indicados corresponden a la disponibilidad mínima respecto a la cual se considera que un sistema es práctico pero inadecuado en sustitución de ayudas para la navegación ajenas al **GNSS**. Para la navegación en ruta, se proporcionan los valores superiores que bastan para que el **GNSS** sea la única ayuda de navegación proporcionada en un área. Para la aproximación y la salida, los valores superiores indicados se basan en los requisitos de disponibilidad en los aeropuertos con gran densidad de tránsito, suponiéndose que las operaciones hacia o desde pistas múltiples están afectadas, pero los procedimientos operacionales de inversión garantizan la seguridad de las operaciones (véase el **Adjunto D, 3.5** de este **Reglamento**).*

4. *Se especifica una gama de valores para aproximaciones de precisión de **Categoría I.** El requisito de **4,0 m (13 ft)** se basa en especificaciones para el **ILS** y representan una deducción conservadora de estas últimas (véase el **Adjunto D,3.2.7** de este **Reglamento**).*

5. *Están en estudio y se incluirán más tarde los requisitos de actuación del **GNSS** para operaciones de aproximación de precisión de **Categorías II** y **III**.*

6. Los términos **APV-I** y **APV-II** se refieren a dos niveles de operaciones de aproximación y aterrizaje con guía vertical **(APV)** por **GNSS**, y no se prevé necesariamente que estos términos sean utilizados para las operaciones.

Tabla 3.6.3.5-1. Potencia de la radiodifusión GBAS transmitida en canales adyacentes

Canal	Potencia relativa	Potencia máxima
1º adyacente	—40 dBc	12 dBm
2º adyacente	—65 dBc	—13 dBm
4º adyacente	—74 dBc	—22 dBm
8º adyacente	—88,5 dBc	—36,5 dBm
16º adyacente	—101,5 dBc	—49,5 dBm
32º adyacente	—105 dBc	—53 dBm
64º adyacente	—113 dBc	—61 dBm
76º adyacente y más allá	—115 dBc	—63 dBm

***Notas 1.-** Se aplica la máxima potencia si la potencia autorizada del transmisor excede de **150 W**.*

***Notas 2.** La relación es lineal entre puntos aislados adyacentes, designados mediante los canales adyacentes anteriormente señalados*.

Tabla 3.6.3.5-2. Emisiones no deseadas de la radiodifusión GBAS

Frecuencia	Nivel relativo no de emisión deseada (Nota 2)	Nivel máximo de emisión no deseada (Nota 1)
9 kHz a 150 kHz	—93 dBc (Nota 3)	—55 dBml1 kHz (Nota 3)
150 kHz a 30 MHz	—103 dBc (Nota 3)	—55 dBml10 kHz (Nota 3)
30 MHz a 106,125 MHz	—115 dBc	—57 dBml100 kHz
106,425 MHz	—113 dBc	—55 dBml100 kHz
107,225 MHz	—105 dBc	—47 dBml100 kHz
107,625 MHz	—101,5 dBc	—53,5 dBml10 kHz
107,825 MHz	—88,5 dBc	—40,5 dBml10 kHz
107,925 MHz	—74 dBc	—36 dBml1 kHz
107,9625 MHz	—71 dBc	—33 dBml1 kHz
107,975 MHz	—65 dBc	—27 dBml1 kHz
118,000 MHz	—65 dBc	—27 dBml1 kHz
118,0125 MHz	—71 dBc	—33 dBml1 kHz
118,050 MHz	—74 dBc	—36 dBml1 kHz
118,150 MHz	—88,5 dBc	—40,5 dBml10 kHz
118,350 MHz	—101,5 dBc	—53,5 dBml10 kHz
118,750 MHz	—105 dBc	—47 dBml100 kHz
119,550 MHz	—113 dBc	—55 dBml100 kHz
119,850 MHz a 1 GHz	—115 dBc	—57 dBml100 kHz
1 GHz a 1,7 GHz	—115 dBc	—47 dBml1 MHz

Notas1.- *El nivel máximo de emisión no deseada (potencia absoluta) se aplica si la potencia de transmisor autorizada excede de* ***150 W.***

Notas 2. *El nivel relativo de emisión no deseada ha de calcularse utilizando la misma anchura de banda para las señales deseadas y para las no deseadas. Esto puede exigir la conversión de la medición en el caso de señales no deseadas que utilicen la anchura de banda indicada en la columna de nivel máximo de emisión no deseada. Este nivel está impulsado por limitaciones de medición. Se prevé que la actuación real sea mejor.*

3. *La relación es lineal entre puntos aislados adyacentes designados mediante los canales adyacentes anteriormente indicados.*

*****

APÉNDICE A.

CARACTERÍSTICAS DEL SISTEMA DE ATERRIZAJE POR MICROONDAS (MLS)

(NO APLICA)

APÉNDICE B.

ESPECIFICACIONES TÉCNICAS DEL SISTEMA MUNDIAL DE NAVEGACIÓN POR SATÉLITE (GNSS).-

1. DEFINICIONES.-

(BITS/PALABRAS/CAMPOS) LIBRES. Bits/palabras/campos sin atribución ni reserva y disponibles para una atribución futura.-

(BITS/PALABRAS/CAMPOS) RESERVADOS. Bits/palabras/campos sin atribución, pero reservados para una aplicación **GNSS** particular.-

Nota.- *Todos los bits libres se ponen a cero.-*

GBAS/E. Sistema de aumentación basado en tierra que transmite una radiodifusión de datos **VHF** polarizada elípticamente.-

GBAS/H. Sistema de aumentación basado en tierra que transmite una radiodifusión de datos **VHF** polarizada horizontalmente.-

RECEPTOR. Subsistema que recibe señales del **GNSS** e incluye uno o más sensores.-

Smax. Potencia máxima de la señal de radiodifusión de datos en **VHF** deseada a la entrada del receptor de radiodifusión de datos **VHF**. Dicha potencia a la entrada del receptor se calcula a partir de la intensidad de campo **RF** que se indica en el Capítulo 3, párrafo 3.7.3.5.4.4, para la señal de radiodifusión de datos **VHF** deseada que se recibe en una antena isotrópica ideal menos la pérdida mínima de implantación de aeronave. Se utiliza para determinar la inmunidad de la radiodifusión de datos **VHF** a la interferencia de señales de canales adyacentes (3.6.8.2.2.6) y señales procedentes de fuentes fuera de la banda de 108,000 – 117,975 MHz (3.6.8.2.2.8).

2. GENERALIDADES.-

Nota.- *Las siguientes especificaciones técnicas son complementarias de las disposiciones del **Capítulo 3, 2.7** de este **Reglamento**.*

3. ELEMENTOS DEL GNSS.-

3.1 Constelaciones principales

3.1.1 Sistema normalizado de determinación de la posición (SPS) (L1 y L5) del Sistema mundial de determinación de la posición (GPS).-

3.1.1.1 ELEMENTOS AJENOS A LA AERONAVE.-

3.1.1.1.1 CARACTERÍSTICAS DE LAS RADIOFRECUENCIAS (RF) DE LA SEÑAL L1 DE CÓDIGO DE ADQUISICIÓN/ APROXIMATIVA (C/A).-

3.1.1.1.1.1 RUIDO DE FASE DE PORTADORA. La densidad espectral de ruido de fase de portadora no modulada será tal que un bucle de fase enganchada con anchura de banda de ruido unilateral de **10 Hz**, sea capaz de seguir la portadora L1 con una precisión de **0,1** radianes **(1 sigma).-**

3.1.1.1.1.2 **EMISIONES NO ESENCIALES**. Las emisiones no esenciales en la banda estarán por lo menos **40 dB** por debajo de la portadora L1 no modulada, en toda la anchura de banda por canal atribuida.-

3.1.1.1.1.3 **PÉRDIDA DE CORRELACIÓN.** La pérdida de potencia de señal recuperada, por razón de imperfecciones en la modulación de la señal L1 C/A y en la distorsión de la forma de onda, no excederá de ± **0.6 dB** para todas las generaciones de satélites GPS-II, y de 0,3 dB para todas las generaciones de satélites GPS-III.-

Nota.- *La pérdida de potencia de señal, es la diferencia entre la potencia de radiodifusión en una anchura de banda atribuida y la potencia de señal recuperada por un receptor libre de ruidos y sin pérdidas, con una separación entre correladores de 1chip y la misma anchura de banda .*

3.1.1.1.1.4 **GENERACIÓN DE CÓDIGO C/AL1 Y TEMPORIZACIÓN**. Se formará cada configuración de código **C/A $G_i(t)$)** mediante la suma Módulo **2** de dos configuraciones lineales, **G1** y **G2i** de **1 023** bits. Se formará la secuencia **G2i** mediante un retardo eficaz de la secuencia **G2** por un número entero de chips de este **Reglamento.** Las secuencias **G1** y **G2** serán generadas por registros de desplazamiento de **10** etapas que tengan los siguientes polinomios, según lo indicado a la entrada del registro de desplazamiento:

a) **G1: $X^{10} + X^3 + 1$; y**

b) **G2: $X^{10} + X^9 + X^8 + X^6 + X^3 + X^2 + 1$.**

El vector de inicialización para las secuencias **G1** y **G2** será "**1111111111"** de este **Reglamento**. La sincronización de los registros **G1** y **G2** será a una velocidad de transmisión de **1 023 MHz**. Las relaciones de temporización relacionadas con el código **C/A** serán las indicadas en la **Figura B-1** de este **Reglamento*.**

Nota.- *El documento IS-GPS-200K contiene información adicional sobre las asignaciones de fase de código.*

3.1.1.1.2 **ESTRUCTURA DE DATOS DE L1.** El formato de los mensajes de navegación existente (LNAV) será el indicado en la **Figura B-2.** En cada página se utilizará, según lo indicado en la **Figura B-6**, de este **Reglamento** un formato básico de una trama de una longitud de **1 500 bits** con un número de hasta **5** subtramas, siendo cada una de **300 bits** de longitud. Se transmitirán todas las palabras con el bit más significativo **(MSB)** en primer lugar.

Nota.- *Las asignaciones de bits indicadas para las subtramas 4 y 5 de la Figura B-6 se aplican únicamente a satélites que radiodifunden los códigos PRN 1 a 32. En el documento IS-GPS-200K se puede consultar la información acerca de las asignaciones de bits de las subtramas 4 y 5 para los satélites que radiodifunden los códigos PRN 33 a 63.*

3.1.1.2.1 **ESTRUCTURA DE SUBTRAMA**. Cada subtrama o página de una subtrama se iniciará con una palabra de telemetría **(TLM)** seguida de una palabra de transferencia **(HOW).** Seguirán a **HOW 8** palabras de datos. Cada palabra de una trama contendrá **6 bits** de paridad. En las **Figuras B-3 y B-4** de este **Reglamento** se indican respectivamente la palabra **TLM** y los formatos de **HOW.**

3.1.1.2.2 **FIN/INICIO DE SEMANA**. Al fin/inicio de semana:

a) La paginación cíclica de subtramas de **1** a **5** se reiniciará con la subtrama **1**, sea cual fuere la última subtrama transmitida antes del fin/principio de semana; y

b) El ciclo de **25** páginas de subtramas **4** y **5** se reiniciará con la página **1** de cada una de las subtramas, sea cual fuere la página transmitida antes del fin/principio de semana. Todos los cortes de carga y de página tendrán lugar

en los límites de la trama (es decir, Módulo de **30** segundos relativo al fin/principio de semana).

Nota.- *Los nuevos datos en las subtramas **4** y **5** pueden empezar a ser transmitidos con cualquiera de las **25** páginas de estas subtramas.*

3.1.1.2.3 **PARIDAD DE DATOS**. Las palabras **1** a **10** de las subtramas **1** a **5** contendrán cada unos seis bits de paridad lo mismo que sus bits menos significativos **(LSB).** Además, se proporcionarán dos bits sin información como bits **23** y **24** de las palabras **2** y **10** para fines de cálculo de paridad.

3.1.1.2.4 **PALABRA DE TELEMETRÍA (TLM).** Cada palabra **TLM** será de **30** bits de longitud, presentada cada **6** segundos en la trama de datos y la primera palabra de cada subtrama. El formato **TLM** será el indicado en la **Figura B-3.** de este **Reglamento** Cada palabra **TLM** empezará con un preámbulo, seguido de **16** bits reservados y de **6** bits de paridad.

3.1.1.2.5 **PALABRA DE TRANSFERENCIA (HOW).** La **HOW** será de **30** bits de longitud y será la segunda palabra de cada subtrama/ página, siguiendo inmediatamente a la palabra **TLM.** Ocurrirá una **HOW** cada **6** segundos en la trama de datos. El formato y el contenido de la **HOW** serán los indicados en la **Figura B-4** de este **Reglamento.** La **HOW** empezará en los **17 MSB** de la cuenta **TOW**. La cuenta completa de tiempo de semana **(TOW)** constará de **19 LSB** de la cuenta **Z** de **29 bits** (véase **3.1.1.2.6** de este **Reglamento**). Estos **17** bits corresponderán a la cuenta **TOW** en la época de **1,5** segundos que ocurre al principio (borde anterior) de la próxima subtrama que sigue.

Tabla B-1. Asignaciones de fase de códigos

ID de satélite de número	Señal GPS PRN	Retardo G2 (elementos)	Primer octal de 10 elementos*
1	1	5	1440
2	2	6	1620
3	3	7	1710
4	4	8	1744
5	5	17	1133
6	6	18	1455
7	7	139	1131
8	8	140	1454
9	9	141	1626
10	10	251	1504
11	11	252	1642
12	12	254	1750
13	13	255	1764
14	14	256	1772
15	15	257	1775
16	16	258	1776
17	17	469	1156
18	18	470	1467
19	19	471	1633
20	20	472	1715
21	21	473	1746
22	22	474	1763
23	23	509	1063
24	24	512	1706
25	25	513	1743
26	26	514	1761
27	27	515	1770
28	28	516	1774
29	29	859	1127
30	30	860	1453
31	31	861	1625
32	32	862	1712
***	33	863	1745
***	34**	950	1713
***	35	947	1134
***	36	948	1456
***	37**	950	1713

* En la notación octal para los 10 primeros elementos del código C/A, según lo indicado en esta columna, el primer dígito representa un "1" para el primer elemento y los tres últimos dígitos son la representación octal convencional de los 9 elementos restantes (por ejemplo, los 10 primeros elementos del código C/A para el conjunto núm. 1 de señales (PRN) son: 1100100000).

** Los códigos C/A 34 y 37 son comunes.

*** Las secuencias PRN 33 a 37 han sido reservadas para otros usos (p. ej., transmisores de tierra).

3.1.1.2.5.1 **Bit 18**. En los satélites diseñados mediante el código de configuración **001**, el bit **18** será una bandera de **"alerta".** Cuando se levanta esta bandera **(bit 18 puesto a "1")**, indicará al usuario que la exactitud telemétrica del usuario **(URA)** de satélite puede estar en peores condiciones que las indicadas en la subtrama **1** y que el usuario asume el riesgo de utilizar el satélite.

3.1.1.2.5.2 **Bit 19**. El bit **19** será de reserva.

3.1.1.2.5.3 **Bits 20, 21 y 22**. Los bits **20, 21 y 22** de la **HOW** suministrarán el código de identidad **(ID**) de la subtrama en la que la **HOW** particular constituye la segunda palabra. El código **ID** será definido como sigue:

ID	Código
1	**001**
2	**010**
3	**011**
4	**100**
5	**101**

3.1.1.2.6 **CUENTA Z DE SATÉLITE**. Cada satélite obtendrá internamente una época de **1,5** segundos que estará constituida por una unidad conveniente para contar de forma precisa y comunicar la hora. La hora indicada de esta forma se presentará por referencia a una cuenta **Z.** Se proporcionará la cuenta **Z** al usuario como número binario de **29 bits** que consta de las dos partes indicadas a continuación.

3.1.1.2.6.1 **CUENTA DE TIEMPO DE SEMANA (TOW**). Se hará referencia al número binario representado por los **19 LSB** de la cuenta **Z** como cuenta **TOW** y se define como igual al número de épocas de **1,5** segundos que han ocurrido desde la transición a partir de la semana anterior. La cuenta será de ciclo breve tal como la gama de valores de la cuenta **TOW** de **0 a 403 199** épocas de **1,5** segundos (equivalente a una semana) y se volverá a poner a cero al fin de cada semana. El estado cero de la cuenta **TOW** será la época de **1,5** segundos que coincida con el inicio de la semana actual. Una versión truncada de la cuenta **TOW**, constituida por los **17 MSB**, se incluirá en la **HOW** del tren de datos en enlace descendente **L1**; la relación entre la cuenta **TOW** real y su versión **HOW** truncada se indicará en la **Figura B-5.**

Nota.- *La época mencionada ocurre (aproximadamente) a la medianoche del sábado en la noche al domingo en la mañana, siendo la medianoche definida como la hora **0000** en la escala **UTC**, nominalmente por referencia al meridiano de **Greenwich.***

3.1.1.2.6.2 **CUENTA DE SEMANA**. Los **10 MSB** de la cuenta **Z** serán una representación binaria de un número secuencial asignado a la semana **GPS** actual **(Módulo 1024**). La gama de valores de esta cuenta será de **0** a **1 023**. Su estado cero será el de aquella semana que empiece con la época de **1,5** segundos que ocurra (aproximadamente) a la hora cero **UTC (3.1.4).** Al expirar el número de semana **GPS 1023**, se pone nuevamente a cero el número de semana **GPS**. Se contarán por el usuario las **1 024** semanas anteriores en las conversiones desde la hora **GPS** hasta una fecha del año civil.

3.1.1.1.3 **CONTENIDO DE DATOS DE L1**

3.1.1.1.3.1 **Subtrama 1 — reloj de satélite y datos de funcionalidad**. El contenido de las palabras de **3** a **10** de la subtrama **1** incluirá los parámetros de reloj y otros datos indicados en la **Tabla B-2** de este **Reglamento.** Los parámetros del conjunto de datos serán válidos durante el intervalo de tiempo en el que se transmiten y seguirán siendo válidos por un período adicional después de que se haya iniciado

la transmisión del siguiente conjunto de datos.

3.1.1.1.3.1.1 **NÚMERO DE SEMANA**. Los **10 MSB** de la palabra **3 i**ncluirán los **10 MSB** de la cuenta **Z** de **29 bits** y representarán el número de la semana actual **GPS** al inicio del intervalo de transmisión del conjunto de datos con todos los ceros indicando la semana **"cero".** Se aumentará el número de semana **GPS** a cada época de fin/inicio de semana.

3.1.1.1.3.1.2 **EXACTITUD TELEMÉTRICA DEL USUARIO (URA)**. Los bits **13** a **16** de la palabra **3** proporcionarán un índice URA, que prescribe la **URA** del satélite según lo indicado en la **Tabla B-3** La URA de integridad asegurada (IAURA) será el valor del límite superior de la URA correspondiente al índice URA, como se indica en la última columna de la Tabla B-3.

Nota 1.- *En la **URA** no se incluye la estimación de errores debidos a imprecisiones del modelo de retardo ionosférico de una sola frecuencia.*

Nota 2.- *La **URA** es un indicador estadístico de la contribución de las exactitudes aparentes de predicción de reloj y de efemérides a las exactitudes telemétricas que se obtienen con determinado satélite basándose en datos antecedentes.*

***Nota 3.-** En la **Tabla B-3** también se indica el valor nominal de la **URA** correspondiente a cada índice **URA**. La **URA** nominal se puede utilizar para predecir la media cuadrática de los errores seudotelemétricos de la señal en el espacio para propósitos relativos a la exactitud.*

Tabla B-2. Parámetros de subtrama 1

Parámetro	Número de bits**	Factor de escala (LSB)	Alcance eficaz***	Unidades
Núm. de semana	10	1		semanas
Exactitud de satélite	4			
Funcionalidad de satélite	6	1		valores discretos
T_{GD}	8*	2^{-31}		segundos
IODC	10			
t_{OC}	16	2^{4}	604 784	segundos
a_{f2}	8*	2^{-55}		segundos/segundos^2
a_{f1}	16*	2^{-43}		segundos/segundos
a_{f0}	22*	2^{-31}		segundos

* Los parámetros así indicados son complemento de dos, con el bit de signo (+ o –) ocupando el MSB.
** Véase en la Figura B-6 la atribución completa de bits en la subtrama.
*** A no ser que se indique de otro modo en esta columna, los alcances eficaces son la distancia máxima obtenible con la atribución de bits indicada y el factor de escala.

Tabla B-3. Exactitud telemétrica del usuario

Índice URA	URA (metros)	URA nominal	IAURA correspondiente
0	0,00 < URA ≤ 2,40	**2m**	**2,40m**
1	2,40 < URA ≤ 3,40	**2,8m**	**3,40m**
2	3,40 < URA ≤ 4,85	**4m**	**4,85m**
3	4,85 < URA ≤ 6,85	**5,7m**	**6,85m**
4	6,85 < URA ≤ 9,65	**8m**	**9,65m**
5	9,65 < URA ≤ 13,65	**11,3m**	**13,65m**

6	13,65 < URA ≤ 24,00	**16m**	**24,00m**
7	24,00 < URA ≤ 48,00	**32m**	**48,00m**
8	48,00 < URA ≤ 96,00	**64m**	**96,00m**
9	96,00 < URA ≤ 192,00	**128m**	**192,00m**
10	192,00 < URA ≤ 384,00	**256m**	**984,00m**
11	384,00 < URA ≤ 768,00	**512m**	**768,00m**
12	768,00 < URA ≤ 1 536,00	**1024m**	**1536,00m**
13	1 536,00 < URA ≤ 3 072,00	**2048m**	**3072,00m**
14	3 072,00 < URA ≤ 6 144,00	**4096m**	**6144,00m**
15	6 144,00 < URA (o no se dispone de predicción de exactitud - se informa a los usuarios del SPS que utilicen el SV a su propio riesgo)	No se dispone de predicción de exactitud - se informa a los usuarios del SPS que utilicen el SV a su propio riesgo	**N/A**

3.1.1.1.3.1.3 **FUNCIONALIDAD.** La indicación de funcionalidad de **6** bits del satélite transmisor proporcionada mediante los bits **17** a **22** de la palabra **3**. El **MSB** indicará un resumen de la funcionalidad de los datos de navegación, siendo:

a) **0** = todos los datos de navegación son válidos; y

b) **1** = algunos de los datos de navegación no son válidos.

Los **5 LSB** indicarán la funcionalidad de los componentes de señal de conformidad con **la Tabla B-X** de este **Reglamento**. La indicación de funcionalidad será proporcionada en relación con las capacidades de cada satélite según se ha diseñado mediante el código de configuración de proporcionado en la página 25 de la subtrama 4 de este **Reglamento.** Cualquier satélite que no tenga determinada capacidad se indicará como “en buen estado de funcionalidad” si la falta de esta capacidad es inherente a su diseño o ha sido configurada en un modo que es normal desde el punto de vista del receptor y que no requiere tal capacidad. Se presentarán en las subtramas **4** y **5** los datos adicionales de funcionalidad.

Nota.- *Los datos proporcionados en la subtrama **1** pueden ser distintos de los indicados en las subtramas **4** ó **5** de otros satélites puesto que los últimos pueden haber sido actualizados a una hora distinta.*

Tabla B-X. Códigos de funcionalidad de los componentes de señal de satélite

MSB				LSB	Indicación
0	0	0	0	0	TODAS LAS SEÑALES SATISFACTORIAS
1	1	1	0	0	EL SATÉLITE ESTÁ TEMPORALMENTE FUERA DE SERVICIO — no utilizar este satélite durante el paso actual
1	1	1	0	1	EL SATÉLITE ESTARÁ TEMPORALMENTE FUERA DE SERVICIO — usar con precaución
1	1	1	1	0	UNA O VARIAS SEÑALES ESTÁN DEFORMADAS*, SIN EMBARGO, LOS PARÁMETROS URA PERTINENTES SON VÁLIDOS
1	1	1	1	1	MÚLTIPLES ANOMALÍAS PRESENTES (diferentes a las anomalías o condiciones que producirían una de las dos salidas temporales de servicio del satélite codificadas arriba.)

Todas las demás combinaciones	EL SATÉLITE ESTÁ EXPERIMENTANDO PROBLEMAS DE MODULACIÓN DE CÓDIGO O DE TRANSMISIÓN DE NIVEL DE POTENCIA DE LA SEÑAL. Es posible que el usuario no pueda adquirir el satélite o que experimente problemas intermitentes de seguimiento si se adquiere el satélite.

*Deformadas significa que una o varias señales no cumplen con los requisitos del documento IS-GPS-200K, Sección 3.

3.1.1.1.3.1.4 Expedición de datos, reloj **(IODC).** Los bits **23** y **24** de la palabra **3** en la subtrama **1** serán los **2 MSB** del término **IODC** de **10** bits; los bits **1** a **8** de la palabra **8** de la subtrama **1** incluirán los **8 LSB** de la **IODC.** La **IODC** indicará el número de expedición del conjunto de datos. La **IODC** transmitida será distinta de cualquier valor transmitido por el satélite durante los **7** días precedentes.

Nota.- *La relación entre la **IODC** y la expedición de datos, efemérides **(IODE)** se define en **3.1.1.1.3.2.2** de este **Reglamento**.*

3.1.1.1.3.1.5 Diferencia de retardo de grupo estimada. Los bits **17** a **24** de la palabra **7** incluirán el término de corrección $\mathbf{T_{GD}}$**,** para tener en cuenta el efecto de la diferencia de retardo de grupo del satélite.

Nota.- T_{GD} *no incluye ningún código **C/A** a **P(Y)** relativo a error de retardo de grupo.*

3.1.1.1.3.1.6 **PARÁMETROS DE CORRECCIÓN DE RELOJ DE SATÉLITE**. Los bits **9** a **24** de la palabra **8,** los bits **1** a **24** de la palabra **9** y los bits **1** a **22** de la palabra **10** incluirán los parámetros que los usuarios necesitan para la corrección aparente del reloj de satélite **(t_{OC}, a_{f2}, a_{f1} y a_{f0}).**

3.1.1.1.3.1.7 **CAMPOS DE DATOS RESERVADOS**. Los campos de datos reservados serán los indicados en la Tabla **B-4** de este **Reglamento**. Todos los campos de datos reservados prestarán apoyo a la paridad válida dentro de sus respectivas palabras.

3.1.1.1.3.2 **SUBTRAMAS 2 Y 3 — DATOS DE EFEMÉRIDES DEL SATÉLITE**. Las subtramas **2** y **3** contendrán la representación de efeméride del satélite transmisor.

3.1.1.1.3.2.1 **PARÁMETROS DE EFEMÉRIDES**. Los parámetros de efemérides serán los indicados en la Tabla **B-5**. Para cada parámetro en las subtramas **2** y **3,** el número de bits, el factor de escala del **LSB**, el alcance y las unidades serán las especificadas en la Tabla **B-6** de este **Reglamento**.

3.1.1.1.3.2.2 **EXPEDICIÓN DE DATOS, EFEMÉRIDES (IODE).** La **IODE** será un número de **8** bits igual a los **8 LSB** de la **IODC** de **10** bits del mismo conjunto de datos. Se proporcionará la **IODE** en ambas subtramas **2** y **3** para fines de comparación con los **8 LSB** del término **IODC** en la subtrama **1.** Siempre que estos tres términos no coincidan, como resultado de un corte del conjunto de datos, se recopilarán nuevos datos. La **IODE** transmitida será distinta de cualquier valor transmitido por el satélite durante las seis horas precedentes **(Nota 1**). Cualquier cambio en los datos de las subtramas **2** y **3** se realizará en consonancia con un cambio en ambas palabras **IODE.** Ocurrirán cambios de los nuevos conjuntos de datos solamente en los límites horarios excepto para el primer conjunto de datos de una nueva carga. Además, el valor $\mathbf{t_{oe}}$, por lo menos el primer conjunto de datos transmitidos por un satélite después de una carga, será distinto del transmitido antes del cambio **(Nota 2).**

Tabla B-4. Campos de datos reservados de la subtrama 1

Palabra	Bit
3	11 - 12
4	1 - 24
5	1 - 24
6	1 - 24
7	1 - 16

Tabla B-5. Definiciones de datos de efemérides

M_0	Anomalía media a la hora de referencia
Δn	Diferencia media de movimiento respecto a valor calculado
e	Excentricidad
$\sqrt{A}$	Raíz cuadrada del semieje mayor
$OMEGA_0$	Longitud del nodo ascendente del plano orbital en la época de semana
i_0	Ángulo de inclinación a la hora de referencia
ω	Argumento de perigeo
OMEGADOT	Velocidad de ascensión a la derecha
iDOT	Cambio del ángulo de inclinación
C_{uc}	Amplitud del término de corrección armónica de coseno para el argumento de latitud
C_{us}	Amplitud del término de corrección armónica de seno para el argumento de latitud
C_{rc}	Amplitud del término de corrección armónica de coseno para el radio orbital
C_{rs}	Amplitud del término de corrección armónica de seno para el radio orbital
C_{ic}	Amplitud del término de corrección armónica de coseno para el ángulo de inclinación
C_{is}	Amplitud del término de corrección armónica de seno para el ángulo de inclinación
t_{oe}	Hora de referencia efemérides
IODE	Expedición de datos, efemérides

Tabla B-6. Parámetros de efemérides

Parámetro	Número de bits**	Factor de escala (LSB)	Gama efectiva***	Unidad
IODE	**8**			
C_{rs}	**16***	**2^{-5}**		**metro**
Δn	**16***	**2^{-43}**		**semicírculos/segundo**
M_0	**32***	**2^{-31}**		**semicírculos**
C_{uc}	**16***	**2^{-29}**		**radianes**
e	**32**	**2^{-33}**	**0,03**	**adimensional**
C_{us}	**16***	**2^{-29}**		**radianes**
$\sqrt{A}$	**32**	**2^{-19}**	**2530 a 8192**	**metros$^{1/2}$**
t_{oe}	**16**	**2^{4}**	**604 784**	**segundos**
C_{ic}	**16***	**2^{-29}**		**radianes**
$OMEGA_0$	**32***	**2^{-31}**		**semicírculos**
C_{is}	**16***	**2^{-29}**		**radianes**
i_0	**32***	**2^{-31}**		**semicírculos**
C_{rc}	**16***	**2^{-5}**		**metros**
ω	**32***	**2^{-31}**		**semicírculos**
OMEGADOT	**24***	**2^{-43}**	**$-6{,}33X10^{-7}$ a 0**	**semicírculos/segundo**
iDOT	**14***	**2^{-43}**		**semicírculos/segundo**

* Los parámetros aquí indicados son complemento de dos, con el bit de signo (+ o –) ocupando el MSB

** Véase en la Figura B-6 la atribución completa de bits en la subtrama.

*** A no ser que se indique de otro modo en esta columna, los alcances eficaces son la distancia máxima obtenible con la atribución de bits indicada y el factor de escala.

Nota 1.- *Los términos **IODE/IODC** proporcionan al receptor medios para detectar cualquier modificación en los parámetros de representación de efemérides/reloj.*

Nota 2.- *El primer conjunto de datos puede cambiar **(3.1.1.2.2** de este **Reglamento)** en cualquier momento durante la hora y por consiguiente, puede ser transmitido por el satélite para menos de **1 hora**.*

3.1.1.1.3.2.3 Intervalos de ajuste de curva. El bit 17 de la palabra 10 de la subtrama 2 será una bandera de "intervalo de ajuste" que indica el intervalo de ajuste de curva utilizado para determinar los parámetros de efemérides, como figura a continuación:

0 = 4 horas,

1 = mayor que 4 horas.

Una bandera de intervalo de ajuste de cero (0) indicará que el satélite se encuentra realizando operaciones normales. Una bandera de intervalo de ajuste de uno (1) indicará que el satélite se encuentra realizando operaciones ampliadas de corto o largo plazo.

3.1.1.1.3.3 **SUBTRAMAS 4 Y 5 — DATOS DE APOYO**. Se subconmutarán ambas subtramas **4** y **5**, **25** veces cada una. Con la posible excepción de las páginas "reservadas" y de repeticiones explícitas, en cada página se incluirán datos distintos en las palabras **3** a **10.** Las subtramas 4 y 5 contendrán los datos enumerados en la Tabla B-Y de este Reglamento.

Nota.- Las subtramas 4 y 5 de los satélites que radiodifunden los códigos PRN del 1 al 32 contienen datos de almanaque y funcionalidad de 32 satélites. Las subtramas 4 y 5 de los satélites que radiodifunden los códigos PRN de 33 a 63 contienen datos de almanaque y funcionalidad de 31 satélites únicamente. Los detalles completos sobre el contenido y las asignaciones de los bits de los datos de las subtramas 4 y 5 pueden consultarse en el documento IS-GPS-200K.

Tabla B-Y. Datos de las subtramas 4 y 5

Subtrama	Página(s)	Datos
4	1,6,11,16 y 21	Reservadas
	2,3,4,5,6,7,8,9 and 10*	Datos de almanaque
	12,19,20,22,23 and 24	Reservadas
	13	NMCT**
	14 and 15	Reservadas para uso del sistema
	17	Mensajes especiales**
	18	Datos ionosféricos y UTC
	25	Banderas A-S/ configuraciones de SV y funcionalidad del SV
5	1 a 24	Datos de almanaque
	25	Datos de funcionalidad del SV
* La página 10 de la subtrama 4 solo se envía desde satélites que radiodifunden los códigos del 1 al 32 (y contienen datos de almanaque para PRN 32); no la utilizan los satélites que radiodifunden los códigos PRN del 33 al 63.		
** Página no prevista para uso de la aviación.		

3.1.1.1.4 **CARACTERÍSTICAS DE LAS RADIOFRECUENCIAS (RF) DE LA SEÑAL L5**

3.1.1.1.4.1 Ruido de fase de portadora. La densidad espectral de ruido de fase de portadora de la portadora L5 no modulada será tal que un bucle de enganche de fase con anchura de banda de ruido unilateral de 10 Hz sea capaz de seguir la portadora con una exactitud media cuadrática de 0,1 radianes RMS.

3.1.1.1.4.2 Emisiones no esenciales. Las emisiones no esenciales en la banda estarán por lo menos 40 dB por debajo de la portadora L5 no modulada, en toda la anchura de banda por canal atribuida.

3.1.1.1.4.3 Pérdida de correlación. La pérdida de potencia de señal recuperada, debida a imperfecciones en la modulación de la señal L5 y la distorsión de la forma de onda, no excederá de 0,6 dB.

Nota.- *La pérdida de potencia de señal es la diferencia entre la potencia de radiodifusión en una anchura de banda atribuida y la potencia de señal recuperada por un receptor libre de ruidos y sin pérdidas, con una separación entre correladores de 1 chip y la misma anchura de banda.*

3.1.1.1.4.4 Componentes de la portadora L5. La L5 tendrá dos componentes de portadora modulados por trenes de bits separados: el código I5 y el código Q5 (véase la Tabla B-L5-1).

3.1.1.1.4.4.1 Las portadoras I5 y Q5 estarán en cuadratura en fase (dentro de ±100 milirradianes) y la portadora Q5 estará 90º atrás de la portadora I5.

Tabla B-L5-1. Fase de señal L5 compuesta transmitida**

Fase de señal nominal L5 compuesta*	Estado de código	
	I5	Q5
0°	0	0
-90°	1	0
+90°	0	1
180°	1	1
* Con respecto al estado de código 0, 0 con ángulos positivos precedentes y ángulos negativos atrás.		
** Basado en una composición con dos componentes de portadora L5 e igual potencia.		

3.1.1.1.4.5 Generación de códigos. El patrón de cada código I5i(t) y Q5i(t) de I5 y Q5 se formará mediante la suma Módulo 2 de dos configuraciones de bits ampliadas transmitidas a una tasa de 10,23 MHz, XA(t) y XBIi(nIi, t) o XA(t) y XBQi(nQi, t), siendo nIi y nQi los estados iniciales de XBIi y XBQi para el satélite i.

3.1.1.1.4.5.1 El código XA tendrá una longitud de 8 190 con condición inicial de todos “unos” recortándose en 1 chip antes de su finalización natural y reiniciándose por un período de 1 milisegundo (sincronizado con el código C/A de la frecuencia L1) para un total de 10 230 chips.

3.1.1.1.4.5.2 Los códigos XBIi y XBQi serán códigos de longitud 8 191 con las condiciones iniciales especificadas en IS-GPS-705F, Tablas 3-Ia y Ib. Los ciclos de los códigos XBIi y XBQi no se acortarán y se reiniciarán por un período de 1 milisegundo para un total de 10 230 chips.

3.1.1.1.4.5.3 Los polinomios generadores para el código XA y los códigos XBIi y XBQi serán:

a) XA: X13 + X12 + X10 + X9 + 1; y

b) XBIi and XBQi: X13 + X12 +X8 + X7 + X6 + X4 + X3 + X + 1.

Nota.- *En las especificaciones de interfaz del GPS, IS-GPS-705F, se incluyen detalles adicionales sobre asignaciones de fases de códigos.*

3.1.1.1.4.6 Modulación de datos de navegación. El tren de bits de datos de navegación (CNAV) de L5 se codificará a una tasa de 2 símbolos por bit mediante un código convolucional limitado a una longitud de 7 para producir 100 símbolos por segundo (sps). Los 100 símbolos por segundo luego se modularán (adición Módulo 2) con el

código de 10 bits Newman-Hofman “0000110101” transmitido a 1 kHz. La secuencia de símbolos resultante se adicionará en Módulo 2 con el código PRN de I5 y se empleará para modular la portadora L5 en fase.

3.1.1.1.4.7 Temporización de la señal. El código XA se sincronizará con el código C/A de la frecuencia L1. Los códigos XBIi y XBQi se sincronizarán con el código XA.

3.1.1.1.4.8 Diferencia de retardo de grupo. El valor absoluto del retardo diferencial medio entre las señales L1 y L5 radiadas no será mayor que 30,0 nanosegundos. La variación total con respecto a la media (variaciones aleatorias y no aleatorias) no será mayor que 3,0 nanosegundos (probabilidad del 95 %).

Nota.- *Las correcciones entre señales (ISC) se proporcionan en los datos de navegación para corregir el componente sistemático del retardo diferencial.*

3.1.1.1.5 ESTRUCTURA DE DATOS DE L5

3.1.1.1.5.1 Corrección de errores sin canal de retorno. El tren de bits CNAV de L5 tendrá codificación convolucional a una tasa de ½ con código de corrección de errores sin canal de retorno (FEC) limitado a una longitud de 7.

3.1.1.1.5.2 Estructura de datos de navegación. Los datos CNAV de L5 se proporcionarán en una serie de mensajes de 300 bits de longitud con duración de seis segundos.

3.1.1.1.5.2.1 Cada mensaje contendrá un bloque de paridad de verificación por redundancia cíclica (CRC) de 24 bits protegiendo todo el mensaje de 300 bits.

3.1.1.1.5.2.2 Cada mensaje constará de los siguientes campos ordenados: un preámbulo de 8 bits (“10001011”), el número PRN de 6 bits del satélite transmisor, una ID de tipo de mensaje de 6 bits (de 0 a 63), el mensaje de 17 bits de la cuenta de hora de la semana (TOW), una bandera de alerta de 1 bit (bit 38), el campo de datos (238 bits), y el bloque de paridad CRC de 24 bits.

3.1.1.1.5.2.3 La cuenta de TOW multiplicada por 6 proporcionará la hora del satélite en segundos al inicio del siguiente mensaje de 6 segundos.

3.1.1.1.5.2.4 El bit 38 será una bandera de “alerta” en la que el valor “1” indica que los componentes de la señal URA pueden estar en peores condiciones que lo indicado en los tipos de mensaje asociados y que el usuario asume el riesgo de utilizar la señal.

3.1.1.1.6 CONTENIDO DE LOS DATOS CNAV DE L5

3.1.1.1.6.1 Tipos de mensajes CNAV. Los datos CNAV radiodifundidos por L5 contendrán los tipos de mensajes enumerados en la Tabla B-L5-2.

Nota.- *Para obtener más detalles sobre el contenido y la aplicación de los datos que contiene cada tipo de mensaje se puede consultar el documento IS-GPS-705F.*

Tabla B-L5-2. Tipos de mensajes CNAV

Tipo de mensaje	Contenido
0	Mensaje por defecto (vacío)
10	Parámetros de efemérides, exactitud, funcionalidad
11	Parámetros de efemérides, exactitud, funcionalidad
30	Reloj del SV, exactitud, ionosfera, retardo de grupo
31	Reloj del SV, exactitud, almanaque
32	Reloj del SV, exactitud, parámetros de orientación de la Tierra
33	Reloj del SV, exactitud, parámetros UTC
34	Reloj del SV, exactitud, parámetros de corrección diferencial
35	Reloj del SV, exactitud, desplazamiento horario GPS/GNSS

36	Reloj del SV, exactitud, mensajes de texto
37	Reloj del SV, exactitud, almanaque Midi, midi almanac

3.1.1.1.6.2 EL mensaje tipo 10 contendrá el componente dependiente de la elevación (ED) del índice de exactitud telemétrica del usuario (URA_{ED}) correspondiente al error máximo dependiente de la elevación previsto para el ajuste de curva de efemérides actual para el emplazamiento menos favorable en el área de proyección del satélite.

Nota.- *En el mejor emplazamiento dentro del área de proyección del satélite (es decir, nominalmente directamente debajo del satélite a lo largo de su vector nadir), el URA_{ED} es cero (véase la Tabla B-L5-3).*

3.1.1.1.6.3 Los tipos de mensaje de 30 a 37 contendrán los índices del componente URA no dependientes de la elevación URA (NED): índice URA_{NED0}, índice URA_{NED1} e índice URA_{NED2}, respectivamente, para el satélite transmisor.

El valor URANED0 estará relacionado con el índice URANED0 según la Tabla B-L5-4.

El valor URANED1 estará relacionado con el índice URANED1 como:

$$URA_{NED1} = \frac{1}{2^N}$$

Donde

$$N = 14 + indice\ URA_{NED1}$$

El valor URANED2 estará relacionado con el índice URANED2 como:

$$URA_{NED1} = \frac{1}{2^N}$$

Donde

$$N = 28 + indice\ URA_{NED2}$$

Nota.- *URAED, URANED0, URANED1 y URANED2 se utilizan para calcular la URA de integridad asegurada (IAURA)*.

Tabla B-L5-3. Exactitud telemétrica del usuario dependiente de la elevación URAED

Índice URAED	URAED (m)
15	6 144,00 < URA_{ED} (sin predicción de exactitud)
14	3 072,00 < URA_{ED} ≤ 6 144,00
13	1 536,00 < URA_{ED} ≤ 3 072,00
12	768,00 < URA_{ED} ≤ 1 536,00
11	384,00 < URA_{ED} ≤ 768,00
10	192,00 < URA_{ED} ≤ 384,00
9	96,00 < URA_{ED} ≤ 192,00
8	48,00 < URA_{ED} ≤ 96,00
7	24,00 < URA_{ED} ≤ 48,00
6	13,65 < URA_{ED} ≤ 24,00
5	9,65 < URA_{ED} ≤ 13,65
4	6,85 < URA_{ED} ≤ 9,65

3	$4{,}85 < URA_{ED} \leq 6{,}85$
2	$3{,}40 < URA_{ED} \leq 4{,}85$
1	$2{,}40 < URA_{ED} \leq 3{,}40$
0	$1{,}70 < URA_{ED} \leq 2{,}40$
-1	$1{,}20 < URA_{ED} \leq 1{,}70$
-2	$0{,}85 < URA_{ED} \leq 1{,}20$
-3	$0{,}60 < URA_{ED} \leq 0{,}85$
-4	$0{,}43 < URA_{ED} \leq 0{,}60$
-5	$0{,}30 < URA_{ED} \leq 0{,}43$
-6	$0{,}21 < URA_{ED} \leq 0{,}30$
-7	$0{,}15 < URA_{ED} \leq 0{,}21$
-8	$0{,}11 < URA_{ED} \leq 0{,}15$
-9	$0{,}08 < URA_{ED} \leq 0{,}11$
-10	$0{,}06 < URA_{ED} \leq 0{,}08$
-11	$0{,}04 < URA_{ED} \leq 0{,}06$
-12	$0{,}03 < URA_{ED} \leq 0{,}04$
-13	$0{,}02 < URA_{ED} \leq 0{,}03$
-14	$0{,}01 < URA_{ED} \leq 0{,}02$
-15	$URA_{ED} \leq 0{,}01$
-16	Sin predicción de exactitud

Tabla B-L5-4. Exactitud telemétrica del usuario no dependiente de la elevación URANED0

Índice URAED	URA_{NED0} (m)
15	$6\,144{,}00 < URA_{NED0}$ (sin predicción de exactitud)
14	$3\,072{,}00 < URA_{NED0} \leq 6\,144{,}00$
13	$1\,536{,}00 < URA_{NED0} \leq 3\,072{,}00$
12	$768{,}00 < URA_{NED0} \leq 1\,536{,}00$
11	$384{,}00 < URA_{NED0} \leq 768{,}00$
10	$192{,}00 < URA_{NED0} \leq 384{,}00$
9	$96{,}00 < URA_{NED0} \leq 192{,}00$
8	$48{,}00 < URA_{NED0} \leq 96{,}00$
7	$24{,}00 < URA_{NED0} \leq 48{,}00$
6	$13{,}65 < URA_{NED0} \leq 24{,}00$
5	$9{,}65 < URA_{NED0} \leq 13{,}65$
4	$6{,}85 < URA_{NED0} \leq 9{,}65$
3	$4{,}85 < URA_{NED0} \leq 6{,}85$

2	3,40 < URA $_{NED0}$ ≤ 4,85
1	2,40 < URA $_{NED0}$ ≤ 3,40
0	1,70 < URA $_{NED0}$ ≤ 2,40
-1	1,20 < URA $_{NED0}$ ≤ 1,70
-2	0,85 < URA $_{NED0}$ ≤ 1,20
-3	0,60 < URA $_{NED0}$ ≤ 0,85
-4	0,43 < URA $_{NED0}$ ≤ 0,60
-5	0,30 < URA $_{NED0}$ ≤ 0,43
-6	0,21 < URA $_{NED0}$ ≤ 0,30
-7	0,15 < URA $_{NED0}$ ≤ 0,21
-8	0,11 <URA $_{NED0}$ ≤ 0,15
-9	0,08 < URA $_{NED0}$ ≤ 0,11
-10	0,06 < URA $_{NED0}$ ≤ 0,08
-11	0,04 < URA $_{NED0}$ ≤ 0,06
-12	0,03 < URA $_{NED0}$ ≤ 0,04
-13	0,02 < URA $_{NED0}$ ≤ 0,03
-14	0,01 < URA $_{NED0}$ ≤ 0,02
-15	URA $_{NED0}$ ≤ 0,01
-16	Sin predicción de exactitud

3.1.1.2 DEFINICIÓN DE LOS PROTOCOLOS PARA LA APLICACIÓN DE DATOS

Nota. — *En esta sección se definen las relaciones mutuas de los parámetros de mensaje para radiodifusión de datos. Se proporcionan las definiciones de los parámetros no transmitidos, pero utilizados por elementos y que no son de aeronave, que son de aeronave o en ambos casos y que definen términos aplicados a determinar la solución de navegación y su integridad*.

3.1.1.2.1 PROTOCOLOS GPS PARA USUARIOS DE LA SEÑAL L1 DE FRECUENCIA ÚNICA

3.1.1.2.1.1 Algoritmo de paridad. Los algoritmos de paridad GPS se definen según lo indicado en la **Tabla B-14**.

3.1.1.2.1.2 Parámetros de corrección de reloj de satélite. La hora t del sistema GPS se define como:

$$t = t_{sv} - (\Delta t_{sv})_{L1}$$

Donde:

t = hora del sistema GPS (corregida respecto a cruces al principio y al final de la semana);

t_{sv} = hora de satélite al transmitir el mensaje;

$(\Delta t_{sv})_{L1}$ = esplazamiento de fase del código PRN del satélite;

$(\Delta t_{sv})_{L1} = a_{f0} + a_{f1}(t - t_{oc}) + a_{f2}(t - t_{oc})^2 + \Delta t_r - T_{GD}$

Donde:

a_{f0}, a_{f1} and a_{f2} y t_{oc} están incluidos en la subtrama 1; y

Δt_r = el término de corrección relativística (segundos)

Δt_r = $Fe\sqrt{A}\sin E_k$

Donde:

e y A se incluyen en las subtramas 2 y 3;
E_K definido en la Tabla B-15; y

$$F = \frac{-2(\mu)^{1/2}}{c^2} = -4.442807699(10)^{-10} s/m^{1/2}$$

Donde:

μ = WGS-84 es el parámetro universal de gravitación (3,986005 × 10^{14} m^3/s^2)

c = es la velocidad de la luz en el vacío (2,99792458 × 10^8 m/s)

Nota.- *El valor de t tiene por objeto responder por los cruces al principio y al final de la semana. Es decir, si la cantidad t-toc es mayor que 302 400 s, hay que restar 604 800 s de t. Si la cantidad t-toc es menor que –302 400 s, hay que sumar 604 800 s a t.*

3.1.1.2.1.3 Posición del satélite. Se define la posición actual del satélite (X_k, Y_k, Z_k) según lo indicado en la **Tabla B-15**.

3.1.1.2.1.4 Corrección ionosférica. Se definirá la corrección ionosférica ($T_{iono,L1}$) de la forma siguiente:

$$T_{iono,L1}\begin{cases} F \times \left[5.0 \times 10^{-9} + AMP\left(1 - \frac{X^2}{2} + \frac{X^4}{24}\right)\right] & , |X| < 1.57 \\ F \times \left(5.0 \times 10^{-9}\right) & , |X| \geq 1.57 \end{cases} (segundos)$$

Siendo:

$$AMP = \begin{cases} \sum_{n=0}^{3} \alpha_n \phi_m^n, & AMP \geq 0 \\ \text{si } AMP < 0, & AMP = 0 \end{cases} \text{ (segundos)}$$

$$x = \frac{2\pi(t - 50\,400)}{PER}, \text{ (radianes)}$$

$$PER = \begin{Bmatrix} \sum_{n=0}^{3} \beta_n \phi_m^n, & PER \geq 72\,000 \\ \text{si } PER < 72\,000,\ PER = 72\,000 \end{Bmatrix} \text{ (segundos)}$$

$$F = 1{,}0 + 16{,}0[0{,}53 - E]^3$$

α_n y β_n son las palabras de datos transmitidas por el satélite con n = 0, 1, 2 y 3

$$\phi_m = \phi_i + 0{,}064 \cos(\lambda_i - 1{,}617) \text{ (semicírculos)}$$

$$\lambda_i = \lambda_u + \frac{\psi \operatorname{sen} A}{\cos\phi_i} \text{ (semicírculos)}$$

$$\bar{\phi}_i = \phi_u + \psi \cos A \text{ (semicírculos)}$$

$$\phi_i = \begin{Bmatrix} \phi_i = \bar{\phi}_i \text{ si } |\bar{\phi}_i| \leq 0{,}416 \\ \phi_i = +0{,}416 \text{ si } \bar{\phi}_i > 0{,}416, \\ \phi_i = -0{,}416 \text{ si } \bar{\phi}_i < -0{,}416 \end{Bmatrix} \text{(semicírculos)}$$

$$\psi = \frac{0{,}0137}{E + 0{,}11} - 0{,}022 \text{ (semicírculos)}$$

t = $4{,}32 \times 10^4$ λ_i + GPS tiempo (segundos) siendo $0 \leq t < 86\,400$,
por consiguiente: si $t \geq 86\,400$ segundos, sustráiganse 86 400 segundos; y
si $t < 0$ segundos, añádanse 86 400 segundos
E = ángulo de elevación del satélite

3.1.1.2.1.4.1 Los términos utilizados en el cálculo del retardo ionosférico son los siguientes:

a. Términos transmitidos por satélite
   αn = los coeficientes de una ecuación cúbica que representan la amplitud del retardo vertica coeficientes = 8 bits cada uno) obtenidos de la página 18 de la subtrama 4
   βn = los coeficientes de una ecuación cúbica que representa el período del modelo (4 coeficientes = 8 bit cada uno) obtenidos de la página 18 de la subtrama 4
b. Términos generados por el receptor
   E = ángulo de elevación entre el usuario y satélite (semicírculos)
   A = ángulo de azimut entre el usuario y satélite, medido como positivo en sentido del reloj desde el norte verdadero (semicírculos)
   ϕ_u = latitud geodésica del usuario (semicírculos) WGS-84
   λ_u = longitud geodésica del usuario (semicírculos) WGS-84
   Hora GPS = hora del sistema calculada por receptor
c. Términos calculados
   x = fase (radianes)
   F = factor de oblicuidad (sin dimensión)
   t = hora local (segundos)
   ϕm = latitud geomagnética de la proyección en la tierra del punto de intersección ionosférica (altura media ionosférica supuesta de 350 km) (semicírculos)
   λi = longitud geomagnética de la proyección sobre la tierra del punto de intersección ionosférica (semicírculos)
   ϕi = latitud geomagnética de la proyección sobre la tierra del punto de intersección ionosférica (semicírculos)

ψ = ángulo central sobre la tierra en la posición del usuario y la proyección sobre la tierra del punto de intersección ionosférica (semicírculos)

3.1.1.2.2 PROTOCOLOS GPS PARA USUARIOS DE FRECUENCIA ÚNICA (L5) Y DE DOBLE FRECUENCIA (L1/L5)

3.1.1.2.2.1 Algoritmo de paridad. La palabra de CRC de CNAV se calculará hacia adelante empleando una semilla de 0. La secuencia de 24 bits (p1, p2,..., p24) se generará a partir de la secuencia de bits de información (m1, m2,..., m276) mediante el siguiente polinomio generador:

$$g(X) = \sum_{i=0}^{24} g_i^{X^i}$$

donde g_i = 1 para 0, 1, 3, 4, 5, 6, 7, 10, 11, 14, 17, 18, 23, 24, y
0 para el resto.

Nota.- En el documento IS-GPS-705F se podrán consultar todos los detalles del algoritmo de paridad CNAV.

3.1.1.2.2.2 Corrección de reloj de satélite. Se aplicará la sección 3.1.1.2.1.2.

Nota.— Se aplican términos adicionales a la corrección de reloj de satélite para los usuarios de L5 frecuencia única y de L1 y L5 de doble frecuencia como se indica en el párrafo 3.1.1.2.2.5.

3.1.1.2.2.3 Posición del satélite. La posición actual del satélite (Xk, Yk, Zk) se calculará conforme a lo indicado en la Tabla B-L5-5.

Nota.- Los parámetros de efemérides: toe, ΔA, Ȧ, Δn0, Δṅ0, M0-n, en, ωn, Ω0-n, ΔΩ̇, i0-n, i0-ṅ, Cis-n, Cic-n, Crs-n, Crc-n, Cus-n, and Cuc-n, se proporcionan en los de mensajes CNAV de tipo 10 y tipo 11.

3.1.1.2.2.4 Exactitud telemétrica del usuario con integridad asegurada (IAURA)

3.1.1.2.2.4.1 IAURA compuesta. El valor compuesto de IAURA será la RSS de un componente dependiente de la elevación (ED) y un componente no dependiente de la elevación (NED).

$$IAURA = \sqrt{(adjusted\ IAURA_{ED})^2 + IAURA_{NED}^2}$$

3.1.1.2.2.4.2 Estimación de exactitud dependiente de la elevación (ED). Se calculará un valor (en metros) ajustado de IAURA ED a partir del valor del límite superior de URAED obtenido del mensaje de tipo 10, Tabla B-L5-3, y la siguiente ecuación:

$$IAURA_{ED}\ ajustada = URA_{ED}(sin(E + 90))$$

Donde:

E el angulo de elvacion del satélite en grados (E≥0)

3.1.1.2.2.4.3 Estimación de exactitud no dependiente de la elevación (*NED*). El valor IAURA (en metros) no dependiente de la elevación se calculará a partir del valor del límite superior de URA_{NED0} mediante la siguiente ecuación:

$$IAURA_{NED} = URA_{NED0} + URA_{NED1} X (t - t_{op} + 604{,}800 X (WN - WN_{op})$$

Cuando $t - t_{op} + 604{,}800 \times (WN - WN_{op}) \leq 93{,}600$ segundos
Y

$$IAURA_{NED} = URA_{NED0} + URA_{NED1}X(t - t_{op} + 604{,}800X(WN - WN_{op}) + URA_{NED2}X(t - t_{op} + 604{,}800 \cdot (WN - 93{,}600)^2$$

Cuando $t - t_{op} + 604{,}800 \times (WN - WN_{op}) \leq 93{,}600$ segundos

Donde

t = hora del sistema GPS

WN, WNop, top, URANED0, URANED1, URANED2 se obtienen de los mensajes de tipos 10, 30 a 37, y de la Tabla B-L5-4.

3.1.1.2.2.5 Diferencia estimada de retardo de grupo de L5 para usuarios de frecuencia única

Nota.- Las diferencias sistemáticas entre señales para los usuarios de L1/L5 de doble frecuencia se corrigen mediante la seudodistancia libre de ionosfera como se describe en 3.1.1.2.2.7.

3.1.1.2.2.5.1 Para el usuario de L5 I5 de frecuencia única, la hora del reloj del satélite, con corrección de diferencias sistemáticas entre señales L1/L5, será la siguiente:

$$(\Delta t_{SV})_{L5I5} = \Delta t_{SV} - T_{GD} + ISC_{L5I5}$$

3.1.1.2.2.5.2 Para el usuario de L5 Q5 de frecuencia única, la hora del reloj del satélite, con corrección de diferencias sistemáticas entre señales L1/L5, será la siguiente:

$$(\Delta t_{SV})_{L5Q5} = \Delta t_{SV} - T_{GD} + ISC_{L5Q5}$$

Nota.- TGD, ISCL5I5 y ISCL5Q5 se proporcionan en el mensaje CNAV tipo 30.

3.1.1.2.2.6 Corrección ionosférica. Para L5, la corrección ionosférica de señal única definida en 3.1.1.2.1.4 se multiplicará por γ_{15}, ($T_{iono,L5} = \gamma_{15} T_{iono,L1}$), donde $\gamma_{15} = (f_{L1}/f_{L5})^2 = (1\,575.42/1\,176.45)^2 = (154/115)^2$.

3.1.1.2.2.7 Corrección ionosférica para usuarios de doble frecuencia L1/L5.

3.1.1.2.2.7.1 La seudodistancia libre de ionosfera para el usuario de doble frecuencia (L1 C/A y L5 I5) La seudodistancia libre de ionosfera para el usuario de doble frecuencia:

$$PR = \frac{\left(PR_{L5I5} - y_{15} PR_{L1_{/A}}\right) + \left(ISC_{L5I5} - y_{15} ISC_{L1C_{/A}}\right)}{1 - y_{15}} - cT_{GD}$$

Donde

PR = seudodistancia con corrección de efectos ionosféricos,

PRi = seudodistancia medida en el canal indicado por el subíndice,

ISCi = corrección entre señales para el canal indicado por el subíndice, proporcionado en el mensaje CNAV de tipo 30,

T_{GD} = corrección entre señales L1 P(Y) y L2 P(Y), proporcionadas en el mensaje CNAV de tipo 30

C = velocidad de la luz, y

$\gamma_{15} = (f_{L1}/f_{L5})^2 = (1\,575.42/1\,176.45)^2 = (154/115)^2$.

3.1 La seudodistancia libre de ionosfera para el usuario de doble frecuencia (L1 C/A y L5 Q5) será la siguiente:

4.1

$$PR = \frac{\left(PR_{L5Q5} - y_{15} PR_{L1_{/A}}\right) + \left(ISC_{L5Q5} - y_{15} ISC_{L1C_{/A}}\right)}{1 - y_{15}} - cT_{GD}$$

Donde

PR, PRi, ISCi, TGD, c y ɣ15 como se definen arriba.

Tabla B-L5-5. Elementos de los sistemas de coordenadas para los datos CNAV por L5

$t_k = t - t_{oe}$	Tiempo a partir de la época de referencia de efemérides*
$A_0 = A_{REF} + \Delta A$	Semieje mayor a la hora de referencia**
$A_k = A_0 + \dot{A} t_k$	Semieje mayor
$n_0 = \sqrt{\frac{\mu}{A_0^3}}$	Movimiento medio calculado
$\Delta n_A = \Delta n_0 + \frac{1}{2}\Delta \dot{n}_0 t_k$	Diferencia media de movimiento respecto al valor calculado
$n_A = n_0 + \Delta n_A$	Movimiento medio corregido
$M_k = M_0 + n_A t_k$	Anomalía media
$M_k = E_k - e_n \sin E_k$	Ecuación Kepler para anomalía excéntrica (puede resolverse por iteración)
$v_k = \tan^{-1}\left\{\frac{\sin v_k}{\cos v_k}\right\} = \tan^{-1}\left\{\frac{\sqrt{1-e^2}\sin E_k/(1 - e\cos E_k)}{(\cos E_k - e)/(1 - e\cos E_k)}\right\}$	Anomalía real
$E_k = \cos^{-1}\left\{\frac{e + \cos v_k}{1 + e\cos v_k}\right\}$	Anomalía excéntrica
$\phi_k = v_k + \omega$	Argumento de latitud
	Perturbaciones del segundo armónico
$\delta u_k = C_{us-n} \sin 2\phi_k + C_{uc-n} \cos 2\phi_k$	Corrección de argumento de latitud
$\delta r_k = C_{rs-n} \sin 2\phi_k + C_{rc-n} \sin 2\phi_k$	Corrección de radio
$\delta i_k = C_{is-n} \sin 2\phi_k + C_{ic-n} \cos 2\phi_k$	Corrección de inclinación
$u_k = \phi_k + \delta u_k$	Argumento de latitud corregido
$r_k = A_k(1 - e_n \cos E_k) + \delta r_k$	Radio corregido
$i_k = i_0 + \dot{i}_{0-n} t_k + \delta i_k$	Inclinación corregida
$x'_k = r_k \cos u_k$ $y'_k = r_k \sin u_k$	Posiciones en el plano orbital
$\dot{\Omega} = \dot{\Omega}_{REF} + \Delta\dot{\Omega}$	Velocidad de ascensión a la derecha***
$\Omega_k = \Omega_{0-n} + (\dot{\Omega} - \dot{\Omega}_e)t_k - \dot{\Omega}_e t_{oe}$	Longitud corregida del nodo ascendente
$x_k = x'_k \cos\Omega_k - y'_k \cos i_k \sin\Omega_k$ $y_k = x'_k \sin\Omega_k - y'_k \cos i_k \cos\Omega_k$ $z_k = y'_k \sin i_k$	Coordenadas geocéntricas, fijadas en la Tierra

* t es la hora del sistema GPS en el momento de la transmisión, es decir la hora GPS corregida respecto al tiempo de tránsito (distancia/velocidad de la luz). Además, t_k es la diferencia actual total de tiempo entre la hora t y la hora de época t_{oe}, y debe tener en cuenta los cruces al principio o al final de la semana. Es decir, si t_k es mayor que 302 400 segundos, hay que restar 604 800 segundos de t_k. Si t_k es menor que -302 400 segundos, hay que sumar 604 800 segundos a t_k.

** $A_{REF} = 26\,559\,710$ metros

*** $\dot{\Omega}_{REF} = -2.6 \times 10^{-9}$ semicírculos/segundo

3.1.1.3 ELEMENTOS DE AERONAVE

3.1.1.3.1 RECEPTOR GPS

3.1.1.3.1.1 Reservado

3.1.1.3.1.2 Seguimiento por satélite. El receptor proporcionará la función de seguimiento continuo de un mínimo de cuatro satélites y generará una solución de posición basada en estas mediciones.

3.1.1.3.3 **Desplazamiento Doppler.** El receptor será capaz de compensar los efectos del desplazamiento Doppler dinámico en la fase de portadora de señales SPS nominal y en las mediciones de código C/A. El receptor compensará el desplazamiento Doppler que es exclusivo para la aplicación prevista.

3.1.1.3.4 **Resistencia a interferencias.** El receptor satisfará los requisitos de resistencia a interferencias especificados en el Capítulo 3, 3.7.

3.1.1.3.5 **Aplicación de datos de reloj y de efemérides.** El receptor se asegurará de que se están utilizando los datos correctos de efemérides y de reloj antes de proporcionar cualquier solución acerca de la posición. El receptor vigilará los valores IODC y valores IODE y actualizará los datos de efemérides y de reloj basándose en una modificación detectada de uno o ambos de estos valores. El receptor SPS utilizará los datos de reloj y de efemérides con los valores correspondientes IODC e IODE para determinados satélites.

3.1.1.4 Hora

La hora GPS se dará por referencia a UTC (según lo mantenido por el observatorio naval EUA) siendo el punto y tiempo cero definidos como la medianoche en la noche del 5 de enero de 1980/mañana del 6 de enero de 1980. La unidad mayor utilizada para indicar la hora GPS será 1 semana, definida como 604 800 segundos. Se mantendrá la escala de tiempo GPS dentro de un microsegundo de UTC (módulo de un segundo) después de la corrección respecto al número entero de diferencia de salto de segundos. Los datos de navegación contendrán los datos requeridos para relacionar la hora GPS con UTC.

3.1.2 CANAL DE EXACTITUD NORMAL (CSA)(L1/L3) DEL SISTEMA MUNDIAL DE NAVEGACIÓN POR SATÉLITE (GLONASS) (L1)

Nota.- *En esta sección el término **GLONASS** se refiere a todos los satélites en la constelación. Las normas relacionadas exclusivamente con los satélites **GLONASS-M** se califican en la forma correspondiente.*

3.1.2.1 ELEMENTOS AJENOS A LA AERONAVE

3.1.2.1.1 CARACTERÍSTICAS RF DE L10F (SERVICIO ABIERTO DE FDMA EN L1)

Nota.- *En el documento GLONASS Navigational radiosignal in bands L1, L2 Interface Control (GLONASS Señal de radio de navegación en las bandas L1, L2, documento de control de interfaz) (Edición 5.1), 2008 (en adelante denominada "GLONASS FDMA ICD") se proporciona información adicional relativa a las características RF L10F.*

3.1.2.1.1.1 **Frecuencias portadoras.** Los valores nominales de las frecuencias portadoras **L1** serán los definidos mediante las siguientes expresiones:

$$f_{k1} = f_{01} + k\Delta f_1$$

siendo:

k **= —7, …, 0, 1, ...,** 6 son números de portadora (canales de frecuencias) de las señales transmitidas por los satélites **GLONASS** en la subbanda **L1**;

f_{01} **= 1 602 MHz; y**

Δf_1 **= 0,5625 MHz**.

Las frecuencias portadoras se obtendrán de forma coherente a partir de una norma común de hora/frecuencia a bordo. El valor nominal de la frecuencia, según se observa en tierra, será igual a **5,0 MHz**. La frecuencia portadora de un satélite **GLONASS** estará dentro de **±2 x 10^{-11}** relativo a su valor nominal f_K**.**

Nota 1.- *Los valores nominales de las frecuencias portadoras para números de portadora* ***k*** *se presentan en la Tabla* ***B 16*** *de este* ***Reglamento.***

Nota 2.- *Para los satélites de* ***GLONASS M*** *las señales de navegación del canal de exactitud normal* ***(CSA) L2*** *ocuparán la anchura de banda* ***1 242,9375 — 1251,6875 MHz ±0,511 MHz*** *según lo definido mediante la expresión siguiente*:

$$f_{k2} = f_{02} + k\Delta f2,$$

$$f_{02} = 1\ 246\ MHz;\ \Delta_{f2} = 0{,}4375\ MHz.$$

Para cualquier valor dado de **k** la relación de frecuencias portadoras en las subbandas de **L1 y L2** será igual a:

$$\frac{f_{k2}}{f_{k1}} = \frac{7}{9}$$

3.1.2.1.1.2 **Ruido de fase de portadora**. La densidad espectral de ruido de fase de la portadora no modulada será de tal modo que un bucle enganchado en fase de **10 Hz** con una anchura de banda de ruido unilateral proporciona la exactitud de seguimiento de fase de portadora que no se a peor que **0,1 radianes (1 sigma).**

3.1.2.1.1.3 **Generación de código pseudo aleatorio del GLONASS**. El código telemétrico pseudo aleatorio será una secuencia de **511** bits que sirve de muestreo a la salida de la séptima etapa de un registro de fase de **9** etapas. El vector de inicialización para generar esta secuencia será **"111111111".** El polinomio generador que corresponde al registro de desplazamiento de 9 etapas será:

$$G(x) = 1 + x^5 + x^9.$$

Tabla B-16. Frecuencias portadoras L1

Número de portadora	H^A_n (véase 3.2.1.3.4)	Valor nominal de la frecuencia en la subbanda L1, (MHz)
06	6	1 605,3750
05	5	1 604,8125
4	4	1 604,2500
3	3	1 603,6875
2	2	1 603,1250
1	1	1 602,5625
0	0	1 602,0000
–1	31	1 601,4375
–2	30	1 600,8750
–3	29	1 600,3125
–4	28	1 599,7500
–5	27	1 599,1875
–6	26	1 598,6250
–7	25	1 598,0625

3.1.2.1.1.4 **Emisiones no esenciales.** La potencia de la señal **RF** transmitida fuera de la anchura de banda atribuida al **GLONASS** no será de más ¡e **!40 dB** respecto a la potencia de portadora no modulada.

Nota 1.- *Los satélites del* ***GLONASS****, lanzados durante el periodo de* ***1998 a 2005*** *y después, utilizan filtros que restringen las emisiones fuera de banda al límite de interferencia perjudicial que figura en la Recomendación* ***ITU R RA.769*** *para la banda de* ***1660 — 1670 MHz****.*

Nota 2.- *Los satélites del **GLONASS,** lanzados después de **2005,** utilizan filtros, que restringen las emisiones fuera de banda al límite de interferencia perjudicial que figura en la Recomendación **ITU R RA.769** para las bandas de **1 610,6 — 1 613,8 MHz y 1 660 — 1 670 MHz.***

3.1.2.1.1.5 **Pérdida de correlación**. La pérdida de la potencia de señal recuperada debido a imperfecciones en la modulación de la señal y en la distorsión de forma de onda no excederá de **0,8 dB.**

Nota.- *La pérdida de potencia de señal es la diferencia entre la potencia de radiodifusión en una anchura de banda de **1,022 MHz** y la potencia de señal recuperada por un receptor libre de ruidos y sin pérdidas con un espaciado de correlador de **1** elemento y una anchura de banda de **1,022 MHz.***

3.1.2.1.2 **ESTRUCTURA DE DATOS L10F (SERVICIO ABIERTO DE FDMA EN L1)**

***Nota.-** En el documento GLONASS FDMA ICD se proporciona información adicional relativa a la estructura de datos.*

3.1.2.1.2.1 **Generalidades.** Se transmitirá el mensaje de navegación como una configuración de datos digitales que se codifican mediante el código Hamming y se transforman a código relativo. Estructuralmente la configuración de datos se generará como supertramas continuamente repetidas. La supertrama constará de tramas y las tramas constarán de cadenas. Los límites de cadenas, tramas y supertramas de los mensajes de navegación de distintos satélites **GLONASS** estarán sincronizados dentro de **2** milisegundos.

3.1.2.1.2.2 **Estructura de supertrama**. La supertrama tendrá una duración de **2,5** minutos y constará de **5** tramas. Dentro de cada supertrama, se transmitirá un contenido total de información no inmediata (almanaque para **24** satélites **GLONASS**).

Nota.- *La estructura de supertrama con indicación de los números de tramas en la supertrama y los números de cadena en las tramas se proporciona en la Figura **B-7** de este **Reglamento.***

3.1.2.1.2.3 **Estructura de trama.** Cada trama será de una duración de **30** segundos y constará de **15** cadenas. Dentro de cada trama se transmitirá el contenido total de información inmediata (parámetros de efemérides y de hora) para determinado satélite y una parte de la información no inmediata (almanaque). Las tramas **1** a **4** incluirán la parte de almanaque para **20** satélites (**5** satélites por trama) y la trama **5** incluirá el resto del almanaque para **4** satélites. El almanaque de un satélite ocupará dos cadenas.

Nota.- *En las Figuras **B 8 y B 9** de este **Reglamento** se indican las estructuras de tramas.*

3.1.2.1.2.4 **Estructura de cadenas**. Cada cadena tendrá una duración de **2** segundos y contendrá los elementos binarios de datos y la marcación de tiempo. Durante los últimos **0,3** segundos dentro de este intervalo de **2** segundos (al final de cada cadena) se transmitirá la marcación de tiempo. La marcación de tiempo (secuencia seudoaleatoria abreviada), constará de **30** elementos con una duración temporal de cada elemento de **10** milisegundos y con la siguiente secuencia:

1 1 1 1 1 0 0 0 1 1 0 1 1 1 0 1 0 1 0 0 0 0 1 0 0 1 0 1 1 0.

Durante los primeros **1,7** segundos dentro de este intervalo de **2** segundos (al principio de cada cadena), se transmitirán en formato bit binario **85** bits de datos (cada bit de datos de una duración de **20** milisegundos). Se aumentarán de derecha a izquierda los números de bits en las cadenas. Se transmitirán junto con los bits de información (posición de bits **9** a **84**) los bits de verificación de código Hamming **(KX)** (posición de bits **1** a **8**). El código Hamming tendrá una longitud de código de **4.** Se separarán los datos de una cadena de los datos de las cadenas

adyacentes mediante la marcación de tiempo **(MB)**. Se registrarán las palabras de datos mediante el **MSB** más adelante. En cada posición de bits de cadena, **85** se colocará un elemento inactivo **("0")** y se transmitirá en primer lugar.

3.1.2.1.2.4.1 **Cadenas 1 a 4.** La información que figure en las cadenas **1** a **4** de cada trama corresponderá al satélite desde el que se transmitió. No se modificará esta información dentro de la supertrama.

3.1.2.1.2.4.2 **Cadena 5 a 15.** Las cadenas **5** a **15** de cada trama incluirán el almanaque **GLONASS** para **4 ó 5** satélites. Se repetirá la información que figura en la cadena quinta de cada trama de la supertrama.

Nota.- ***En la Figura B-10 se presenta la estructura de cadenas.***

3.1.2.1.3 CONTENIDO DE DATOS L10F (SERVICIO ABIERTO DE FDMA EN L1)

Nota.- *En el documento GLONASS FDMA ICD se proporciona información adicional relativa al contenido de datos.*

3.1.2.1.3.1 **Parámetros de efemérides y de hora.** Los parámetros de efemérides y de hora serán los siguientes:

M = número de cadena dentro de la trama;

$\mathbf{t_K}$ = la hora por referencia al principio de la trama dentro del día actual. Se calcula de conformidad con la escala temporal del satélite. El número entero de horas transcurridas desde el principio del día actual se registra en los **5 MSB**. El número entero de minutos transcurridos desde el principio de la hora actual se registra en los **6** bits siguientes. El número de intervalos de **30** segundos transcurridos desde el principio del minuto actual se registra en el **LSB** uno. El principio del día de conformidad con la escala temporal del satélite coincide con el principio de la supertrama recurrente;

$\mathbf{t_b}$ = un índice de intervalo de tiempo dentro del día actual de conformidad con **UTC(SU) + 03 horas 00 min**. Los datos inmediatos transmitidos dentro de la trama se dan por referencia al centro de $\mathbf{t_b}$**.** La duración del intervalo de tiempo y, por consiguiente, el valor máximo de $\mathbf{t_b}$ depende del valor de la bandera **P1**;

$\mathbf{J_n(t_b)}$ = desviación relativa del valor previsto de frecuencia portadora del satélite **n** a partir del valor nominal al instante **tb**, es decir:

$$\mathbf{J_n(t_b) = \frac{f_n(t_b) - f_{Hn}}{f_{Hn}}},$$

siendo:

$\mathbf{f_n(t_b)}$ = la frecuencia pronosticada de los relojes del satélite n al instante $\mathbf{t_b}$**;**

$\mathbf{f_{Hn}}$ = el valor nominal de la frecuencia de los relojes de satélite n;

$\mathbf{lJ_n(t_b)}$ = la corrección del tiempo $\mathbf{t_n}$ del satélite n relativo al tiempo $\mathbf{t_c}$ **del GLONASS**, en el instante $\mathbf{t_b}$**,** es decir: $\mathbf{W_n(t_b) = t_c(t_b) - t_n(t_b)}$**;**

$\mathbf{x_n\,(t_b), y_n\,(t_b), z_n\,(t_b)}$ = las coordenadas del satélite n en el sistema de coordenadas **PZ-90** en un instante $\mathbf{t_b}$**;**

$\mathbf{\dot{x}_n\,(t_b), \dot{y}_n\,(t_b), \dot{z}_n\,(t_b)}$ = los componentes del vector de la velocidad del satélite n en el sistema de coordenadas **PZ-90** en el instante $\mathbf{t_b}$**;**

$\mathbf{\ddot{x}_n\,(t_b), \ddot{y}_n\,(t_b), \ddot{z}_n\,(t_b)}$ = los componentes del vector de aceleración del satélite n en el sistema de coordenadas **PZ-90** en el instante $\mathbf{t_b}$**,** que han sido el efecto del sol y de la luna;

E_n = indicación de la "edad" de la información inmediata que es un intervalo de tiempo transcurrido desde el instante de su cálculo (carga ascendente) hasta el instante t_b para el satélite n;

B_n = la bandera de funcionalidad. Valores superiores a **3** indican el hecho de mal funcionamiento de determinados satélites;

P1 = una bandera indicando el intervalo de tiempo entre el valor actual y el previo de los parámetros t_b en minutos según lo indicado a continuación:

P1	**Intervalo de tiempo entre valores adyacentes de t_b en minutos**
0	**0**
1	**30**
10	**45**
11	**60**

P2 = una bandera indicando si el valor de t_b es impar o par. Un valor de **"1**" indica un intervalo de **30** minutos de transmitir información de servicio **(t_b = 1, 3, 5 …),** un valor de **"0"** indica un intervalo de **60** minutos de transmitir información de servicio **(t_b = 2, 6, 10 …);**

P3 = una bandera indicando el número de satélites respecto a los cuales se transmite un almanaque dentro de una trama determinada. **"1"** corresponde a **5** satélites y **"0"** corresponde a **4** satélites; y

'Wn = la diferencia de tiempo entre la señal **RF** de navegación transmitida en la subbanda **L2** y la señal **RF** de navegación transmitida en la subbanda **L1** por determinado satélite:

$$'W_n = t_{f2} - t_{f1}$$

siendo t_{f1}, t_{f2} los retardos de equipo en las subbandas **L1 y L2** respectivamente, expresados en unidades de tiempo.

3.1.2.1.3.2 **Parámetros de efemérides y de hora**. Los parámetros de efemérides y de hora serán los indicados en la Tabla **B-17** de este **Reglamento**. Para las palabras cuyos valores numéricos pueden ser positivos o negativos, el **MSB** será el bit de signo. El elemento **"0"** corresponderá al signo **"+"** y el elemento **"1**" corresponderá al signo **"—".**

3.1.2.1.3.3 **Disposición de los parámetros de efemérides y de hora.** La disposición de los parámetros de efemérides y de hora dentro de una trama será la indicada en la Tabla **B-18** de este **Reglamento**.

3.1.2.1.3.4 **Parámetros de almanaque**. Los parámetros de almanaque serán los siguientes:

A = índice que indica la relación de este parámetro con el almanaque;

M^A_n = índice de las modificaciones del satélite n^A**; "00"** indica un satélite **GLONASS, y "01"** indica un satélite **GLONASS-M;**

W_c = corrección de escala de tiempo **GLONASS** a **UTC(SU).** Se da la

corrección $\mathbf{W_c}$ en el instante del día $\mathbf{N^A}$;

$\mathbf{N^A}$ = número de día de calendario dentro del período de **4** años que empieza en un año bisiesto. La corrección $\mathbf{W_c}$ y otros datos de almanaque (almanaque de órbitas y almanaque de fases) están relacionados con este número de día;

$\mathbf{n^A}$ = número de intervalo ocupado por el satélite **n;**

$\mathbf{H^An}$ = número de canal de una frecuencia portadora de satélite $\mathbf{n^A}$ (véase la Tabla **B-16** de este **Reglamento);**

Tabla B-17. Parámetros de efemérides y de hora

Parámetro	Número de bits	Factor de escala (LSB)	Alcance efectivo	Unidades
m	4	1		sin dimensión
	5	1	0 a 23	horas
t_k	6	1	0 a 59	minutos
	1	30	0 ó 30	segundos
t_b	7	15	15...1 425	minutos
$\gamma_n(t_b)$	11	2^{-40}	$\pm 2^{-30}$	sin dimensión
$\tau_n(t_b)$	22	2^{-30}	$\pm 2^{-9}$	segundos
$x_n(t_b)$, $y_n(t_b)$, $z_n(t_b)$	27	2^{-11}	$\pm 2{,}7 \times 10^4$	km
$\dot{x}_n(t_b)$, $\dot{y}_n(t_b)$, $\dot{z}_n(t_b)$	24	2^{-20}	±4,3	km/segundos
$\ddot{x}_n(t_b)$, $\ddot{y}_n(t_b)$, $\ddot{z}_n(t_b)$	5	2^{-30}	$\pm 6{,}2 \times 10^{-9}$	km/segundos^2
E_n	5	1	0 a 31	días
B_n	3	1	0 a 7	sin dimensión
P1	2	según se indica en 3.2.1.3.1		
P2	1	1	0; 1	sin dimensión
P3	1	1	0; 1	sin dimensión
$\Delta\tau_n$	5	2^{-30}	$\pm 13{,}97 \times 10^{-9}$	segundos

Tabla B-18. Disposición de los parámetros de efemérides y de hora dentro de la trama

Parámetro	Número de bits	Número de cadena dentro de la trama	Número de bits dentro de la trama
m	4	1...15	81 - 84
t_k	12	1	65 - 76
t_b	7	2	70 - 76
$\gamma_n(t_b)$	11	3	69 - 79
$\tau_n(t_b)$	22	4	59 - 80
$x_n(t_b)$	27	1	9 - 35
$y_n(t_b)$	27	2	9 - 35
$z_n(t_b)$	27	3	9 - 35
$\dot{x}_n(t_b)$	24	1	41 - 64
$\dot{y}_n(t_b)$	24	2	41 - 64
$\dot{z}_n(t_b)$	24	3	41 - 64
$\ddot{x}_n(t_b)$	5	1	36 - 40
$\ddot{y}_n(t_b)$	5	2	36 - 40
$\ddot{z}_n(t_b)$	5	3	36 - 40
E_n	5	4	49 - 53
B_n	3	2	78 - 80
P1	2	1	77 - 78
P2	1	2	77
P3	1	3	80
$\Delta\tau_n$	5	4	54 - 58

λ^{A}_{n} = longitud del primer nodo ascendente (dentro del día N^{A}) de la órbita del satélite n^{A} en el sistema de coordenadas PZ 90;

$t_{\lambda}{}^{A}_{n}$ = hora de paso del primer nodo ascendente del satélite n^{A} dentro del día N^{A};

Δi^{A}_{n} = corrección del valor promedio de inclinación del satélite n^{A} en el instante $t_{\lambda}{}^{A}_{n}$ (el valor medio de la inclinación es igual a 63 grados);

ΔT^{A}_{n} = corrección del valor medio del período Draconiano del satélite n^{A} en el instante $t_{\lambda}{}^{A}_{n}$ (valor medio del período Draconiano T es igual a 43 200 segundos);

$\Delta \dot{T}^{A}_{n}$ = régimen de cambio del período Draconiano del satélite n^{A};

ε^{A}_{n} = excentricidad del satélite n^{A} en el instante $t_{\lambda}{}^{A}_{n}$;

ω^{A}_{n} = argumento de perigeo del satélite n^{A} en el instante $t_{\lambda}{}^{A}_{n}$;

τ^{A}_{n} = valor bruto de la corrección de tiempo del satélite n^{A} a tiempo GLONASS en el instante $t_{\lambda A}$;

C^{A}_{n} = "bandera de no operabilidad" generalizada del satélite n^{A} en el instante de almanaque de carga de almanaque de órbitas y fases. Cuando $C_n = 0$, esto indica que el satélite n no está en servicio. Cuando $C_n = 1$, esto indica que el satélite n está en servicio.

3.1.2.1.3.5 **Subdivisión y codificación de parámetros de almanaque**. El almanaque **GLONASS,** transmitido dentro de la supertrama, se subdividirá en toda la supertrama según lo indicado en la Tabla **B-19**. Los valores numéricos de los parámetros y almanaque serán positivos o negativos. **El MSB** será el bit de signo, el elemento **"0"** corresponderá al signo **"+",** y el elemento **"1"** corresponderá al signo **"—"**. Los parámetros de almanaque serán codificados según lo indicado en la Tabla **B-20**.

3.1.2.1.3.6 **Disposición de los parámetros de almanaque**. La disposición de las palabras de almanaque dentro de la trama será la indicada en la Tabla **B-21** de este **Reglamento.**

3.1.2.1.4 **CONTENIDO Y ESTRUCTURA DE LOS DATOS ADICIONALES TRANSMITIDOS POR LOS SATÉLITES GLONASS-M EN L1OF (SERVICIO ABIERTO DE FDMA EN L1)**

Nota.- *En el documento GLONASS FDMA ICD se proporciona información adicional relativa al contenido y la estructura de los datos.*

3.1.2.1.4.1 Designación de letras de datos adicionales. Además de los datos GLONASS, los satélites GLONASS-M transmitirán los siguientes datos adicionales como se indica en la Tabla B-17A:

n — un índice de los satélites que transmiten la señal de navegación determinada: corresponde a un número de intervalos dentro de la constelación GLONASS;

l_n — la bandera de funcionamiento para el satélite determinado: "0" indica que el satélite determinado está funcionando correctamente,"1" indica que el satélite determinado está funcionando incorrectamente;

B1 — coeficiente para determinar ΔUT1: es igual a la diferencia entre UT1 y UTC al comienzo del día (NA), expresada en segundos;

B2 — coeficiente para determinar ∆UT1: es igual al cambio diario de la diferencia ∆UT1 (expresada en segundos por día solar promedio).

Estos coeficientes se utilizarán para transformar entre **UTC(SU) y UT1**:

$$\Delta UT1 = UTC(SU) - UT1,$$

en la cual:
UT1 — Tiempo Universal por referencia al Meridiano de Greenwich Promedio (tomando en cuenta el movimiento del Polo),

UTC (SU) — Tiempo Universal Coordinado de la Norma Estatal de la Federación de Rusia,

$$\Delta UT1 = B1 + B2 \times (N_T - N^A),$$

KP — notificación de una corrección del segundo intercalar subsiguiente UTC (±1 s), como se indica a continuación:

KP	Datos de corrección de segundos UTC
00	**Ninguna corrección de UTC al final del trimestre actual**
01	**Corrección de UTC por 1 s más al final del trimestre actual**
11	**Corrección de UTC por 1 s menos al final del trimestre actual**

Nota.- *La corrección de la escala de tiempo del sistema GLONASS se realiza habitualmente una vez al año, a medianoche con 00 horas 00 minutos 00 segundos, de acuerdo con la notificación temprana de la Oficina internacional de la hora (BIH/BIPM) al final de un trimestre:*

del 31 de diciembre al 1 de enero — primer trimestre,

del 31 de marzo al 1 de abril — segundo trimestre,

del 30 de junio al 1 de julio — tercer trimestre,

del 30 de septiembre al 1 de octubre — cuarto trimestre.

N_T — fecha actual, número de calendario del día dentro del intervalo de cuatro años que se inicia el 1 de enero en un año bisiesto;

Nota.- *Un ejemplo de la transformación NT a la forma común de la información actual de datos (dd/mm/yy) se presenta en el Adjunto D, 4.1.2.7.1.*

N_4 — número del intervalo de cuatro años que se inicia en 1996;

F_T — un parámetro que proporciona la exactitud de alcance prevista del satélite del usuario en la hora t_b. La codificación se indica en la Tabla B-17-B;

M — tipo de satélite que transmite la señal de navegación. 00 se refiere a un satélite GLONASS; 01 se refiere a un satélite GLONASS-M;

P4 — bandera que indica que los parámetros actualizados de efemérides están presentes. “1” indica que el segmento de control ha realizado una transferencia ascendente de parámetros actualizados de efemérides o frecuencia/tiempo;

> ***Nota.-*** *La información actualizada sobre efemérides o frecuencia/tiempo se transmite solamente al fin del actual intervalo t_b.*

P — parámetro tecnológico de segmento de control, indicando el modo de operación del satélite respecto a los parámetros de tiempo:

00 — parámetro T_c transmitido del segmento de control, parámetro T_{cGPS} transmitido del segmento de control;

01 — parámetro T_c transmitido del segmento de control, parámetro T_{cGPS} calculado a bordo del satélite GLONASS-M;

10 — parámetro T_c calculado a bordo del satélite GLONASS-M; parámetro T_{cGPS} transmitido del segmento de control;

11 — parámetro T_c calculado a bordo del satélite GLONASS-M; parámetro T_{cGPS} calculado a bordo del satélite GLONASS-M;

T_{cGPS} — corrección del tiempo GPS en relación con el tiempo GLONASS

$$T_{GPS} - T_{GL} = \Delta T + \tau_{GPS},$$

en la cual:

ΔT es la parte de número entero, y T_{GPS} es la parte fraccional de la diferencia entre las escalas de tiempo del sistema expresadas en segundos.

Nota.- *La parte de número entero ΔT se determina del mensaje de navegación GPS por el receptor del usuario.*

M^A_n — tipo de satélite n^A: la codificación “00” indica un satélite GLONASS; la codificación “01” indica un satélite

GLONASS-M;

3.1.2.1.4.2 **Parámetros de datos adicionales**. Los parámetros de datos adicionales se definen en las Tablas B-17-A a B-18-A.

3.1.2.1.4.3 Ubicación de las palabras de datos adicionales dentro del mensaje de navegación GLONASS M. La ubicación requerida de las palabras de datos adicionales dentro del mensaje de navegación GLONASS M se define en la Tabla B-18-A.

3.1.2.1.5 Características rf de L1OC, L3OC

Nota.- *En el documento GLONASS CDMA ICD General Description of CDMA Signal System (GLONASS CDMA ICD Descripción general del sistema de señales CDMA) (Edición 1.0), 2016 (en adelante denominado “GLONASS CDMA ICD Descripción general”); en el documento “GLONASS CDMA ICD Banda L1”; y en el documento “GLONASS CDMA ICD Banda L3” se proporciona información adicional relativa a las características RF.*

3.1.2.1.5.1 La señal L1OC contendrá un componente de datos, L1OCd, y otro piloto, L1OCp, del mismo nivel de potencia. Esos componentes se obtendrán mediante multiplexaje por distribución en el tiempo chip a chip de dos secuencias de ruido seudoaleatorio. La señal L1OC estará en fase en cuadratura con la señal L1SC. La señal L1OC precede la señal L1SC por π/2 radianes, como se muestra en la figura B-7A.

Nota.- *La señal L1SC es una señal de navegación con acceso múltiple por división de código (CDMA) segura en la banda de frecuencias L1 y no se usa en la aviación.*

3.1.2.1.5.2 La señal L3OC contendrá un componente de datos, L3OCd, y otro piloto, L3OCp, del mismo nivel de potencia. Esos componentes estarán en fase I y en cuadratura Q respectivamente. L3OCd precede L3OCp por π/2 radianes como se muestra en la figura B-7A.

3.1.2.1.5.3 Ruido de fase de portadora. La densidad espectral de ruido de fase de portadora no modulada será tal que un bucle de fase enganchada con una anchura de banda de ruido unilateral de 10 Hz, será capaz de seguir la portadora con una exactitud que no sea peor que una media cuadrática (RMS) de 0,01 radianes.

3.1.2.1.5.4 *Emisiones no esenciales*. La potencia de la señal RF transmitida fuera de la anchura de banda atribuida al GLONASS no será de más de –40 dB respecto a la potencia de portadora no modulada.

Nota 1.- *Las anchuras de banda atribuidas al GLONASS son L1 (1 592,9 – 1 610 MHz), L2 (1 237,8 – 1 256,8 MHz) y L3 (1 190,35 – 1 212,23 MHz).*

Nota 2.- *Los satélites del GLONASS utilizan filtros, que restringen las emisiones fuera de banda al límite de interferencia perjudicial que figura en la Recomendación ITU-R RA.769 para las bandas de 1 610,6 – 1 613.8 MHz y 1 660 – 1 670 MHz.*

3.1.2.1.5.5 Pérdida de correlación. La pérdida de potencia de señal recuperada, por razón de imperfecciones en la modulación de la señal y en la distorsión de la forma de onda, no excederá de 0,6 dB.

Nota.— *La pérdida de potencia de señal es la diferencia entre la potencia de radiodifusión en la anchura de banda especificada y la potencia de señal recuperada por un receptor, libre de ruidos y sin pérdidas con una separación entre correladores de 1 chip y una etapa de entrada de RF con la misma anchura de* **banda.**

3.1.2.1.6 ESTRUCTURA DE DATOS DE L1OC, L3OC

Nota.- En los documentos GLONASS CDMA ICD Descripción general; GLONASS, CDMA, ICD, Banda L1 y GLONASS CDMA ICD Banda L3 se proporciona información adicional relativa a la estructura de datos**.**

3.1.2.1.6.1 Generalidades. El mensaje de navegación CDMA del GLONASS se transmitirá como una secuencia variable de cadenas. Las cadenas comprenderán campos de servicios y de datos (bits separados o grupos de bits que contienen parámetros específicos).

Nota.- *Una seudotrama es un conjunto de cadenas de datos inmediatos y no inmediatos que empiezan con las tres cadenas de datos de reloj y de efemérides (datos inmediatos). Las cadenas restantes de una seudotrama contienen datos no inmediatos.*

3.1.2.1.6.2 Campos de servicios. La estructura de una sección de servicios será la misma para cada tipo de señal e incluirá el preámbulo, el tipo de cadena, la hora del principio de cada cadena (TS), la ID del satélite, los parámetros de la señal y los bits de la verificación por redundancia cíclica (CRC) para comprobar la integridad de los datos de una cadena.

3.1.2.1.6.3 Campos de datos. La estructura de los campos de datos dependerá del tipo de cadena. Cada tipo de cadena contendrá un bloque individual de datos completo, a excepción del bloque de datos de órbita y de reloj, que ocupa tres tipos de cadenas y se transmitirá como un paquete continuo.

Nota.*- El diseño del mensaje puede evolucionar en el futuro junto con el GLONASS. Esa evolución puede suponer la inclusión de tipos de cadenas nuevos que pueden, o bien contener tipos de datos nuevos o modificar los tipos de cadenas existentes.*

3.1.2.1.6.4 Características de los mensajes L1OC

3.1.2.1.6.4.1 El mensaje de navegación L1OCd se transmitirá a 125 bits/s. El mensaje constará de cadenas de 250 bits de 2 segundos de duración, así como de cadenas anómalas de 125 y 375 bits de 1 y 3 segundos de duración, respectivamente**.**

3.1.2.1.6.4.2 Estructura de cadena nominal L1OCd. Cada cadena nominal L1OCd consistirá en campos de servicios de 50 bits, un campo de datos de 184 bits y un campo de servicios CRC de 16 bits, como se muestra en la figura B-7B. La transmisión de

una cadena empezará con el bit 1 (primer bit del preámbulo) y terminará con el bit 250 (último bit de CRC)).

3.1.2.1.6.4.3 Los campos de servicios L1OCd serán los indicados en la tabla B-19A.

Tabla B-19A. Parámetros de los campos de servicios L1OCd

Campo	Número de bits	Bit menos significativo	Intervalo de valores	Unidad	Descripción
Preámbulo	12	1	010111110001	-	Marcación de la hora constante
Tipo	6	1	0 – 63	-	Tipo de una cadena actual
j	6	1	0 – 63	-	Número de ID de un satélite que transmite este mensaje de navegación. El número "0" de ID de SV está reservado y solo puede activarse cuando se termine el uso combinado de señales CDMA y FDMA del GLONASS
H^j	1	1	0, 1	-	señal de navegación funcional ("0") o disfuncional ("1")
I^j	1	1	0, 1	-	validez ("0") o invalidez ("1") de los datos transmitidos en la cadena actual
P1	4	Llamada de control terrestre. Este campo no lo usan los receptores de usuario.			
P2	1	Atributo de régimen de orientación SV: SV apunta al Sol ("0") o realiza un viraje al mediodía/medianoche ("1")			
KP	2	1	00, 01, 10, 11	-	Indicación de la corrección de UTC(SU) prevista al final del trimestre actual del GMT. Las correcciones de UTC(SU) resultarán en las correcciones correspondientes del tiempo referenciado a la señal L1OCd: 00 – ninguna corrección prevista; 01 – se aumenta la longitud del día en 1 s; 10 –decisión pendiente sobre la corrección; 11 – se reduce la longitud del día en 1 s.
A	1	1	0, 1	-	Indicación de la corrección prevista de la hora de la señal L1OCd al final de la siguiente cadena: A = 0 – ninguna corrección prevista A = 1 – corrección prevista. La combinación de A = 1 y KP = 11 en la cadena actual denota que la próxima cadena será una cadena anómala de tipo 1 de 1 s de duración. La combinación de A = 1 y KP = 01 en la cadena actual denota que la próxima cadena será una cadena anómala de tipo 2 de 3 s de duración.
TS	16	1	0 – 43199	2 s	Dígitos de la marcación de la hora expresados en intervalos de 2 segundos dentro del día actual en tiempo referenciado a la señal L1OCd.
CRC	16	1	Bits de verificación del código cíclico.		

3.1.2.1.6.4.4 *Cadenas anómalas L1OCd.* Las cadenas anómalas se indicarán mediante cadenas de tipo 1 y 2. Se usarán cadenas de tipo 1 para indicar las correcciones de segundos intercalares de la hora de la señal L1OCd cuando se reduzca la longitud de un día en 1 s. Las cadenas de tipo 1 consistirán en campos de servicios de 50 bits, un campo de datos de 59 bits y un campo de servicios CRC de 16 bits, como se muestra en la figura B-7C. Se usarán cadenas de tipo 2 para indicar las correcciones de segundos intercalares de la hora de la señal L1OCd cuando se aumente la longitud de un día en 1 s. Las cadenas de tipo 2 consistirán en campos

de servicios de 50 bits, un campo de datos de 301 bits y un campo de servicios CRC de 24 bits, como se muestra en la figura B-7D.

3.1.2.1.6.4.5 *CRC contenida en las cadenas nominales de la transmisión por L1OCd*. El polinomio generador de CRC (250, 234) será:

$$g(x) = 1 + x + x^5 + x^6 + x^8 + x^9 + x^{10} + x^{11} + x^{13} + x^{14} + x^{16}$$

A la entrada del codificador se entregará un bloque de datos de 234 bits (empezando por el primer bit del preámbulo y terminando por el bit 184 del campo de datos). A la salida del codificador se generará un bloque codificado de 250 bits añadiendo 16 bits de verificación.

3.1.2.1.6.4.6 *CRC contenida en las cadenas anómalas de la transmisión por L1OCd de tipo 1.* La CRC (125, 109) se usará en cadenas L1OCd de tipo 1. Se generará de modo similar al código (250, 234), excepto por lo que se refiere al número de bits entregados a la entrada (109 en lugar de 234).

3.1.2.1.6.4.7 *CRC contenida en las cadenas anómalas de la transmisión por L1OCd de tipo 2*. La CRC (375, 351) se usará en cadenas L1OCd de tipo 2. El polinomio generador de CRC (375, 351) será:

$$g(x) = 1 + x + x^3 + x^4 + x^5 + x^6 + x^6 + x^7 + x^{10} + x^{11} + x^{14} + x^{17} + x^{18} + x^{23} + x^{24}$$

A la entrada del codificador se entregará un bloque de datos de 351 bits (empezando por el primer bit del preámbulo y terminando por el bit 301 del campo de datos). A la salida del codificador se generará un bloque codificado de 375 bits añadiendo 24 bits de verificación.

3.1.2.1.6.5 Características de los mensajes L3OC

3.1.2.1.6.5.1 El mensaje de navegación L3OCd se transmitirá a 100 bits/s. El mensaje constará de cadenas de 300 bits de 3 segundos de duración, así como de cadenas anómalas de 200 y 400 bits de 2 y 4 segundos de duración, respectivamente.

3.1.2.1.6.5.2 *Estructura de cadenas L3OCd*. Cada cadena nominal L3OCd consistirá en campos de servicios de 57 bits, un campo de datos de 219 bits de longitud y un campo de servicios CRC de 24 bits de longitud, como se muestra en la figura B-8A. La transmisión de una cadena empezará con el bit 1 (el primer bit del preámbulo) y terminará con el bit 300 (el último bit del código CRC).

3.1.2.1.6.5.3 *Los campos de servicios L3OCd* serán los indicados en la tabla B-19B**.**

Tabla B-19B. Parámetros de los campos de servicios L3OCd

Campo	Número de bits	Bit menos significativo	Intervalo de valores	Unidad	Descripción
Preámbulo	20	1	00000100100101001110	-	Marcación de la hora constante
Type	6	1	0 – 63	-	Tipo de una cadena actual
TS	15	1	0 – 28799	3 s	Dígitos de marcación de la hora expresados en intervalos de 3 segundos dentro del día actual en tiempo L3OCd
j	6	1	0 – 63	-	Número de ID de un satélite que transmite este mensaje de navegación. El número "0" de ID de SV está reservado y solo puede activarse cuando se termine el uso combinado de señales CDMA y FDMA del GLONASS
H^1	1	1	0, 1	-	señales de navegación funcionales ("0") o disfuncionales ("1")
l^2	1	1	0, 1	-	validez ("0") o invalidez ("1") de los datos transmitidos en la cadena actual
P1	4	Llamada de control terrestre. Este campo no lo usan los receptores de usuario.			
P2	1	Atributo de régimen de orientación SV: SV apunta al Sol ("0") o realiza un viraje al mediodía/medianoche ("1")			
KP	2	1	00, 01, 10, 11	-	Indicación de la corrección de UTC(SU) prevista al final del trimestre actual del GMT. Las correcciones de UTC(SU) resultarán en las correcciones correspondientes de la hora L3OCd: 00 – ninguna corrección prevista; 01 – se aumenta la longitud del día en 1 s; 10 –decisión pendiente sobre la corrección; 11 – se reduce la longitud del día en 1 s.
A	1	1	0, 1	-	Indicación de la corrección prevista de la hora de la señal L3OCd al final de la siguiente cadena: A = 0 – ninguna corrección prevista A = 1 – corrección prevista. La combinación de A = 1 y KP = 11 en la cadena actual denota que la próxima cadena será una cadena anómala de tipo 1 de 1 s de duración. La combinación de A = 1 y KP = 01 en la cadena actual denota que la próxima cadena será una cadena anómala de tipo 2 de 3 s de duración.
CRC	24	1	Bits de verificación del código cíclico		

3.1.2.1.6.5.4 Cadenas anómalas L3OCd. Las cadenas anómalas se indicarán mediante las cadenas de tipo 1 y 2. Se usarán cadenas de tipo 1 para indicar las correcciones de segundos intercalares de la hora de la señal L3OCd cuando se reduzca la longitud de un día en 1 s. Las cadenas de tipo 1 consistirán en campos de servicios de 57 bits, un campo de datos de 119 bits y un campo de servicios CRC de 24 bits, como se muestra en la figura B-8B. Se usarán cadenas de tipo 2 para indicar las correcciones de segundos intercalares de la hora de la señal L3OCd cuando se aumente la longitud de un día en 1 s. Las cadenas de tipo 2 consistirán en campos de servicios de 57 + 20 bits, un campo de datos de 299 bits y un campo de servicios CRC de 24 bits, como se muestra en la figura B-8C.

3.1.2.1.6.5.5 CRC de cadenas nominales L3OCd. El polinomio generador de CRC (300, 276) será:

$$g(x) = -1 + x + x^3 + x^4 + x^5 + x^6 + x^6 + x^7 + x^{10} + x^{11} + x^{14} + x^{17} + x^{18} + x^{23} + x^{24}$$

A la entrada del codificador se entregará un bloque de datos de 276 bits (empezando por el primer bit del preámbulo y terminando por el bit 219 del campo de datos). A la salida del codificador se generará un bloque codificado de 300 bits añadiendo 24 bits de verificación.

3.1.2.1.6.5.6 CRC para cadenas anómalas L3OCd de tipo 1. La CRC (200, 176) se usará en cadenas L3OCd de tipo 1. Se generará de modo similar al código (300, 276), excepto por lo que se refiere al número de bits entregados a la entrada (176 en lugar de 276).

3.1.2.1.6.5.7 CRC para cadenas anómalas L3OCd de tipo 2. La CRC (400, 376) se usará en cadenas L3OCd de tipo 2. Se generará de modo similar al código (300, 276), excepto por lo que se refiere al número de bits entregados a la entrada (376 en lugar de 276).

3.1.2.1.7 Contenido de datos L1OC, L3OC**.**

Nota.- *En el documento GLONASS CDMA ICD Descripción general; en el documento GLONASS CDMA ICD Banda L1 y en el documento GLONASS CDMA ICD Banda L3 se proporciona información adicional relativa al contenido de datos.*

3.1.2.1.7.1 Los mensajes de navegación L1OCd contendrán los datos con arreglo a la lista de los tipos de cadenas que figuran en la tabla B-20A.

Nota.- *En el documento GLONASS CDMA ICD banda L1 se proporciona información adicional relativa al contenido de datos de los campos de servicios y de datos del L1OCd.*

Tabla B-20A. Tipos de cadenas L1OCd y su contenido

Tipo de cadena	Contenido
10, 11, 12	Datos inmediatos (efemérides, hora, banderas de funcionalidad, F_E, F_T)
20	Almanaque
25	Parámetros de rotación de la Tierra, parámetros del modelo ionosférico y parámetros del modelo que describe el desplazamiento entre UTC(SU) y el Tiempo Atómico Internacional (TAI).
16	Parámetros de actitud del SV durante el viraje al mediodía/medianoche
31, 32	Parámetros de modelos dinámicos a largo plazo
50	Notificaciones de acuse de recibo del Sistema Internacional de Satélites de Búsqueda y Salvamento (COSPAS–SARSAT)
60	Mensajes de texto
0	Para tareas tecnológicas. No utilizado por receptores de usuario.
1	Cadena anómala utilizada en el momento de la corrección de segundos intercalares (-1 s)
2	Cadena anómala utilizada en el momento de la corrección de segundos intercalares (+1 s)
Nota: Las cadenas de tipo 10, 11 y 12 componen un paquete de datos; así pues, la cadena de tipo 11 siempre sigue a la cadena de tipo 10 y la cadena de tipo 12 siempre sigue a la cadena de tipo 11.	

3.1.2.1.7.2 Los mensajes de navegación L3OCd contendrán los datos con arreglo a la lista de los tipos de cadenas que figuran en la tabla B-20B.

Nota.- *En el documento GLONASS CDMA ICD Banda L3 se proporciona información adicional relativa al contenido de datos de los campos de servicios y de datos del L3OCd.*

Tabla B-20B. Tipos de cadenas L3OCd y su contenido

Tipo de cadena	Contenido
10, 11, 12	Datos inmediatos (efemérides, hora, banderas de funcionalidad, F_E, F_T)
20	Almanaque
25	Parámetros de rotación de la Tierra, parámetros del modelo ionosférico y parámetros del modelo que describe el desplazamiento entre UTC(SU) y el Tiempo Atómico Internacional (TAI).
16	Parámetros de actitud del SV durante el viraje al mediodía/medianoche
31, 32	Parámetros de modelos dinámicos a largo plazo
60	Mensajes de texto
0	Para tareas tecnológicas. No utilizado por receptores de usuario.
1	Cadena anómala utilizada en el momento de la corrección de segundos intercalares (-1 s)
2	Cadena anómala utilizada en el momento de la corrección de segundos intercalares (+1 s)
Nota: Las cadenas de tipo 10, 11 y 12 componen un paquete de datos; así pues, la cadena de tipo 11 siempre sigue a la cadena de tipo 10 y la cadena de tipo 12 siempre sigue a la cadena de tipo 11.	

3.1.2.1.7.3 Campos F_E, F_T de factores de precisión. Los campos F_E y F_T contendrán errores de seudodistancia equivalentes (σ) relacionados con la efeméride y el reloj del satélite transmisor. La tabla B-21 C muestra los valores de F_E y F_T y los errores correspondientes.

Tabla B-21C. Factores de exactitud de efemérides y tiempo

F_E, F_T	-15	-14	-13	-12	-11	-10	-9	-8	-7	-6	-5	-4
σ, m	0,01	0,02	0,03	0,04	0,06	0,08	0,1	0,15	0,2	0,3	0,4	0,6
F_E, F_T	-3	-2	-1	0	1	2	3	4	5	6	7	8
σ, m	0,7	0,8	0,9	1	2	2,5	4	5	7	10	12	14
F_E, F_T	9	10	11	12	13	14	15					
σ, m	16	32	64	128	256	512	Sin definir					

3.1.2.1.7.4 El intervalo máximo de actualización de los datos inmediatos (cadenas de tipo 10, 11 y 12) será de 30 minutos. Teniendo en cuenta que varios tipos de datos no inmediatos se actualizan a intervalos diversos, el máximo intervalo de actualización para todos los datos no inmediatos será de 48 horas.

Nota.- *Los parámetros de modelos dinámicos a largo plazo permiten el uso de datos inmediatos para propagar la órbita durante un intervalo de 4 horas.*

3.1.2.1.7.4 El intervalo máximo de actualización de los datos inmediatos (cadenas de tipo 10, 11 y 12) será de 30 minutos. Teniendo en cuenta que varios tipos de datos no inmediatos se actualizan a intervalos diversos, el máximo intervalo de actualización para todos los datos no inmediatos será de 48 horas.

Nota.— Los parámetros de modelos dinámicos a largo plazo permiten el uso de datos inmediatos para propagar la órbita durante un intervalo de 4 horas.

3.1.2.2 DEFINICIONES DE PROTOCOLOS PARA APLICACIÓN DE DATOS

Nota.- *En esta sección se define la relación mutua entre los parámetros del mensaje de radiodifusión de datos. Se proporcionan definiciones de los parámetros que no se transmiten, pero son utilizados por elementos de aeronave o por elementos que no son de aeronave, o por ambos tipos de elementos, y se definen los términos que se aplican para determinar la solución de navegación y su integridad.*

3.1.2.2.1 Algoritmo de verificación de paridad para verificación de datos **FDMA**. Se utilizan el algoritmo que figura en la tabla B-22 y según los detalles indicados a continuación para detectar y corregir un error de un bit dentro de la cadena y para detectar un error de 2 o más bits dentro de una cadena.

3.1.2.2.1.1 Cada cadena incluye los bits de datos 85 siendo los 77 MSB elementos de datos (b_{85}, b_{84}, …, b_{10}, b_9), y los 8 bits LSB los bits de verificación de longitud de código Hamming de 4 ($ß_8$, $ß_7$, …, $ß_2$, $ß_1$).

3.1.2.2.1.2 Para corregir errores de 1 bit dentro de la cadena se generan las siguientes sumas de verificación: (C_1, C_2, …,C_7), y para detectar errores de 2 bits (o errores de más números pares de bits) se genera una suma de verificación C_Σ según lo indicado en la Tabla B-22. Se utiliza lo siguiente para corregir errores aislados y para detectar errores múltiples:

3.1.2.2.1.3 Se considera que una cadena es correcta si todas las sumas de verificación (c_1, ..., c_7, y c_Σ) son iguales a “0”, o si solamente una de las sumas de verificación (c_1, ..., c_7) es igual a “1” y c_Σ es igual a “1”.

3.1.2.2.1.4 Si dos o más de las sumas de verificación (c_1, ..., c_Σ) son iguales a “1” y c_Σ es igual a “1”, entonces se corrige el carácter “bicor” en función del carácter opuesto en la siguiente posición de bit:

“i_{cor}” = c_7 c_6 c_5 c_4 c_3 c_2 c_1 + 8 – K, a condición de que “i_{cor}” ≤ 85,

Siendo “c_7 c_6 c_5 c_4 c_3 c_2 c_1” es un número binario generado a partir de las sumas de verificación (c_1, ..., c_7) siendo c_1 el LSB y c_7 el MSB. K es el número ordinal de la suma de verificación más significativa que no sea igual a “0”.Si icor > 85, entonces hay un número impar de errores múltiples y se rechazarán los datos.

3.1.2.2.1.5 Si por lo menos una de las sumas de verificación (c1, ... , c7) es igual a “1” y c_Σ es igual a “0”, o si todas las sumas de verificación (c1, ..., c7) son iguales

Tabla B-17-A. Parámetros de datos adicionales

Parámetros	Núm. de bits	Factor de escala (LSB)	Alcance efectivo	Unidades
n	5	1	0 a 31	Adimensional
l_n	1	1	0; 1	Adimensional
B1	11	2^{-10}	±0,9	segundos
B2	10	2^{-16}	$(-4,5 \text{ a } 3,5) \times 10^{-3}$	s/día
KP	2	1	0 a 3	Adimensional
N_T	11	1	0 a 1 461	días
N_4	5	1	1 a 31	Intervalo de cuatro años
F_T	4		Véase la Tabla B17-B	
M	2	1	0 a 3	Adimensional
P4	1	1	0; 1	Adimensional
P	2	1	00,01,10,11	Adimensional
τ_{GPS}	22	2^{-30}	$\pm 1,9 \times 10^{-3}$	segundos
M^A_n	2	1	0 a 3	Adimensional

Tabla B-17-B. Codificación de palabra FT

Valor F_T	Exactitud de seudoalcance, 1 sigma (m)
0	1
1	2
2	2,5
3	4
4	5
5	7
6	10
7	12
8	14
9	16
10	32
11	64
12	128
13	256
14	512
15	No se usa

Tabla B-18-A. Ubicación de palabras de datos adicionales dentro del mensaje de navegación GLONASS M

Palabra	Número de bits	Número de cadena dentro de la supertrama	Número de bits dentro de la cadena
n	5	4, 19, 34, 49, 64	11 - 15
l_n	1	5, 7, 9, 11, 13, 15, 20, 22, 24, 26, 28, 30, 35, 37, 39, 41, 43, 45, 50, 52, 54, 56, 58, 60, 65, 67, 69, 71, 73, 75	9
		3, 18, 33, 48, 63	65
B1	11	74 (dentro de la supertrama)	70 - 80
B2	10	74 (dentro de la supertrama)	60 - 69
KP	2	74 (dentro de la supertrama)	58 - 59
N_T	11	4, 19, 34, 49, 64	16 - 26
N_4	5	5, 20, 35, 50, 65	32 - 36
F_T	4	4, 19, 34, 49, 64	30 - 33
M	2	4, 19, 34, 49, 64	9 - 10
P4	1	4, 19, 34, 49, 64	34
P	2	3, 18, 33, 48, 63	66 - 67
τ_{GPS}	22	5, 20, 35, 50, 65	10 - 31
M^A_n	2	6, 8, 10, 12, 14	78 - 79

Tabla B-19. Subdivisión del almanaque dentro de la supertrama

Número de trama dentro de la supertrama	Números de satélite, respecto a los cuales se transmite el almanaque dentro de determinada trama
1	1 a 5
2	6 a 10
3	11 a 15
4	16 a 20
5	21 a 24

Tabla B-20. Codificación de los parámetros de almanaque

Parámetro	Número de bits	Factor de escala (LSB)	Alcance efectivo	Unidades
M^A_n	2	1	0 a 3	sin dimensión
τ_c	28	2^{-27}	±1	segundos
N^A	11	1	1 a 1 461	días
n^A	5	1	1 a 24	sin dimensión
H^A_n	5	1	0 a 31	sin dimensión
λ^A_n	21	2^{-20}	±1	semicírculos
$t\lambda^A_n$	21	2^{-5}	0 a 44 100	segundos
Δi^A_n	18	2^{-20}	±0,067	semicírculos
ΔT^A_n	22	2^{-9}	$\pm 3{,}6 \times 10^3$	segundos/revolución
$\dot{\Delta T}^A_n$	7	2^{-14}	$\pm 2^{-8}$	segundos/revolución^2
ε^A_n	15	2^{-20}	0 a 0,03	sin dimensión
ω^A_n	16	2^{-15}	±1	semicírculos
$t_\tau{}^A_n$	10	2^{-18}	$\pm 1{,}9 \times 10^{-3}$	segundos
C^A_n	1	1	0 a 1	sin dimensión

Tabla B-21. Disposición de los parámetros de almanaque dentro de la trama

Parámetro	Número de bits	Número de cadena dentro de la trama	Número de bit dentro de la cadena
M^A_n	2	6, 8, 10, 12, 14	78 - 79
τ_c	28	5	42 - 69
N^A	11	5	70 - 80
n^A	5	6, 8, 10, 12, 14	73 - 77
H^A_n	5	7, 9, 11, 13, 15	10 - 14
λ^A_n	21	6, 8, 10, 12, 14	42 - 62
$t\lambda^A_n$	21	7, 9, 11, 13, 15	44 - 64
Δi^A_n	18	6, 8, 10, 12, 14	24 - 41
ΔT^A_n	22	7, 9, 11, 13, 15	22 - 43
$\dot{\Delta T}^A_n$	7	7, 9, 11, 13, 15	15 - 21
ε^A_n	15	6, 8, 10, 12, 14	9 - 23
ω^A_n	16	7, 9, 11, 13, 15	65 - 80
$t_\tau{}^A_n$	10	6, 8, 10, 12, 14	63 - 72
C^A_n	1	6, 8, 10, 12, 14	80

Nota.— Se presentan los números de cadena de las cuatro primeras tramas dentro de la supertrama. No hay parámetros de almanaque en las cadenas 14ª y 15ª de la trama 5ª.

Tabla B-22. Algoritmo de verificación de paridad

b85, b84, …, b10, b9 son los bits de datos (posiciones 9 a 85 en la cadena);

β1, β2, ..., ß8 son los bits de verificación del código Hamming (posiciones 1 a 8 en la cadena);

c_1, c_2, ..., c_7, c_Σ son las sumas de verificación generadas mediante la fórmula siguiente:

$c_1 = \beta \oplus [\Sigma_i\ b_i]_{mod\ 2}$
i = 9, 10, 12, 13, 15, 17, 19, 20, 22, 24, 26, 28, 30, 32, 34, 35, 37, 39, 41, 43, 45, 47, 49, 51, 53, 55, 57, 59, 61, 63, 65, 66, 68, 70, 72, 74, 76, 78, 80, 82, 84.

$c_2 = \beta_2 \oplus [\Sigma_j\ b_j]_{mod\ 2}$
j = 9, 11, 12, 14, 15, 18, 19, 21, 22, 25, 26, 29, 30, 33, 34, 36, 37, 40, 41, 44, 45, 48, 49, 52, 53, 56, 57, 60, 61, 64, 65, 67, 68, 71, 72, 75, 76, 79, 80, 83, 84.

$c_3 = \beta_3 \oplus [\Sigma_k\ b_k\ ]_{mod\ 2}$
k = 10, 11, 12, 16, 17, 18, 19, 23, 24, 25, 26, 31, 32, 33, 34, 38, 39, 40, 41, 46, 47, 48, 49, 54, 55, 56, 57, 62, 63, 64, 65, 69, 70, 71, 72, 77, 78, 79, 80, 85.

$c_4 = \beta_4 \oplus [\Sigma_l\ b_l]_{mod\ 2}$
l = 13, 14, 15, 16, 17, 18, 19, 27, 28, 29, 30, 31, 32, 33, 34, 42, 43, 44, 45, 46, 47, 48, 49, 58, 59, 60, 61, 62, 63, 64, 65, 73, 74, 75, 76, 77, 78, 79, 80.

$c_5 = \beta_5 \oplus [\Sigma_m\ b_m\ ]_{mod\ 2}$
m = 20, 21, 22, 23, 24, 25, 26, 27, 28, 29, 30, 31, 32, 33, 34, 50, 51, 52, 53, 54, 55, 56, 57, 58, 59, 60, 61, 62, 63, 64, 65, 81, 82, 83, 84, 85.

$c_6 = \beta_6 \oplus [\Sigma_n\ b_n]_{mod\ 2}$
n = 35, 36, 37, 38, 39, 40, 41, 42, 43, 44, 45, 46, 47, 48, 49, 50, 51, 52, 53, 54, 55, 56, 57, 58, 59, 60, 61, 62, 63, 64, 65.

$c_7 = \beta_7 \oplus [\Sigma_p\ b_p]_{mod\ 2}$
p = 66, 67, 68, 69, 70, 71, 72, 73, 74, 75, 76, 77, 78, 79, 80, 81, 82, 83, 84, 85.

$c_\Sigma = [\Sigma\ \beta_q]_{\ mod\ 2} \oplus [\Sigma\ b_r]_{mod\ 2}$
q = 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8
r = 9, 10, 11, 12, 13, 14, 15, 16, 17, 18, 19, 20, 21, 22, 23, 24, 25, 26, 27, 28, 29, 30, 31, 32, 33, 34, 35, 36, 37, 38, 39, 40, 41, 42, 43, 44, 45, 46, 47, 48, 49, 50, 51, 52, 53, 54, 55, 56, 57, 58, 59, 60, 61, 62, 63, 64, 65, 66, 67, 68, 69, 70, 71, 72, 73, 74, 75, 76, 77, 78, 79, 80, 81, 82, 83, 84, 85.

3.1.2.2.2 PARÁMETROS DE CORRECCIÓN DE RELOJ DE SATÉLITE

3.1.2.2.2.1 La hora del sistema GLONASS se determinará utilizando datos FDMA, mediante la fórmula siguiente:

$$t_{GLONASS} = t_k + \tau_n(t_b) - \gamma_n(t_b)\ (t_k - t_b)$$

siendo t_k, $n(t_b)$, $\gamma_n(t_b)$ los parámetros descritos en 3.1.2.1.3.1.

3.1.2.2.2.2 La hora del sistema GLONASS se determinará utilizando datos CDMA, mediante la fórmula siguiente:

$$t_{GLONASS} = \mathrm{mod}_{86400}\left[T^j_{ST\{signal\}} + \tau^j(t_b) - \Delta t_b \cdot \gamma^j(t_b) - \Delta t_b^2 \cdot \beta^j(t_b)\right]$$

$$\Delta t_b = \frac{T^j_{ST\{signal\}} + \tau^j(t_b) + \tau_c(t_b) - t_b - \left\langle\left\langle \frac{T^j_{ST\{signal\}} + \tau^j(t_b) + \tau_c(t_b) - t_b}{86400}\right\rangle\right\rangle \cdot 86400}{1 + \gamma^j(t_b) - \dot{\tau}_c(t_b)}$$

siendo

$T^j_{ST\{signal\}}$ la hora en la que se recibe la señal del satélite j y

$\tau^j(t_b)$, $\gamma^j(t_b)$, $\beta^j(t_b)$, $\tau_c(t_b)$, $\dot{\tau}_c(t_b)$ los parámetros transmitidos en señales CDMA dentro de una cadena del tipo 10, 11 o 12, como se muestra en las tablas B-20A y B-20B.

3.1.2.2.2.3 El desplazamiento La hora del sistema GLONASS alservicio horario nacional de Rusia UTC(SU) se determinará utilizando datos FDMA, mediante la fórmula siguiente:

$$t_{UTC(SU)} = t_{GLONASS} + \tau_c - 03 \text{ horas } 00 \text{ minutos}$$

siendo:

τ_c es el parámetro descrito en 3.1.2.1.3.4; y
03 horas 00 minutos es el desplazamiento continuo de tiempo causado por la diferencia entre la hora de Moscú y la hora de Greenwich.

3.1.2.2.2.4 El desplazamiento de la hora del sistema GLONASS al UTC(SU) se determinará utilizando datos CDMA, mediante la fórmula siguiente:

$$t_{UTC(SU)} = \mathrm{mod}_{86400}\left[t_{GLONASS} + \tau_c(t_b) + \Delta t_b \cdot \dot{\tau}_c(t_b) - 10800\right]$$

$$\Delta t_b = \frac{t_{GLONASS} + \tau_c(t_b) - t_b - \left\langle\left\langle \frac{t_{GLONASS} + \tau_c(t_b) - t_b}{86400} \right\rangle\right\rangle \cdot 86400}{1 - \dot{\tau}_c(t_b)}$$

siendo

$\tau_c(t_b)$, $\dot{\tau}_c(t_b)$ los parámetros transmitidos en señales CDMA dentro de una cadena del tipo 10, 11 o 12, como se muestra en las tablas B-20A y B-20B; y

10 800 segundos el desplazamiento continuo de tiempo causado por la diferencia entre la hora de Moscú y la hora de Greenwich.

3.1.2.2.3 POSICIÓN DEL SATÉLITE

3.1.2.2.3.1 Se definirá la posición actual del centro de masa del satélite mediante los parámetros de efemérides de navegación GLONASS, según lo indicado en la tabla B-17 para las señales FDMA del GLONASS, en la tabla B-20A para L1OC y en la tabla B-20B para L3OC.

3.1.2.2.3.2 Se realiza un nuevo cálculo de efemérides desde el instante tb hasta el instante ti dentro del intervalo ($|\tau i| = |ti - tb| \leq 15$ minutos) mediante una técnica de integración numérica de las ecuaciones diferenciales que describen el movimiento de los satélites. En las partes a la derecha de estas ecuaciones las aceleraciones se determinan utilizando la constante gravitacional μ y se tienen en cuenta el segundo armónico zonal del geopotencial J^2_0 que define el achatamiento polar de la Tierra y las aceleraciones consecuentes a perturbaciones lunisolares. Se integran las ecuaciones en un sistema de coordenadas PZ 90 (3.2.5) aplicando la técnica Runge-Kutta de 4º orden, según lo indicado a continuación:

$$\frac{dx}{dt} = Vx$$

$$\frac{dy}{dt} = Vy$$

$$\frac{dz}{dt} = Vz$$

$$\frac{dV_x}{dt} = -\frac{\mu}{r^3}x - \frac{3}{2}J_0^2\frac{\mu a_e^2}{r^5}x\left(1 - \frac{5z^2}{r^2}\right) + \omega^2 x + 2\omega V_y + \ddot{x}$$

$$\frac{dV_y}{dt} = -\frac{\mu}{r^3}y - \frac{3}{2}J_0^2\frac{\mu a_e^2}{r^5}y\left(1 - \frac{5z^2}{r^2}\right) + \omega^2 y - 2\omega V_x + \ddot{y}$$

$$\frac{dV_z}{dt} = -\frac{\mu}{r^3}z - \frac{3}{2}J_0^2\frac{\mu a_e^2}{r^5}z\left(3 - \frac{5z^2}{r^2}\right) + \ddot{z}$$

$r = \sqrt{x_2 + y_2 + z_2}$;

μ = constante gravitacional universal de la Tierra (398 600,4418 × 10^9 m^3/s^2);

ae = semieje mayor (6 378 136 m);

J20 = segundo armónico zonal del geopotencial (1 082 625,5 × 10–9); y

ω = velocidad de rotación de la Tierra (7,92115 1467× 10^{-5} radianes/s).

Las coordenadas $X_n(t_b)$, $Y_n(t_b)$, $Z_n(t_b)$ y componentes del vector velocidad $\dot{X}_n$ (t_b) = V_x, $\dot{Y}_n$ (t_b) = V_y, $\dot{Z}_n$ (t_b) = Vz son las condiciones iniciales de integración. Las aceleraciones debidas a la perturbación lunisolar $\ddot{X}_n$ (t_b), $\ddot{Y}_n$ (t_b), $\ddot{Z}_n$ (t_b) son constantes en el intervalo de integración de ±15 minutos.

3.1.2.2.3.3 Se realizará un nuevo cálculo de efemérides desde el instante tb hasta el instante ti dentro del intervalo ($|\tau_i| = |t_i - t_b| \leq 4$ horas) para las señales CDMA, como en 3.1.2.2.3.2, salvo que este modelo incluye aceleraciones adicionales que siguen el modelo de un polinomio de grado 4 para incorporar el intervalo ampliado según se describe a continuación:

$$\frac{dx}{dt} = Vx$$

$$\frac{dy}{dt} = Vy$$

$$\frac{dz}{dt} = Vz$$

$$\frac{dV_x}{dt} = -\frac{\mu}{r^3}x - \frac{3}{2}J_0^2\frac{\mu a_e^2}{r^5}x\left(1 - \frac{5z^2}{r^2}\right) + \omega^2 x + 2\omega V_y + \ddot{x} + a_x$$

$$\frac{dV_y}{dt} = -\frac{\mu}{r^3}y - \frac{3}{2}J_0^2\frac{\mu a_e^2}{r^5}y\left(1 - \frac{5z^2}{r^2}\right) + \omega^2 y - 2\omega V_x + \ddot{y} + a_y$$

$$\frac{dV_z}{dt} = -\frac{\mu}{r^3}z - \frac{3}{2}J_0^2\frac{\mu a_e^2}{r^5}z\left(3 - \frac{5z^2}{r^2}\right) + \ddot{z} + a_z$$

$$a_x = \Delta a_{x0} + a_{x1}(t - t_b) + a_{x2}(t - t_b)^2 + a_{x3}(t - t_b)^3 + a_{x4}(t - t_b)^4$$

$$a_y = \Delta a_{y0} + a_{y1}(t - t_b) + a_{y2}(t - t_b)^2 + a_{y3}(t - t_b)^3 + a_{y4}(t - t_b)^4$$

$$a_z = \Delta a_{z0} + a_{z1}(t - t_b) + a_{z2}(t - t_b)^2 + a_{z3}(t - t_b)^3 + a_{z4}(t - t_b)^4$$

Las coordenadas, componentes del vector velocidad en el instante t_b, y las aceleraciones debidas a perturbaciones $\ddot{x}$,$\ddot{y}$,$\ddot{z}$ se transmitirán en señales CDMA dentro de cadenas del tipo 10, 11 o 12. Los parámetros de modelos dinámicos a largo plazo para los polinomios de grado 4 y las aceleraciones a_x,a_y,y a_z, se transmitirán en señales CDMA en cadenas del tipo 31 y 32.

3.1.2.2.4 ALGORITMO PARA DETERMINAR LA POSICIÓN DEL CENTRO DE FASE DE LA ANTENA DEL SATÉLITE

3.1.2.2.4.1 En las mediciones de alta precisión de la seudodistancia se usará un algoritmo para calcular la posición del centro de fase de la antena en el sistema de

coordenadas PZ-90, sobre la base del centro del satélite de la posición de la masa y los datos transmitidos en señales CDMA dentro de la cadena de tipo 16.

Nota.— *En el Apéndice R del documento GLONASS CDMA ICD Descripción general se proporciona información adicional relativa a un algoritmo adecuado para tal efecto.*

3.1.2.2.5 CORRECCIÓN IONOSFÉRICA

3.1.2.2.5.1 La corrección ionosférica para un receptor de frecuencia única se definirá de la forma siguiente:

-para las seudodistancias, m:

$$\Delta S_{ion} = 0.40364.\frac{I_e}{f^2}$$

-para las velocidades, m/s:

$$\Delta V_{ion} = 0.40364.\frac{I_e}{f^2}$$

siendo

f la frecuencia portadora de la señal, en GHz;
I_e el contenido total de electrones (TEC) integrado en la trayectoria de propagación de la señal, $1\times10^{16} m^{-2}$; y
$\dot{I}_e$ el régimen de cambio del TEC integrado en la trayectoria de propagación de la señal, $1x10^{16}\ m^{-2}s^{-1}$.

Nota.- *En el Apéndice Q del documento GLONASS CDMA ICD Descripción General se proporciona información adicional relativa a dos algoritmos adecuados para calcular el TEC integrado en la trayectoria de propagación de la señal sobre la base de datos transmitidos dentro de cadenas de tipo 25. El primero es un algoritmo universal para usuarios terrestres y espaciales. Es más complejo y preciso, y tiene una aplicación más amplia. El segundo algoritmo está destinado únicamente a usuarios terrestres. Es más fácil de aplicar, pero ocasiona errores de TEC más grandes a menos de un ángulo de elevación de 30°. Los errores de corrección ionosféricos residuales del segundo algoritmo no superan los 4 m (probabilidad de 0,95).*

3.1.2.3 ELEMENTOS DE AERONAVE

3.1.2.3.1 RECEPTOR GNSS (GLONASS)

3.1.2.3.1.1 Reservado

3.1.2.3.1.2 Seguimiento de satélite. El receptor proporcionará la función de seguimiento continuo de por lo menos cuatro satélites y generará una solución de posición basada en estas mediciones.

3.1.2.3.1.3 Desplazamiento Doppler. El receptor será capaz de compensar los efectos de desplazamiento Dopplerdinámico en las mediciones de fase de portadora de señal nominal GLONASS y de código normalizado. El receptor compensará el desplazamiento Doppler que es exclusivo de la aplicación prevista.

3.1.2.3.1.4 Resistencia a interferencia. El receptor satisfará los requisitos de resistencia a interferencias, según lo especificado en 3.7.

3.1.2.3.1.4.1 Interferencia intrasistema. Al recibir una señal de navegación FDMA con un canal de frecuencia k = n, la interferencia creada por una señal de navegación con número de canal de frecuencia k = n – 1 o k = n + 1 no será superior a–48 dBc respecto a la potencia mínima especificada del satélite en la superficie de la Tierra,

a condición de que los satélites que transmiten estas señales estén simultáneamente situados en la zona de visibilidad del usuario.

Nota.- *La interferencia intrasistema es la característica de correlación mutua de la señal telemétrica seudoaleatoria respecto al acceso múltiple por distribución de frecuencias.*

3.1.2.3.1.4.2 Para las señales CDMA, la interferencia de acceso múltiple se definirá por la característica de correlación mutua de los códigos telemétricos y dependerá del número de símbolos elementales *N* de los períodos de esos códigos. La potencia de interferencia por acceso múltiple en relación a la potencia de la señal L1OCd no superará el nivel de -30 dB. La potencia de interferencia por acceso múltiple en relación a la potencia de la señal L1OCp no superará el nivel de -36 dB. La potencia de interferencia por acceso múltiple en relación a la potencia de la señal L3OC no superará el nivel de -40 dB.

3.1.2.3.1.5 **Aplicación de datos de reloj y de efemérides**. El receptor se asegurará de que se están utilizando los datos correctos de efemérides y de reloj antes de presentar cualquier solución de posición.

3.1.2.3.1.6 **Corrección de segundo intercalar.** Después de una corrección de segundo intercalar en el tiempo GLONASS (véase tb en 3.1.2.1.3.1), el receptor GLONASS será capaz de lo siguiente GLONASS:

a. generar series suaves y válidas de mediciones de seudodistancia; y

b. sincronizar de nuevo la marcación de tiempo de cadena de datos sin pérdida de seguimiento de la señal

3.1.2.3.1.6.1 Después de la corrección de segundos intercalares en la hora GLONASS, el receptor GLONASS utilizará la hora UTC de la forma siguiente:

a. utilizará la hora UTC antigua (antes de la corrección) junto con la antigua efeméride (transmitida antes de las 00 horas 00 minutos 00 segundos UTC); y

b. utilizará la hora UTC actualizada junto con la nueva efeméride (transmitida después de 00 horas 00 minutos 00 segundos UTC).

Nota - *En el Apéndice E del documento GLONASS CDMA ICD Descripción general figura información adicional relativa a los aspectos específicos del funcionamiento del receptor durante las correcciones programadas de la hora del GLONASS y la hora de Moscú en las situaciones especificadas.*

3.1.2.4 Hora

3.1.2.4.1 Para los satélites GLONASS M, el mensaje de navegación contendrá los datos necesarios para relacionar la hora UTC(SU) con la hora UT1. Se mantendrá la hora GLONASS dentro de 1 milisegundo de la hora UTC(SU) después de la corrección respecto a un número entero de horas por características propias del segmento de control GLONASS:

$| t_{GLONASS} - (UTC + 03 \text{ horas } 00 \text{ minutos}) | < 1 \text{ ms}$

Los datos de navegación incluirán los datos requeridos para relacionar la hora GLONASS a la hora UTC [mantenida por el Servicio Horario Nacional de Rusia UTC (SU)] dentro de 1 microsegundo.

Nota 1.- Las escalas de tiempo de los satélites GLONASS se comparan periódicamente con la hora central de sincronizador. Las correcciones de escalas de tiempo de los satélites GLONASS relativas a la hora GLONASS y a la hora

UTC(SU) se calculan en el complejo de control de base terrestre del GLONASS y se cargan a los satélites dos veces al día.

Nota 2.- *No hay ninguna diferencia de segundo entero entre la hora GLONASS y UTC. Se corrige periódicamente la escala de tiempo GLONASS a un número entero de segundos simultáneamente con correcciones UTC que se ejecutan de conformidad con la corrección del Bureau International de l'Heure (corrección de segundo de salto). Se ejecutan estas correcciones a las 00 horas 00 minutos 00 segundos UTC en la medianoche al final de un trimestre. Después de la corrección de segundos de salto GLONASS la marcación de tiempo dentro del mensaje de navegación modifica su posición (en una escala de tiempo continua), para estar sincronizada con épocas de 2 segundos de la escala de tiempo UTC corregido. Se notifican a los usuarios GLONASS por adelantado estas correcciones previstas. Para los satélites GLONASS-M, la notificación de estas correcciones se proporciona a los usuarios mediante el parámetro del mensaje de navegación KP.*

3.1.2.4.2 La exactitud de la sincronización mutua de las escalas de tiempo de los satélites será de 20 nanosegundos (1 sigma) para los satélites GLONASS y de 8 nanosegundos (1 sigma) para los satélites GLONASS-M.

3.1.2.4.3 La corrección de la hora GPS en relación con la hora GLONASS (o la diferencia entre estas escalas de tiempo) radiodifundida por los satélites GLONASS-M, **τ**GPS, no excederá de 30 nanosegundos (1 sigma).

Nota.- *La exactitud de* τ_{GPS} *(30 ns) se determina por referencia a la señal de adquisición aproximativa GPS SPS y puede perfeccionarse después de que se completen los ensayos del sistema GLONASS utilizando satélites GLONASS-M.*

3.1.2.4.4 La hora de la señal la generará y mantendrá un reloj a bordo sobre la base de la frecuencia patrón atómico, se sincronizará con la hora GLONASS y se difundirá en forma de señales de radio de navegación.

Nota 1.- *La hora de la señal difiere de la hora del reloj a bordo en el valor de retardo de grupo. Así pues, las correcciones de la hora de la señal en las cadenas de tipo 10, 11 y 12 incluyen valores de retardo de grupo.*

Nota 2.- *En el documento GLONASS CDMA ICD Descripción general se proporciona información adicional relativa a la hora de la señal.*

3.1.2.4.4.1 Los datos de navegación para cualquier señal CDMA del GLONASS contendrán los parámetros estimados del modelo polinómico para relacionar la radiodifusión del tiempo en esta señal con el tiempo del GLONASS, así como para relacionar un componente piloto de esta señal con su componente de datos.

3.1.2.4.4.2 Cuando se corrige el tiempo del GLONASS por ±1s durante las correcciones de segundos intercalares programadas de UTC (SU), la corrección simultánea de la hora de la señal para todos los satélites se llevará a cabo mediante el cambio de la marcación de la hora de la secuencia de impulsos que representa los segundos.

Nota.- *Los datos de navegación sirven para avisar a los usuarios con antelación del día y el signo de la corrección.*

3.1.2.5 SISTEMA DE COORDENADAS.-

3.1.2.5.1 **PZ-90** (Parámetros de elipsoide terrenal común y campo gravitacional de la Tierra **1990**). Las efemérides de radiodifusión **GLONASS** describirá una posición del centro de fase de la antena transmisora y de un satélite determinado en el marco de referencia centrado y fijo respecto a la Tierra **PZ-90**.

3.1.2.5.2 Conversión entre **PZ-90** y **WGS-84.**

3.1.2.5.2.1 Deberían utilizarse los parámetros de conversión siguientes para obtener las coordenadas de posición en WGS-84 (Versión G1674) a partir de las coordenadas de posición en PZ-90 (Versión PZ-90.11):

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{WGS-84} = \begin{bmatrix} 1 & 0{,}0097 \times 10^{-9} & 0{,}2036 \times 10^{-9} \\ -0{,}0097 \times 10^{-9} & 1 & 0{,}0921 \times 10^{-9} \\ -0{,}2036 \times 10^{-9} & 0{,}0921 \times 10^{-9} & 1 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{PZ-90} + \begin{bmatrix} 0{,}003 \\ 0{,}001 \\ 0 \end{bmatrix}$$

Nota 1.— *X, Y y Z se expresan en metros. La diferencia entre las versiones WGS-84 (G1674) y PZ-90 (PZ-90.11) no es significativa con respecto a los requisitos operacionales.*

Nota 2.— *El Adjunto D, sección 4.1.2.9.3 contiene texto de orientación sobre la conversión entre PZ-90 y WGS-84.*

3.1.3 Servicio abierto de Galileo (OS de Galileo)

3.1.3.1 ELEMENTOS AJENOS A LA AERONAVE

3.1.3.1.1 CARACTERÍSTICAS RF DE GALILEO

3.1.3.1.1.1 Requisitos comunes de E1 y E5

3.1.3.1.1.1.1 Ruido de fase de la portadora. La densidad espectral de ruido de fase de la portadora no modulada en E5 y E1 será tal que un bucle de enganche de fase de segundo orden con una anchura de banda de ruido unilateral de 10 Hz sea capaz de seguir la portadora con una precisión de media cuadrática (RMS) de 0,04 radianes.

3.1.3.1.1.1.2 Emisiones no esenciales. Las emisiones no esenciales en la banda estarán por lo menos 35 dB por debajo de las portadoras E1 y E5 no moduladas en toda la anchura de banda por canal atribuida.

3.1.3.1.1.1.3 Pérdida de correlación. La pérdida de la potencia de la señal recuperada debido a imperfecciones en la modulación de la señal y en la distorsión de forma de onda no excederá de 0,6 dB para cada señal (E1, E5a y E5b).

Nota.- La pérdida de potencia de la señal es la diferencia entre la potencia de radiodifusión en la anchura de banda especificada y la potencia de la señal recuperada mediante un receptor libre de ruidos y sin pérdidas con una separación entre correladores de 1 chip y la misma anchura de banda.

3.1.3.1.1.1.4 Coherencia de código/datos. El borde de cada símbolo de datos se alineará con el borde del chip de código telemétrico correspondiente. El inicio del código telemétrico periódico se alineará con el inicio de un símbolo de datos. El borde de cada chip de código secundario se alineará con el borde del chip de un código telemétrico primario. El inicio de un chip de código primario se alineará con el inicio de un chip de código secundario.

3.1.3.1.1.2 Características RF de E1

3.1.3.1.1.2.1 Componentes de la señal E1. La señal E1 constará de dos componentes de señal: un componente de datos de navegación E1-B con una velocidad de símbolos de datos de navegación de 250 símbolos por segundo y un componente piloto E1-C.

3.1.3.1.1.2.2 División de potencia de la señal E1. La potencia de la señal E1 se dividirá por igual entre los componentes de señal E1-B y E1-C.

3.1.3.1.1.2.3 Código telemétrico de E1-B (CE1-B). El código telemétrico de E1-B será un código telemétrico de 1,023 megachips por segundo que se repetirá cada 4 milisegundos, derivado de un código telemétrico primario de 4 092 chips.

Nota. — *En el documento Galileo OS SIS ICD, Capítulo 3 y Anexo C, se proporciona más información sobre los códigos telemétricos de E1-B*

3.1.3.1.1.2.4 **Código telemétrico de E1-C (CE1-C).** El código telemétrico de E1-C será un código telemétrico de 1,023 megachips por segundo que se repetirá cada 100 milisegundos, derivado de la adición Módulo 2 de un código telemétrico primario de 4 092 chips y un código secundario de 25 chips.

Nota.- *En el documento Galileo OS SIS ICD, Capítulo 3 y Anexo C, se proporciona más información sobre los códigos telemétricos E1-C.*

3.1.3.1.1.2.6 **Generación del componente de datos E1-B.** El componente de datos E1-B se generará a partir del tren de datos de navegación de E1 (DE1-B) y el código telemétrico de E1-B (CE1-B), modulado con dos subportadoras CBOC en fase de 1,023 MHz y 6,138 MHz, respectivamente, como se muestra en la Figura GAL-1.

Nota.- *El componente sin subportadora del componente de datos de navegación de E1 —es decir, antes de la modulación CBOC— se denota como eE1-B. En el documento Galileo OS SIS ICD, 2.3.3, se proporciona más información sobre la generación de eE1-B.*

3.1.3.1.1.2.6 **Generación del componente piloto E1-C.** El componente piloto E1-C se generará a partir del código telemétrico de E1-C (*CE1-C*) modulado con dos subportadoras CBOC en antifase de 1,023 MHz y 6,138 MHz, respectivamente, como se muestra en la Figura GAL-1.

Nota.- *El componente sin subportadora del componente piloto de E1 —es decir, antes de la modulación CBOC— se denota como eE1-C. En el documento Galileo OS SIS ICD, 2.3.3, se proporciona más información sobre la generación de eE1-C.*

3.1.3.1.1.2.7 **Modulación de la señal E1.** La señal binaria compuesta E1-B/C se generará a partir de la modulación CBOC de los componentes de señal binaria, *eE1-B* y *eE1-C*, y las subportadoras, como se ilustra en la Figura GAL-1.

Nota.- *En el documento Galileo OS SIS ICD, 2.3.3, se proporciona más información sobre la generación de E1-B/C.*

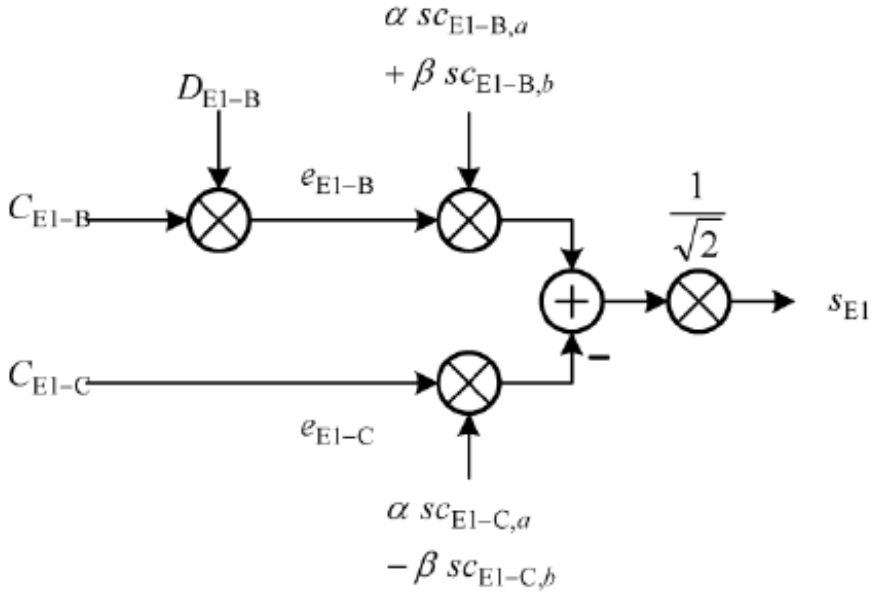


Figura GAL-1. Esquema de modulación CBOC de la señal E1

3.1.3.1.1.3 Características RF de E5a y E5b

3.1.3.1.1.3.1 Componentes de la señal E5a. La señal E5a constará de dos componentes de señal: un componente de datos de navegación E5a-I con una velocidad de símbolos de datos de navegación de 50 símbolos por segundo y un componente piloto E5a-Q.

3.1.3.1.1.3.2 División de potencia de la señal E5a. La potencia de la señal E5a se dividirá por igual entre los componentes E5a-I y E5a-Q.

3.1.3.1.1.3.3 Código telemétrico de E5a-I (CE5a-I). La secuencia de código telemétrico de E5a-I será un código telemétrico de 10,230 megachips por segundo que se repetirá cada 20 milisegundos, derivado de la adición Módulo 2 de un código telemétrico primario de 10 230 chips y un código secundario de 20 chips.

Nota.- *En el documento Galileo OS SIS ICD, Capítulo 3 y Anexo C, se proporciona más información sobre los códigos telemétricos de E5a-I.*

3.1.3.1.1.3.4 Código telemétrico de E5a-Q (CE5a-Q). El código telemétrico de E5a-Q será un código telemétrico de 10,230 megachips por segundo que se repetirá cada 100 milisegundos, derivado de la adición Módulo 2 de un código telemétrico primario de 10 230 chips y un código secundario de 100 chips.

Nota.- *En el documento Galileo OS SIS ICD, Capítulo 3 y Anexo C, se proporciona más información sobre los códigos telemétricos de E5a-Q.*

3.1.3.1.1.3.5 Generación del componente de datos E5a-I. El componente de datos de E5a se generará a partir del tren de datos de navegación de E5a (DE5a-I) y el código telemétrico de E5a-I (CE5a-I).

Nota.- *El componente sin subportadora del componente de datos de navegación de E5a —es decir, antes de la modulación AltBOC— se denota como eE5a-I.*

3.1.3.1.1.3.6 Generación del componente piloto E5a-Q. El componente piloto de E5a se generará a partir del código telemétrico de E5a-Q (CE5a-Q).

Nota.- *El componente sin subportadora del componente piloto de E5a —es decir, antes de la modulación AltBOC— se denota como eE5a-Q.*

3.1.3.1.1.3.7 Componentes de la señal E5b. La señal E5b constará de dos componentes de señal: un componente de datos de navegación E5b-I con una velocidad de símbolos de datos de navegación de 250 símbolos por segundo y un componente piloto E5b-Q.

3.1.3.1.1.3.8 División de potencia de la señal E5b. La potencia de la señal E5b se dividirá por igual entre los componentes E5b-I y E5b-Q.

3.1.3.1.1.3.9 Código telemétrico de E5b-I (CE5b-I). El código telemétrico de E5b-I será un código telemétrico de 10,230 megachips por segundo que se repetirá cada 4 milisegundos, derivado de la adición Módulo 2 de un código telemétrico primario de 10 230 chips y un código secundario de 4 chips.

Nota.- *En el documento Galileo OS SIS ICD, Capítulo 3 y Anexo C, se proporciona más información sobre los códigos telemétricos de E5b-I.*

3.1.3.1.1.3.10 Código telemétrico de E5b-Q *(CE5b-Q).* El código telemétrico de E5b-Q será un código telemétrico de 10,230 megachips por segundo que se repetirá cada 100 milisegundos, derivado de la adición Módulo 2 de un código telemétrico primario de 10 230 chips y un código secundario de 100 chips.

Nota.- *En el documento Galileo OS SIS ICD, Capítulo 3 y Anexo C, se proporciona más información sobre los códigos telemétricos de E5b-Q.*

3.1.3.1.1.3.11 Generación del componente de datos E5b-I. El componente de datos de E5b se generará a partir del tren de datos de navegación (*DE5b-I*) y el código telemétrico (CE5b-I) de E5b.

Nota.- *El componente sin subportadora del componente de datos de navegación de E5b —es decir, antes de la modulación AltBOC— se denota como* $e_{E5b\text{-}I}$**.**

3.1.3.1.1.3.12 Generación del componente piloto E5b-Q. El componente piloto de E5b se generará a partir del código telemétrico ($C_{E5b\text{-}Q}$)**.**

Nota.- *El componente sin subportadora del componente piloto de E5b —es* decir, antes de la modulación AltBOC— se denota como eE5b-Q.

3.1.3.1.1.3.13 Modulación de la señal E5. La señal E5 de banda ancha se generará mediante la modulación AltBOC de una subportadora de banda lateral de 15,345 MHz (15 × 1,023 MHz) con los componentes de señal binaria *eE5a-I, eE5a-Q, eE5b-I* and *eE5b-Q*, como se ilustra en la Figura GAL-2.

Nota 1.- *Las señales E5a y E5b pueden ser procesadas de manera independiente por el receptor del usuario como si fueran dos señales QPSK separadas con una frecuencia portadora de 1176,45 MHz y 1207,14 MHz, respectivamente.*

Nota 2.- *En el documento Galileo OS SIS ICD, 2.3.1, se proporciona más información sobre la generación de E5.*

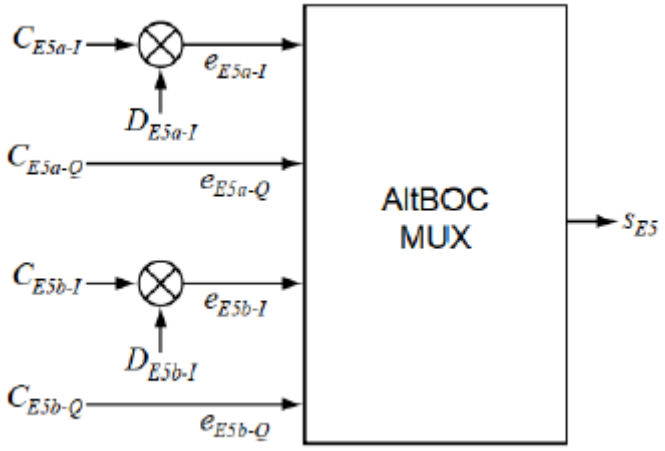


Figura GAL-2. Esquema de modulación AltBOC de la señal E5

3.1.3.1.1.4 Asignación de códigos a satélites

3.1.3.1.1.4.1 Asignación de código telemétrico primario a satélites. El número n de código primario de E5a-I, E5a-Q, E1-B y E1-C se asignará al número n de identificación de vehículo espacial (SVID) (donde n=1 a 36).

3.1.3.1.1.4.2 Asignación de código telemétrico secundario a satélites. El código secundario de E5a-Q se asignará en función del número n de SVID (donde n=1 a 36). Los códigos secundarios de E5a-I y E1-C serán constantes, independientemente del SVID.

3.1.3.1.2 ESTRUCTURA DE DATOs

Nota.- *En el documento Galileo OS SIS ICD se proporciona más información sobre la estructura de datos*

3.1.3.1.2.1 Características del mensaje de E5a-I (F/NAV)

3.1.3.1.2.1.1 El mensaje de E5a-I se transmitirá como una secuencia de tramas, como se indica en la Figura GAL-3. El período de cada trama será de 600 segundos. Cada trama comprenderá 12 subtramas de un período de 50 segundos por subtrama. Cada subtrama comprenderá cinco páginas de un período de 10 segundos por página.

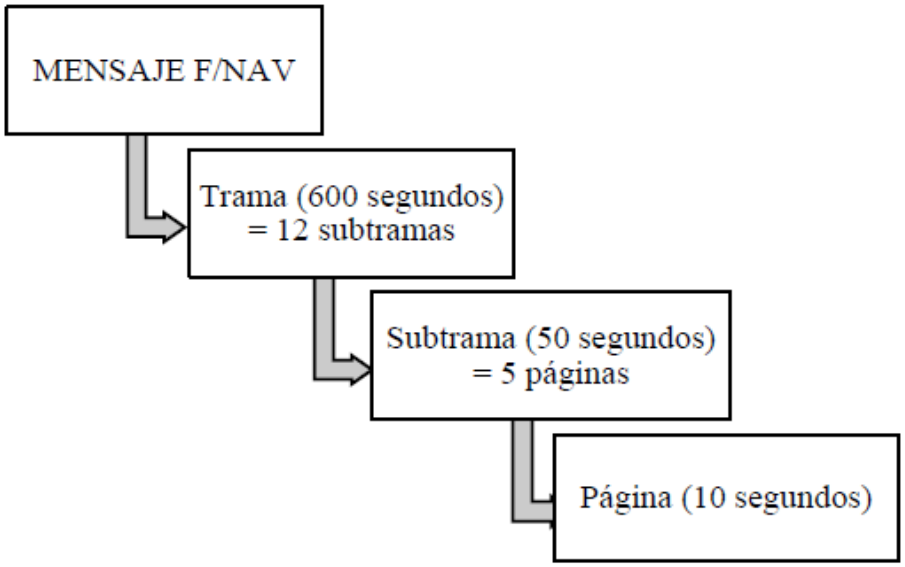


Figura GAL-3. Estructura del mensaje F/NAV

3.1.3.1.2.1.2 Estructura de página. Cada estructura de página comprenderá los elementos siguientes estructurados como se indica en la Tabla GAL-1:

- 12 símbolos del bloque de sincronización
- 488 símbolos entrelazados del bloque del mensaje

Tabla GAL-1. Disposición de la página F/NAV

Sinc.	Símbolos F/NAV	Total (símbolos)
12	488	500

Palabra F/NAV (bits)			Cola (bits)	Total (bits)
Tipo de página	Datos de nav.	CRC		
6	208	24	6	244

3.1.3.1.2.1.3 **Bloque de sincronización.** El primer elemento de cada página será una secuencia de sincronización de 12 símbolos. La secuencia de sincronización será “101101110000”, con el MSB transmitido en primer lugar, y se añadirá al principio del campo de 488 símbolos entrelazados del bloque del mensaje después del procedimiento de entrelazado descrito en 3.1.3.1.2.1.6.

3.1.3.1.2.1.4 **Palabra del mensaje F/NAV.** La palabra del mensaje comprenderá 244 bits que consistirán en un tipo de página de 6 bits, un campo de datos de 208 bits, una CRC de 24 bits y un campo de cola de 6 bits. El campo de cola de 6 bits será “000000”.

Nota.- *En el documento Galileo OS SIS ICD se proporciona más información sobre las palabras del mensaje.*

3.1.3.1.2.1.5 **Codificación de la FEC del mensaje *F/NAV*.** El tren de datos de 25 bits por segundo se codificará a una velocidad de transmisión de dos símbolos por bit mediante un código convolucional limitado a una longitud de siete a fin de generar 50 símbolos por segundo. La disposición lógica del codificador convolucional será según lo ilustrado en la Figura GAL-4, con la salida G1 seleccionada para la primera mitad de cada período de bits de datos de 40 milisegundos, que da como resultado 488 símbolos por página, donde S1 es el primer símbolo y S488 es el último símbolo.

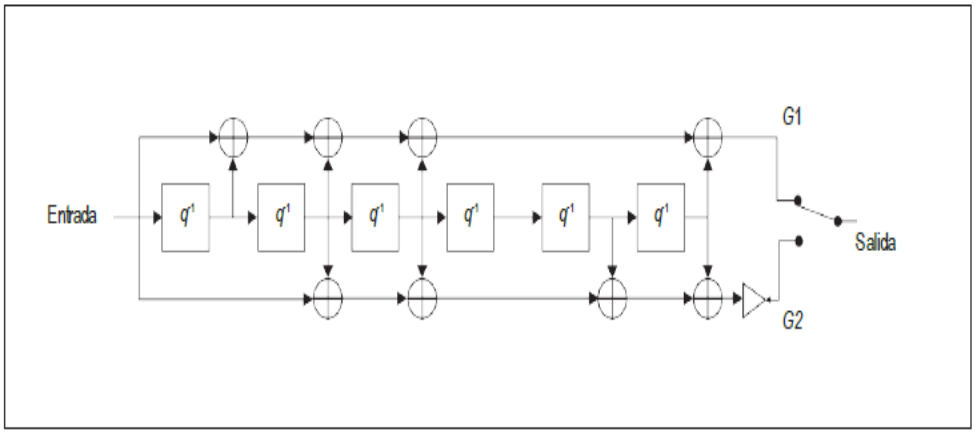


Figura GAL-4. Esquema de codificación convolucional del mensaje F/NAV

3.1.3.1.2.1.6 **Procedimiento de entrelazado de E5a-I.** Los símbolos del bloque del mensaje de E5a-I se entrelazarán mediante una matriz de 61 columnas y 8 filas, donde cada entrada es un símbolo. Los símbolos del bloque del mensaje se escribirán en cada columna y se ordenarán para su transmisión, fila por fila, empezando por la esquina superior izquierda de la matriz, como se indica en la Tabla GAL-2

Tabla GAL-2. Matriz de entrelazado de E5a-I

Columnas→ Filas ↓	C_1	C_2	C_3	…	C_{60}	C_{61}
R_1	S_1	S_9	S_{17}	…	S_{473}	S_{481}
R_2	S_2	S_{10}	S_{18}	…	S_{474}	S_{482}
R_3	S_3	S_{11}	S_{19}	…	S_{475}	S_{483}
…	…	…	…	…	…	…
R_7	S_7	S_{15}	S_{23}	…	S_{479}	S_{487}
R_8	S_8	S_{16}	S_{24}	…	S_{480}	S_{488}

3.1.3.1.2.2 Características del mensaje de E1-B (I/NAV)

3.1.3.1.2.2.1 El mensaje de E1-B se transmitirá como una secuencia de tramas, como se indica en la Figura GAL-5. El período de cada trama será de 720 segundos. Cada trama comprenderá 24 subtramas de un período de 30 segundos por subtrama. Cada subtrama comprenderá 15 páginas nominales de un período de 2 segundos por página. Cada página comprenderá dos subpáginas de un período de un segundo cada una.

Nota 1.- *Las dos subpáginas de una página se conocen como página par y página impar.*

Nota 2.- *La estructura del mensaje I/NAV se presenta en la Figura GAL-5.*

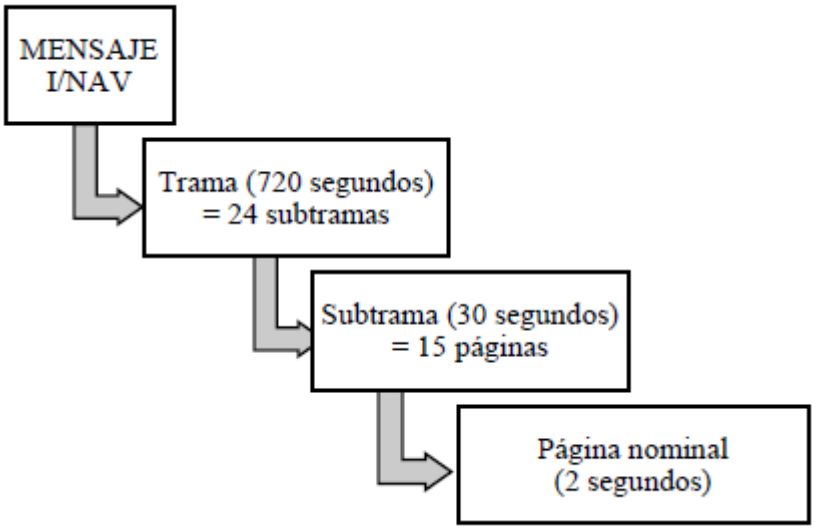


Figura GAL-5. Estructura del mensaje I/NAV

3.1.3.1.2.2.2 Tipo de página. Habrá dos tipos de páginas: una página nominal y una página de alerta. La página nominal contendrá la palabra de datos nominal.

Nota.- *La página de alerta está reservada para aplicaciones futuras*

3.1.3.1.2.2.3 Página nominal. Una página nominal constará de dos partes (par e impar) transmitidas en secuencia en la misma frecuencia y se estructurará como se indica en la Tabla GAL-4. La página nominal contendrá 240 bits: los primeros 120 bits estarán en la subpágina nominal par y los segundos 120 bits, en la subpágina nominal impar.

3.1.3.1.2.2.4 Palabra de datos nominal. La palabra de datos nominal de E1-B contendrá 128 bits que consistirán en un tipo de palabra de 6 bits y un campo de datos de 122 bits.

3.1.3.1.2.2.5 **Estructura de la subpágina.** Cada estructura de subpágina comprenderá los elementos siguientes estructurados como se indica en la Tabla GAL-3:

a) 10 símbolos del bloque de sincronización; y

b) 240 símbolos entrelazados del bloque del mensaje.

Tabla GAL-3. Disposición de la subpágina I/NAV

Sinc.	Símbolos de la subpágina I/NAV (par o impar)		Total (símbolos)
10	240		250
	Bits de la subpágina I/NAV (par o impar)	Cola (bits)	Total (bits)
	114	6	120

3.1.3.1.2.2.6 **Bloque de sincronización.** El primer elemento de cada subpágina será una secuencia de sincronización de 10 símbolos. La secuencia de sincronización será “0101100000”, con el MSB transmitido en primer lugar, y se añadirá al principio del campo de 240 símbolos entrelazados del bloque del mensaje después del procedimiento de entrelazado descrito en 3.1.3.1.2.2.10.

3.1.3.1.2.2.7 **Subpágina par.** La subpágina par contendrá un bit que denotará la parte (par o impar) de la subpágina que se transmite, un bit de tipo para indicar que se trata de una página nominal, los primeros 112 bits de la palabra de datos nominal y un campo de cola de 6 bits, como se indica en la Tabla GAL-4. El campo de cola será “000000”.

3.1.3.1.2.2.8 **Subpágina impar.** La subpágina impar contendrá un bit que denotará la parte (par o impar) de la subpágina que se transmite, un bit de tipo para indicar que se trata de una página nominal, los 16 últimos bits de la palabra de datos nominal, un campo “reservado 1” de 40 bits, 22 bits para datos de búsqueda y salvamento (SAR), un campo extra de 2 bits, una CRC de 24 bits, un campo “reservado 2” de 8 bits y un campo de cola de 6 bits, como se indica en la Tabla GAL-4. El campo de cola será “000000”.

Nota.- *Galileo proporciona prestaciones mejoradas de localización y llamada de socorro para la prestación de un servicio SAR interoperable con el sistema COSPAS – SARSAT. El servicio SAR de Galileo está fuera del alcance del Anexo 10.*

Tabla GAL-4. Página nominal I/NAV con asignación de bits

E1-B									
Par/impar=1	Tipo de página=0	Palabra de datos (2/2)	Reservado 1	SAR	Extra	CRC	Reservado 2	Cola	Total (bits)
1	1	16	40	22	2	24	8	6	120

Par/impar=0	Tipo de página=0	Palabra de datos (1/2)	Cola	Total (bits)
1	1	112	6	120

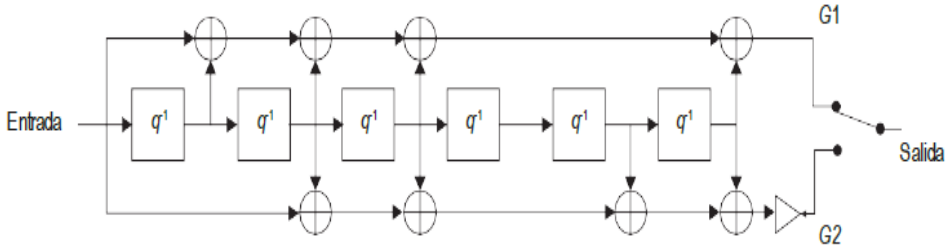
Nota 1.— *El campo par/impar (1 bit) indica la parte de la página (0=par/1=impar) que se radiodifunde.*

Nota 2.— *El campo del tipo de página (1 bit) igual a 0 indica el tipo de página nominal.*

Nota 3.— *El campo de datos comprende una palabra de datos nominal (descrita en 3.1.3.1.2.2.4) de 128 bits [que consta de 112 bits de datos (1/2) y 16 bits de datos (2/2)].*

3.1.3.1.2.2.9 **Codificación de la FEC del mensaje I/NAV.** Los datos de 125 bits por segundo en las subpáginas par e impar se codificarán a una velocidad de transmisión de dos símbolos por bit mediante un código convolucional limitado a una longitud de siete a fin de generar 250 símbolos por segundo. La disposición lógica del codificador convolucional será según lo ilustrado en la Figura GAL-6, con la salida G1 seleccionada para la primera mitad de cada período de bits de datos de 8 milisegundos que da como resultado 240 símbolos por página, donde S1 es el primer símbolo y S240 es el último símbolo.

Figura GAL-6. Esquema de codificación convolucional



3.1.3.1.2.2.10 **Procedimiento de entrelazado de E1-B.** Los símbolos del bloque del mensaje de E1-B se entrelazarán mediante una matriz de 30 columnas y ocho filas, donde cada entrada es un símbolo. Los símbolos del bloque del mensaje se escribirán en cada columna y se ordenarán para su transmisión, fila por fila, empezando por la esquina superior izquierda de la matriz, como se indica en la Tabla GAL-5.

Tabla GAL-5. Matriz de entrelazado de E1-B

Columnas→ Filas ↓	C_1	C_2	C_3	…	C_{29}	C_{30}
R_1	S_1	S_9	S_{17}	…	S_{225}	S_{233}
R_2	S_2	S_{10}	S_{18}	…	S_{226}	S_{234}
R_3	S_3	S_{11}	S_{19}	…	S_{227}	S_{235}
…	…	…	…	…	…	…
R_7	S_7	S_{15}	S_{23}	…	S_{231}	S_{239}
R_8	S_8	S_{16}	S_{24}	…	S_{232}	S_{240}

3.1.3.1.2.2.11 Secuencia de transmisión de páginas nominales en E1. Las páginas se transmitirán en E1-B de tal manera que la subpágina par de cualquier palabra se transmitirá antes de la subpágina impar de la misma palabra.

3.1.3.1.3 CONTENIDO DE DATOS

Nota.- *En el documento Galileo OS SIS ICD, Capítulos 4 y 5, se proporciona más información sobre el contenido y los parámetros de los datos de navegación del servicio abierto de Galileo.*

3.1.3.1.3.1 El contenido de los tipos de página del mensaje F/NAV de E5a-I será como se indica en la Tabla GAL-6.

Nota 1.— *Las subtramas con numeración impar contienen el tipo de página 5 y las subtramas con numeración par contienen el tipo de página 6, lo cual permite la transmisión de los almanaques para tres satélites en dos subtramas sucesivas (100 segundos).*

Nota 2.— *El parámetro k designa el "número de satélite 1", k+1 designa el "número de satélite 2", etc. No es un parámetro de datos de navegación. k es establecido por el sistema de control de Galileo. La disposición de la trama completa del mensaje F/NAV (12 subtramas) puede transmitir los almanaques para 18 satélites, secuenciados como se indica en el documento Galileo OS SIS ICD, 4.2.3.*

Nota 3.— *En el documento Galileo OS SIS ICD, 4.2.4, se proporciona más información sobre la asignación de bits de los distintos tipos de página del mensaje F/NAV.*

Tabla GAL-6. Contenido de los tipos de página del mensaje F/NAV de E5a-I

	Tipo de página	Contenido de la página
Subtrama impar	1	IODnav, SVID, corrección del reloj, índice de exactitud de la SIS (SISA), corrección ionosférica, retardo de grupo radiodifundido (BGD), estado de funcionalidad de la señal (SHS), tiempo del sistema Galileo (GST) y estado de validez de los datos (DVS)
	2	IODnav, efemérides (1/3) y GST
	3	IODnav, efemérides (2/3) y GST
	4	IODnav, efemérides (3/3), conversión GST-UTC, conversión GST-GPS y hora de la semana (TOW)
	5	IODa, número de semana de almanaque, hora de referencia de almanaque, almanaque para el satélite k+3(n-1)/2 y almanaque para el satélite (k+1)+3(n-1)/2 parte 1; donde n es el número de la subtrama
Subtrama par	1	IODnav, SVID, corrección del reloj, SISA, corrección ionosférica, BGD, SHS, GST y DVS
	2	IODnav, efemérides (1/3) y GST
	3	IODnav, efemérides (2/3) y GST
	4	IODnav, efemérides (3/3), conversión GST-UTC, conversión GST-GPS y TOW
	6	IODa, almanaque para el satélite (k+1)+3(n-2)/2 parte 2 y almanaque para el satélite (k+2)+3(n-2)/2; donde n es el número de la subtrama

3.1.3.1.3.2 El contenido de los tipos de palabra del mensaje I/NAV de E1-B será como se indica en la Tabla GAL-7.

Nota 1.- *En el documento Galileo OS SIS ICD, 4.3.3, se proporciona más*

Tipo de palabra	Contenido de la palabra
0	Palabra extra
1	IODnav y efemérides (1/4)
2	IODnav y efemérides (2/4)
3	IODnav y efemérides (3/4)
4	IODnav, SVID, efemérides (4/4) y corrección del reloj
5	Corrección ionosférica, BGD, SHS, GST y DVS
6	Conversión GST-UTC y TOW
7	IODa, almanaque para el satélite k (parte 1), hora de referencia de almanaque y número de semana de referencia de almanaque
8	IODa, almanaque para el satélite k (parte 2) y el satélite k+1 (parte 1)
9	IODa, hora de referencia de almanaque, número de semana de referencia de almanaque, almanaque para el satélite k+1 (parte 2) y para el satélite k+2 (parte 1)
10	IODa, almanaque para el satélite k+2 (parte 2) y parámetros de conversión GST-GPS

disposición de la subtrama nominal del mensaje I/NAV. información sobre la

Nota 2.- *El parámetro k cambia cada dos subtramas (es decir, las subtramas 1 y 2 tienen el mismo parámetro k, las subtramas 3 y 4 tienen el siguiente, etc.). La disposición de la trama completa del mensaje I/NAV (24 subtramas) puede transmitir los almanaques para 36 satélites, secuenciados como se indica en el documento Galileo OS SIS ICD, 4.3.4.*

Nota 3.- *En el documento Galileo OS SIS ICD, 4.3.5, se proporciona más información sobre la asignación de bits de los distintos tipos de palabra I/NAV.*

Tabla GAL-7. Contenido de los tipos de palabra del mensaje I/NAV de E1-B

3.1.3.1.3.3 Los parámetros de efemérides se proporcionarán tanto en los mensajes I/NAV como F/NAV transmitidos por cada satélite de Galileo. Se aplicará una sola efemérides a todas las señales de un satélite determinado.

Nota. — *La efemérides se calcula con respecto al centro de fase aparente de la antena común a cada frecuencia.*

3.1.3.1.3.4 El estado de la SIS del servicio abierto de Galileo adoptará uno de los tres valores siguientes:

• SIS funcional: la SIS debería cumplir los requisitos de rendimiento mínimos.

• SIS disfuncional: la SIS está fuera de servicio o en prueba.

• SIS marginal: la SIS no se encuentra en ninguna de las dos condiciones anteriores.

3.1.3.1.3.4.1 El estado de la SIS se codificará en el mensaje de navegación mediante tres banderas de estado de la SIS: la bandera del estado de funcionalidad de la señal (SHS), la bandera del estado de validez de los datos (DVS) y el índice de exactitud de la SIS (SISA).

Nota.— *En el documento Galileo OS SIS ICD, 5.1.9.3 y 5.1.12, se proporciona más información sobre la posición de las banderas de estado de la SIS de Galileo en el mensaje de navegación.*

3.1.3.1.3.4.2 *SISA.* El SISA se atribuirá como se indica en la Tabla GAL-8.

Tabla GAL-8. Índice SISA

SISA	Valor de exactitud de la SIS (m)
0 a 49	0 m a 0,49 m con una resolución de 1 cm
50 a 74	0,50 m a 0,98 m con una resolución de 2 cm
75 a 99	1,00 m a 1,96 m con una resolución de 4 cm
100 a 125	2,00 m a 6,00 m con una resolución de 16 cm
126 a 254	Extra
255	Sin predicción de exactitud disponible (NAPA)

3.1.3.1.3.4.3 El SISA se codificará como se indica en la Tabla GAL-9.

Tabla GAL-9. Parámetros SISA

Parámetro	Definición	BITS	Factor de escala	Unidades
SISA (E1, E5a)	Índice de precisión de la SIS para la doble frecuencia E1-E5a	8	N/A	Adimensional
SISA (E1, E5b)	Índice de precisión de la SIS para la doble frecuencia E1-E5b	8	N/A	Adimensional

3.1.3.1.3.4.4 *Estado de funcionalidad de la señal (SHS).* El índice del SHS se codificará de acuerdo con los valores indicados en la Tabla GAL-10.

Tabla GAL-10. Índice del estado de funcionalidad de la señal

Índice de la SHS	Definición del estado de la señal
0	Señal satisfactoria
1	Señal fuera de servicio
2	Señal estará fuera de servicio
3	Señal en modo de prueba

3.1.3.1.3.4.5 *Estado de validez de los datos (DVS).* El índice del DVS se codificará de acuerdo con los valores indicados en la Tabla GAL-11.

Tabla GAL-11. Índice del estado de validez de los datos

Índice del estado de validez de los datos	Definición del estado de la señal
0	Datos de navegación válidos (NDV)
1	Funcionamiento sin garantía (WWG)

3.1.3.1.3.4.6 La correspondencia entre los valores de las banderas de estado de la SIS se presenta en la Tabla GAL-12.

Tabla GAL-12. Correspondencia entre el estado de la SIS del servicio abierto de Galileo y las banderas de estado de la SIS

Estado de la SIS	Mensaje ficticio			Banderas de la SIS
SHS	DVS			SISA
Funcional	NO	Satisfactoria	NDV	No NAPA
Disfuncional	NO	Fuera de servicio	Cualquier valor	Cualquier valor
NO	En modo de prueba	Cualquier valor		Cualquier valor
SÍ	N/A	N/A		N/A
Marginal	NO	Satisfactoria	WWG	Cualquier valor
NO	Satisfactoria	Cualquier valor		NAPA
NO	Estará fuera de servicio	Cualquier valor		Cualquier valor

Nota.— *En el Documento de definición de servicios del Servicio abierto del GNSS europeo (Galileo)[en inglés, European GNSS (Galileo) Open Service Definition Document], versión 1.1 de mayo de 2019 (en adelante, "Galileo OS SDD") se proporciona más información sobre las banderas de Galileo.*

3.1.3.1.3.5 ***Almanaque*.** Los mensajes F/NAV e I/NAV incluirán los datos de almanaque de una constelación de hasta 36 satélites. Los datos de almanaque serán un subconjunto de precisión reducida de los parámetros de reloj y de efemérides de los satélites activos de Galileo en órbita. Asimismo, se proporcionará un estado pronosticado de funcionalidad del satélite de cada uno de estos satélites, ofreciendo indicaciones del estado de los componentes de señal y los datos de navegación del satélite.

3.1.3.1.3.6 *Mensajes ficticios.* Si no se pueden transmitir datos F/NAV o I/NAV válidos, el satélite transmitirá una página ficticia con un ID de mensaje de 63 en las señales F/NAV o I/NAV respectivas.

Nota.— *En el documento Galileo OS SIS ICD, 4.2.5 y 4.3.6, se proporción más información sobre la página ficticia.*

3.1.3.1.3.7 ***Expedición de datos (IOD).*** El satélite de Galileo radiodifundirá los parámetros de navegación en conjuntos de datos. Cada conjunto de datos de navegación radiodifundido por un satélite de Galileo se identificará mediante un valor IOD.

Nota.— *Se definen dos IOD independientes para la efemérides, los parámetros de corrección del reloj de satélite y el SISA ("IODnav") y los almanaques ("IODa").*

3.1.3.1.3.7.1 El valor IODnav radiodifundido por un satélite de Galileo en un conjunto de datos de navegación (efemérides y corrección del reloj) será único con respecto a cualquier otro valor IODnav radiodifundido por el mismo satélite de Galileo durante los 240 minutos anteriores.

3.1.3.1.3.8 *Tiempo de validez de los datos de navegación.* En las operaciones nominales, cada conjunto de datos de mensaje de navegación será sustituido antes de expirar a las cuatro horas por la radiodifusión de un nuevo conjunto de datos de mensaje de navegación.

Nota.— *El período nominal de actualización de las efemérides y la corrección del reloj oscila entre 10 minutos y tres horas.*

3.1.3.1.3.9 *Hora de la semana (TOW) de Galileo.* La TOW abarcará una semana entera de 0 a 604 799 segundos y se pondrá a cero al final de cada semana.

Nota.— *La TOW se define como el número de segundos transcurridos desde la transición desde la semana anterior.*

3.1.3.1.3.10 *Número de semana (WN) de Galileo.* El WN comprenderá 12 bits, que abarcan 4 096 semanas. El contador se pondrá a cero para cubrir un período adicional (Módulo 4 096).

Nota.— *El WN es un contador en números enteros que proporciona el número secuencial de semana a partir de la época de inicio del GST.*

3.1.3.2 ***DEFINICIÓN DE LOS PROTOCOLOS PARA LA APLICACIÓN DE DATOS***

3.1.3.2.1 *Algoritmo de verificación de paridad.* Para los datos F/NAV e I/NAV, se generará un CRC de 24 bits a partir del polinomio generador *G(X)* siguiente:

$$G(X) = (1 + X)P(X)$$

donde

$$P(X) = X^{23} + X^{17} + X^{13} + X^{12} + X^{11} + X^{9} + X^{8} + X^{7} + X^{5} + X^{3} + 1$$

Nota.— *El código CRC se calcula de acuerdo con la sección 3.9 del presente Apéndice.*

3.1.3.2.1.1 El campo de información CRC del mensaje F/NAV, *M(X)*, se calculará mediante la ecuación siguiente:

$$M(X) = \sum_{1}^{214} m_i X^{214-i} = m_1 X^{213} + m_2 X^{212} + \cdots + m_{213} X + m_{214}$$

M(X) se formará a partir del identificador de tipo de página de E5a-I de 6 bits y del campo de datos de 208 bits. Los bits se dispondrán en el orden transmitido desde el satélite de Galileo, de forma que m1 corresponda al primer bit transmitido del identificador de tipo de página, y *m214* corresponda al bit 208 del campo de datos.

3.1.3.2.1.2 El campo de información CRC del mensaje I/NAV, *M(X)*, se calculará mediante la ecuación siguiente:

$$M(X) = \sum_{1}^{113} m_{e,i+1} X^{194-i} + \sum_{1}^{81} m_{o,i+1} X^{81-i} = m_{e,2} X^{193} + m_{e,3} X^{192} + \cdots + m_{e,113} X^{82} + m_{e,114} X^{81} + m_{o,2} X^{80} + m_{o,3} X^{79} + \ldots + m_{o,81} X + m_{o,82}$$

M(x) se formará a partir de los campos par (e)/impar (0), campos de tipo de página, campos de palabra de datos (1/2 y 2/2), campo reservado 1, campo SAR (solo en E1-B) y campo extra. En el modo nominal, el CRC se calculará para las subpáginas pares e impares de la misma frecuencia y siempre se radiodifundirá en la subpágina impar.

3.1.3.2.2 ***Parámetros de corrección del reloj del satélite.*** El desplazamiento previsto de la hora de transmisión (TOT) de la señal del satélite físico con respecto a la TOT de la señal del satélite en GST se calculará para la combinación de señales de doble frecuencia mediante la fórmula siguiente:

$$TOTc(X) = TOTm(X) - \Delta tSV(X)$$

Donde:

- *(X)=(f1,f2)* es la combinación de doble frecuencia f1 y f2 utilizada para el modelo de reloj;

- *TOTC(X)* es la TOT corregida del satélite en GST para la combinación de señales X;
- *TOTm(X)* es la TOT del satélite físico para la combinación de señales X obtenida mediante mediciones de seudodistancia; y
- *ΔtSV(X)* es la corrección de la hora del satélite para la combinación de señales X calculada mediante los datos de corrección de la hora obtenidos del mensaje de navegación, como sigue:

ΔtSV (X)=af0(X)+af1(X)[t-t0C(X)]+af2(X)[t-t0C(X)]2+Δtr

donde

- af0(X), af1(X), af2(X) y t0c(X) son parámetros transmitidos en el tipo de página 1 del mensaje F/NAV y en el tipo de palabra 4 del mensaje I/NAV como se indica en 3.1.3.1.3.
- t0c(X) es la hora de referencia para la corrección del reloj;
- t es la hora GST en segundos; y
- Δtr, expresado en segundos, es un término de corrección relativista, dado por Δtr=F e A1/2 sin(E) donde los parámetros orbitales (e, A1/2) se transmiten en el tipo de página 2 del mensaje F/NAV y en el tipo de palabra 1 del mensaje I/NAV como se indica en 3.1.3.1.3, E es la anomalía excéntrica calculada y F =

-2μ1/2/c2= -4.442807309 × 10-10 s/m1/2.

3.1.3.2.2.1 Un receptor de usuario de frecuencia única que procese seudodistancias de la frecuencia *f1* aplicará la corrección siguiente a la corrección del reloj del satélite *ΔtSV* definida en 3.1.3.2.2:

$$\Delta t_{SV}\,(f_1) = \Delta t_{SV}\,(f_1, f_2) - BGD(f_1, f_2)$$

Donde:

BGD(f1,f2) es el retardo de grupo radiodifundido que se transmite en el tipo de página 1 del mensaje F/NAV y en el tipo de palabra 5 del mensaje I/NAV según se indica en 3.1.3.1.3 y se define como sigue:

$$BGD(f_1, f_2) = \frac{TR_1 - TR_2}{1 - \left(\frac{f_1}{f_2}\right)^2}$$

donde

- *f1* y *f2* indican las frecuencias portadoras de E1 y E5a, respectivamente; y
- *TR1* y *TR2* son los retardos de grupo de las señales cuyas frecuencias portadoras son *f1* y *f2*, respectivamente.

3.1.3.2.2.2 Un receptor de usuario de frecuencia única que procese seudodistancias de la frecuencia f2 aplicará la corrección siguiente a la corrección del reloj del satélite ΔtSV definida en 3.1.3.2.2:

$$\Delta t_{SV}\,(f_2) = \Delta t_{SV}\,(f_1, f_2) - \left(\frac{f_1}{f_2}\right)^2 BGD(f_1, f_2)$$

3.1.3.2.3 Algoritmos y parámetros de conversión GST-UTC. La hora UTC tUTC se calculará en función de tres casos distintos, dependiendo de la época de un posible ajuste

de segundos intercalares (programado en el futuro o sucedido recientemente) indicada por el número de día (DN), el día al final del cual se hace efectivo el segundo intercalar y el número de semana (WNLSF) al que hace referencia el DN. El "día uno" del DN será el primer día relativo al fin/principio de semana y el valor WNLSF constará de 8 bits, que son una representación binaria de Módulo 256 del número de semana de Galileo al que hace referencia el DN. Se aplicarán los tres casos siguientes:

Caso A:

Cuando la hora del ajuste de segundos intercalares indicada por WNLSF y DN no esté en el pasado (relativa a la hora actual del usuario), y la hora actual del usuario no esté dentro del lapso de tiempo que empieza seis horas antes de la hora efectiva y termina seis horas después de la hora efectiva, la tUTC se calculará de la manera siguiente:

$$t_{UTC} = (t_E - \Delta t_{UTC})[\text{Módulo } 86400]$$
$$\text{donde } \Delta t_{UTC} = \Delta t_{LS} + A_0 + A_1(t_E - t_{0t} + 604800(WN - WN_{0t}))$$

Caso B:

Cuando la hora actual del usuario esté dentro del lapso de tiempo de seis horas antes de la hora del ajuste de segundos intercalares y seis horas después de la hora del ajuste, la tUTC se calculará de la manera siguiente (ΔtUTC se define como en el Caso A):

$$t_{UTC} = W[\text{Módulo } (86400 + \Delta t_{LSF} - \Delta t_{LS})]$$
$$\text{donde } W = (t_E - \Delta t_{UTC} - 43200)[\text{Modulo } 86400] + 43200$$

Caso C:

Cuando la hora del ajuste de segundos intercalares esté en el pasado (relativa a la hora actual del usuario), y la hora actual del usuario no esté dentro del lapso de tiempo que empieza seis horas antes de la hora del ajuste de segundos intercalares y termina seis horas después de la hora del ajuste, la t_{UTC} se calculará de la manera siguiente:

$$t_{UTC} = (t_E - \Delta t_{UTC})[\text{Módulo } 86400]$$
$$\text{donde } \Delta t_{UTC} = \Delta t_{LSF} + A_0 + A_1(t_E - t_{0t} + 604800(WN - WN_{0t}))$$

- *A0, A1, ΔtLS, t0t, WN0t, WNLSF, DN* y *ΔtLSF* son parámetros de conversión de la hora de GST a UTC que se transmiten en el tipo de página 4 del mensaje F/NAV y en el tipo de palabra 6 del mensaje I/NAV según se indica en 3.1.3.1.3;
- *tE* es el GST calculado por el usuario mediante su algoritmo de determinación del GST; y
- *WN* es el número de semana al que hace referencia *tE*.

3.1.3.2.4 ***Posición del satélite***. Las coordenadas centradas en la Tierra, fijas en la Tierra (ECEF) de la posición del centro de fase de la antena del satélite en la hora GST t se calcularán mediante las ecuaciones siguientes:

x = x'cos(Ω) - y'cos(i)sin(Ω)

y = x'sin(Ω) + y'cos(i)cos(Ω)

z = y'sin(i)

donde

$\Omega = \Omega_0 + (\dot{\Omega} - \omega_E)t_k - \omega_E t_{0e}$	longitud corregida de nodo ascendente
$x' = r \cos u$	posición en plano orbital
$y' = r \sin u$	posición en plano orbital
$i = i_0 + \delta i + \frac{di}{dt} t_k$	inclinación corregida
$r = A(1\text{-}e \cos E) + \delta r$	radio corregido
$u = \Phi + \delta u$	argumento de latitud corregido
$A = (A^{1/2})^2$	semieje mayor
$\delta r = C_{rs} sin2\Phi + C_{rc} cos2\Phi$	corrección de radio
$\delta u = C_{us} sin2\Phi + C_{uc} cos2\Phi$	corrección de argumento de latitud
$\delta i = C_{is} sin2\Phi + C_{ic} cos2\Phi$	corrección de inclinación
$\Phi = v + \omega$	argumento de latitud
$v = tan^{-1}\{\sin v / \cos v\}$ $= tan^{-1}\left\{\frac{\sqrt{1-e^2}\sin E / (1 - e\cos E)}{(\cos E - e) / (1 - e\cos E)}\right\}$	anomalía verdadera
$t_k = t - sdf\, t_{0e}$	t es el tiempo del sistema Galileo y t_k es la diferencia real total de tiempo entre la hora t y la hora de la época t_{0e} (t_{0a} en el caso de almanaques) y debe tenerse en cuenta al principio o al final del cambio de semana
$M = E - e \sin(E)$	Ecuación Kepler para anomalía excéntrica E
$M = M_0 + nt_k$	anomalía media
$n = n_0 + \Delta n$	promedio de movimiento corregido
$n_0 = \sqrt{\mu / A^3}$	promedio de movimiento calculado (rad/s)
M_0, Δn, e, $A^{1/2}$, Ω_0, i_0, ω, $\dot{\Omega}$, di/dt, C_{uc}, C_{us}, C_{rc}, C_{rs}, C_{ic}, C_{is}, t_{0e}	parámetros de efemérides transmitidos en los tipos de página 2, 3 y 4 del mensaje F/NAV, y en los tipos de palabra 1, 2, 3 y 4 del mensaje I/NAV según se indica en 3.1.3.1.3.
$\pi = 3.1415926535898$	relación entre la circunferencia y el diámetro de un círculo
$\mu = 3.986004418 \times 10^{14}$ m^3/s^2	constante gravitacional geocéntrica
$\omega_E = 7.2921151467 \times 10^{-5}$ rad/s	velocidad angular media de la Tierra
c = 299792458 m/s	velocidad de la luz en el vacío

3.1.3.2.5 Corrección ionosférica.

Nota.— *Los receptores que funcionan en modo de frecuencia única pueden utilizar el algoritmo de corrección ionosférica de frecuencia única descrito en el documento EUROCAE ED-259, Norma de rendimiento operacional mínimo para el equipo de a bordo de Galileo/sistema mundial de determinación de la posición/sistema de aumentación basado en satélites, Apéndice J (cualquier versión).*

3.1.3.3 ELEMENTOS DE AERONAVE

3.1.3.3.1 RECEPTOR DE GALILEO

3.1.3.3.1.1 ***Seguimiento del satélite***. El receptor proporcionará la función de seguimiento continuo de un mínimo de cuatro satélites de Galileo y generará una solución de posición basada en estas mediciones

3.1.3.3.1.2 ***Desplazamiento Doppler.*** El receptor será capaz de compensar los efectos dinámicos del desplazamiento Doppler en la fase de la señal portadora nominal de Galileo y en las mediciones de código del servicio abierto. El receptor compensará el desplazamiento Doppler que es exclusivo para la aplicación prevista.

3.1.3.3.1.3 ***Resistencia a interferencias.*** El receptor satisfará los requisitos de resistencia a interferencias especificados en 3.7.

3.1.3.3.1.4 ***Aplicación de los datos del reloj y de efemérides***. El receptor vigilará el valor IODnav y actualizará los datos de efemérides y reloj basándose en un cambio

detectado en este parámetro. Para calcular la posición y las correcciones del reloj, los receptores utilizarán para cada satélite parámetros marcados con IODnav que correspondan al mismo valor IODnav. Estos parámetros se obtendrán del último conjunto de datos de navegación recibido.

Nota. — *Los valores IODnav no se aumentan necesariamente en incrementos de uno. Un IODnav con un valor más alto no significa necesariamente que indique datos más recientes. La única comparación válida entre los valores IODnav es si son iguales o no. Para la posición, los usuarios pueden combinar la SIS de distintos satélites con valores IODnav distintos, siempre que los parámetros de navegación derivados de cada satélite indiquen un valor IODnav único.*

3.1.3.3.1.5 ***Duración de la validez de los datos de navegación***. El receptor solo utilizará las efemérides y correcciones del reloj de un conjunto de datos de navegación durante un período de tiempo no superior a cuatro horas desde la hora de referencia de la efeméride (t0e). El receptor no se basará en los criterios de funcionamiento que figuran en el Capítulo 3, 3.7.3.1.3, si la edad de t0e supera las cuatro horas.

Nota. — *Para consultar textos de orientación sobre la edad de t0e, véase el Apéndice D, 4.1.3.11.*

3.1.3.4 TIEMPO

3.1.3.4.1 **Tiempo del sistema Galileo (GST)**. El GST será una escala de tiempo continua basada en la definición del segundo (según el Sistema Internacional de Unidades, SI) cuya época de origen/referencia [GST (T0)] se definirá como 13 segundos antes del UTC 00:00:00 1999-08-22. El mensaje de navegación de Galileo contendrá todos los parámetros necesarios para convertir entre GST y UTC.

Nota. — *Para consultar textos de orientación sobre el tiempo GST, véase el Apéndice D, 4.1.3.9*

3.1.3.5. **SISTEMA DE COORDENADAS**

3.1.3.5.1 La efeméride de radiodifusión del servicio abierto de Galileo determinará la posición del del centro de fase de la antena transmisora de un determinado satélite las coordenadas ECEF del marco de referencia terrestre de Galileo (GTRF).

3.1.3.5.2 La diferencia del GTRF con respecto a la última realización física del marco de referencia terrestre internacional (ITRF) no excederá los 3 cm al 95% a escala mundial.

Nota 1. — *El WGS-84 y el GTRF son realizaciones del ITRF. La diferencia entre el GTRF y el WGS-84 utilizada en el GPS no se considera significativa para la aviación.*

Nota 2. — *Para más información sobre el GTRF, véase el Apéndice D, 4.1.3.10.*

3.1.4 Servicio abierto (OS) del Sistema de navegación por satélite BeiDou (BDS)

(B1I, B1C y B2a)

3.1.4.1 ELEMENTOS AJENOS A LA AERONAVE

3.1.4.1.1 CARACTERÍSTICAS DE RADIOFRECUENCIA (RF) DEL BDS

Nota. — *En esta sección se describen las características de RF de las señales B1I, B1C y B2a del BDS transmitidas por los satélites MEO e IGSO del BDS-3.*

3.1.4.1.1.1 Los requisitos comunes a las señales B1I, B1C y B2a

3.1.4.1.1.1.1 ***Ruido de fase de portadora.*** La densidad espectral del ruido de fase de la portadora no modulada será tal que un bucle de enganche de fase de tercer orden

con anchura de banda de ruido unilateral de 10 Hz sea capaz de seguir la portadora con una exactitud de 0,1 radianes de media cuadrática (RMS).

3.1.4.1.1.1.2 ***Emisiones no esenciales***. Las emisiones no esenciales en la banda estarán por lo menos 50 dB por debajo de la portadora B1I, B1C y B2 no modulada en toda la anchura de banda de canal atribuida.

Nota. — *La anchura de banda de canal atribuida para la señal B1I es de 4,096 MHz. La anchura de banda de canal atribuida para la señal B1C es de 32,736 MHz. La anchura de banda de canal atribuida para la señal B2a es de 20,46 MHz.*

3.1.4.1.1.1.3 ***Coherencia de código/datos.*** El borde de cada símbolo de datos estará alineado con el borde del correspondiente chip del código telemétrico, y la hora de inicio del primer chip del código telemétrico periódico estará alineada con la hora de inicio del bit del símbolo de datos. Los bordes de cada chip de código secundario estarán alineados con los bordes del chip de código primario, y la hora de inicio del primer chip del código primario estará alineada con la hora de inicio del chip del código secundario.

3.1.4.1.1.2 Características de RF de la señal B1I

3.1.4.1.1.2.1 *Pérdida de correlación de la señal B1I.* La pérdida de correlación debida a las distorsiones de la cabida útil no excederá de 0,6 dB en la B1I.

3.1.4.1.1.2.2 *Código telemétrico de la señal B1I.* La tasa de chips del código telemétrico de la señal B1I será de 2,046 megachips por segundo, y la longitud será de 2 046 chips. El código telemétrico de la señal B1I (en lo sucesivo, el CB1I) será un código Gold equilibrado truncado con el último chip. El código Gold se generará por medio de la adición Módulo 2 de las secuencias G1 y G2, que se derivan respectivamente de dos registros de desplazamiento lineal de 11 bits. El generador del CB1I será como se indica en la Figura B BDS-1.

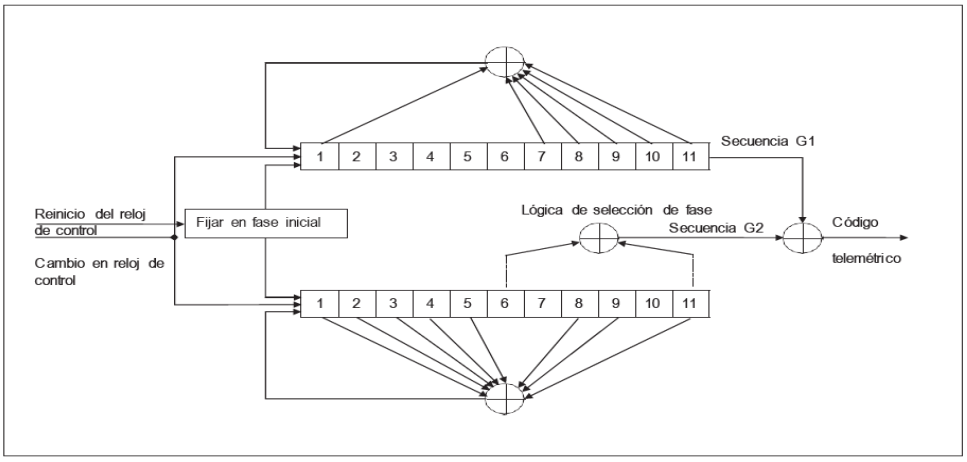


Figura B BDS-1. Generador del CB1I

Nota. — *En el Documento de control de interfaz de la señal B1I en el espacio del servicio abierto de Beidou [en inglés BeiDou Navigation Satellite System Signal in Space Interface Control Document Open Service Signal B1I], versión 1.0, de febrero de 2019 (en adelante, "BDS OS B1I ICD"), sección 4.3, se proporciona más información sobre la modulación de la señal B1I.*

3.1.4.1.1.3 CARACTERÍSTICAS DE RADIOFRECUENCIA (RF) DE LA SEÑAL B1C

3.1.4.1.1.3.1 Pérdida de correlación de la B1C. La pérdida de correlación debida a distorsiones de la cabida útil no excederá de 0,3 dB en la B1C.

3.1.4.1.1.3.2 *Generación de la señal B1C*. La señal B1C incluirá dos componentes: el componente de datos B1C y el componente piloto B1C.

3.1.4.1.1.3.3 *División de potencia de la señal B1C.* La potencia de la señal B1C se dividirá 1:3 entre el componente de datos B1C y el componente piloto B1C.

3.1.4.1.1.3.4 *Código telemétrico de datos B1C* (C_{B1C_data})*.* La secuencia del código telemétrico de datos B1C será un código primario de 10 230 chips de longitud repetido cada 10 milisegundos.

Nota. — *En el documento BDS OS B1C ICD, sección 5.2.1., se proporciona más información sobre el código primario de datos B1C.*

3.1.4.1.1.3.5 *Código telemétrico piloto B1C* $(C_{B1C\ pilot})$*.* La secuencia del código telemétrico piloto B1C será la adición de Módulo 2 de un código primario de 10 230 chips de longitud repetido cada 10 milisegundos y de un código secundario de 1 800 chips de longitud repetido cada 18 000 milisegundos.

Nota. — *En el documento BDS OS B1C ICD, secciones 5.2.1 a 5.2.2, se proporciona más información sobre el código primario y el código secundario del componente piloto de la señal B1C.*

3.1.4.1.1.3.6 *Generación del componente de datos de la señal B1C* (S_{B1C_data})*.* El componente de datos de la señal B1C se generará a partir de los datos del mensaje de navegación $(D_{B1C\ data})$ y del código telemétrico (C_{B1C_data}) modulado por BOC con subportadora (sc_{B1C_data}) en fase de tipo sinusoidal BOC(1,1).

3.1.4.1.1.3.7 *Generación del componente piloto de la B1C*(S_{B1C_pilot})*.* El componente piloto de la señal B1C se generará a partir del código telemétrico (C_{B1C_pilot}) modulado por QMBOC (6, 1, 4/33) con subportadora (sc_{B1C_pilot}). La subportadora estará compuesta por una subportadora BOC (1, 1) y una subportadora BOC (6, 1), que estarán en cuadratura entre sí y tendrán una relación entre las potencias de 29:4.

Nota. — *En el documento BDS OS B1C ICD, sección 4.2, se proporciona más información sobre la modulación de la señal B1C.*

3.1.4.1.1.4 CARACTERÍSTICAS DE RADIOFRECUENCIA (RF) DE LA SEÑAL B2A

3.1.4.1.1.4.1 *Pérdida de correlación de la B2a.* La pérdida de correlación debida a distorsiones de la cabida útil no excederá de 0,6 dB en la B2a.

3.1.4.1.1.4.2 *Generación de la señal B2a*. La señal B2a incluirá dos componentes: el componente de datos B2a y el componente piloto B2a.

3.1.4.1.1.4.3 *División de potencia de la señal B2a.* La potencia de la señal B2a se dividirá por partes iguales entre el componente de datos B2a y el componente piloto B2a.

3.1.4.1.1.4.4 *Código telemétrico de datos B2a*(C_{B2a_data})*.* La secuencia del código telemétrico de datos B2a será la adición de Módulo 2 de un código primario de 10 230 chips de longitud repetido cada 1 milisegundo y un código secundario de 5 chips de longitud repetido cada 5 milisegundos.

Nota. — *En el documento BDS OS B2a ICD, secciones 5.2.1 y 5.2.2, se proporciona más información sobre los códigos primario y secundario del componente de datos B2a.*

3.1.4.1.1.4.5 *Código telemétrico piloto B2a* $(C_{B2a\ pilot})$*.* La secuencia del código telemétrico piloto B2a será la adición de Módulo 2 de un código primario de 10 230 chips de longitud repetido cada 10 milisegundos y de un código secundario de 100 chips de longitud repetido cada 100 milisegundos.

Nota. — *En el documento BDS OS B2a ICD, secciones 5.2.1 y 5.2.2, se proporciona más información sobre el código primario y el código secundario del componente piloto de la señal B2a.*

3.1.4.1.1.4.6 *Generación del componente de datos de la señal B2a* (S_{B2a_data}). El componente de datos de la señal B2a se generará por BPSK(10) modulado a partir de los datos del mensaje de navegación (D_{B2a_data}) y del código telemétrico (C_{B2a_data}).

3.1.4.1.1.4.7 *Generación del componente piloto de la B2a* (S_{B2a_pilot}). El componente piloto de la señal B2a se modulará por BPSK (10) a partir del código telemétrico $C_{B2a\_pilot}(t)$ únicamente.

Nota. — *En el documento BDS OS B2a ICD, sección 4.2, se proporciona más información sobre la modulación de la señal B2a.*

3.1.4.1.2 ESTRUCTURA DE LOS DATOS

3.1.4.1.2.1 Características del mensaje B1l D1

3.1.4.1.2.1.1 *Generalidades* El mensaje de navegación B1l transmitido por las señales B1l de los satélites MEO e IGSO ("mensaje de navegación D1") se modulará con el código Neuman-Hofman (NH) secundario a 1 kbps. El mensaje de navegación D1 tendrá una estructura compuesta por supertramas, tramas y subtramas. La estructura de la trama del mensaje de navegación D1 será como se indica en la Figura B BDS-2.

Nota. — En el documento BDS OS B1I ICD, sección 5.2.1, se proporciona más información sobre el código NH.

3.1.4.1.2.1.2 Supertrama. Cada supertrama contendrá 36 000 bits y estará compuesta por 24 tramas (24 páginas).

3.1.4.1.2.1.3 *Trama*. Cada trama contendrá 1 500 bits y estará compuesta por 5 subtramas.

3.1.4.1.2.1.4 *Subtrama*. Cada subtrama contendrá 300 bits y estará compuesta por 10 palabras. Cada palabra contendrá 30 bits. Cada palabra estará formada por datos del mensaje y bits de paridad.

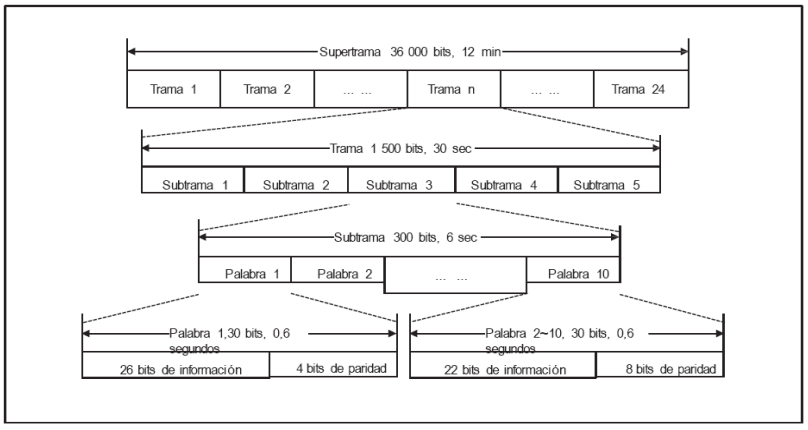


Figura B BDS-2. Estructura de tramas del mensaje de navegación D1

3.1.4.1.2.1.5 **Paridad de datos**. La primera palabra de cada subtrama contendrá 26 bits de información y 4 bits de paridad en los bits menos significativos (LSB), y las palabras 2 a 10 contendrán 22 bits de información y 8 bits de paridad en los LSB. Para el control de errores y el entrelazado, se utilizará la codificación de Bose-Chaudhuri-Hocquenghem (BCH) (15,11,1).

Nota. — *En el documento BDS OS B1I ICD, sección 5.1.3, se proporciona más información sobre la codificación BCH (15,11,1).*

3.1.4.1.2.1.6 ***Preámbulo.*** Los bits 1 a 11 de cada subtrama contendrán un preámbulo compuesto por la secuencia de bits “11100010010”.

3.1.4.1.2.1.7 ***Identificación de la subtrama****. Los bits 16 a 18 de cada subtrama contendrán la identificación de la subtrama codificada de la siguiente manera:*

Código	001	010	011	100	101	110	111
Identificación de la subtrama	1	2	3	4	5	Reservado	Reservado

3.1.4.1.2.1.8 **Segundos de semana (SOW).** Los bits 19 a 26 y 31 a 42 de cada subtrama del mensaje de navegación D1 contendrán los 20 bits que indicarán los segundos de la semana (SOW), es decir el número de segundos transcurridos desde la hora 00:00:00 BDT del último domingo. El recuento de SOW ocurrirá en el borde de inicio del primer bit del preámbulo (el bit más significativo, MSB) de la subtrama.

3.1.4.1.2.1.9 **Bits reservados.** Se reservarán los bits 12 a 15 de cada subtrama o página de una subtrama.

3.1.4.1.2.2 CARACTERÍSTICAS DE LOS MENSAJES B1C

3.1.4.1.2.2.1 **Generalidades.** El mensaje de navegación de la señal B1C (el mensaje de navegación B-CNAV1) se transmitirá como una secuencia de tramas. Cada trama contendrá 1 800 símbolos con una tasa de 100 símbolos por segundo. Cada trama constará de tres subtramas con la estructura básica de tramas que se muestra en la Figura B BDS-3.

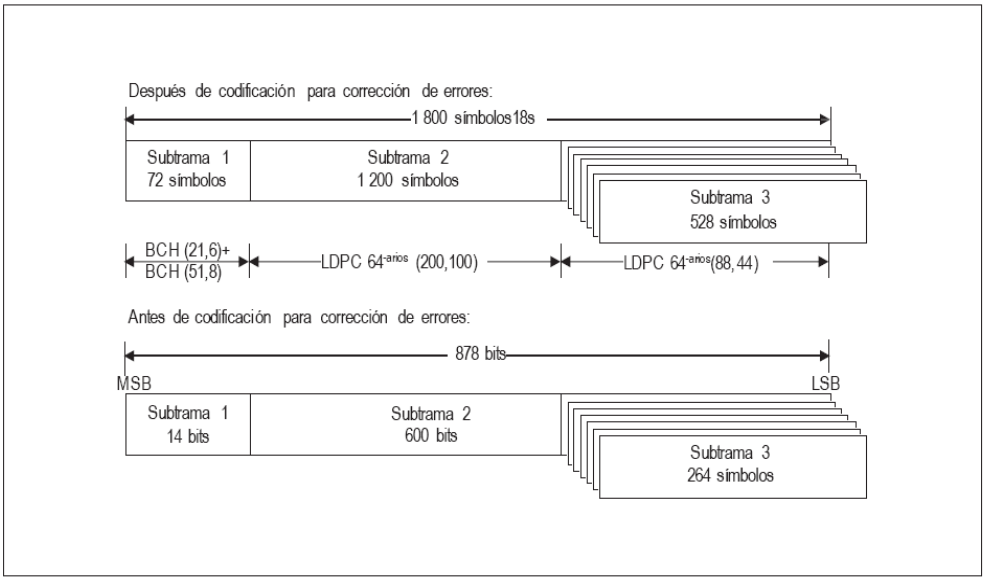


Figura B BDS-3. Estructura básica de tramas de B-CNAV1

3.1.4.1.2.2.2 Subtrama 1. La subtrama 1 contendrá 14 bits antes de la aplicación de códigos correctores de errores BCH. Luego de la codificación con BCH (21,6) + BCH (51,8), su longitud será de 72 símbolos.

Nota. — En el documento BDS OS B1C ICD, sección 6.2.2.1, se proporciona más información relativa a la codificación con BCH (21,6) + BCH (51,8).

3.1.4.1.2.2.3 Subtrama 2. La subtrama 2 contendrá 600 bits antes de la codificación con códigos de verificación de la paridad de baja densidad (LDPC). Los 576 MSB de la subtrama 2 se incluirán en el cálculo de la CRC, y los 24 LSB serán los bits correspondientes de la CRC. Luego de la codificación con códigos LDPC 64-arios (200, 100), su longitud será de 1 200 símbolos.

Nota. — *En el documento BDS OS B1C ICD, sección 6.2.2.2, se proporciona más información sobre la codificación con códigos LDPC 64-arios (200,100).*

3.1.4.1.2.2.4 Subtrama 3. La subtrama 3 contendrá 264 bits antes de la codificación LDPC. Los 6 MSB serán el tipo de página (PageID), los 24 LSB serán bits de CRC y los 234 bits restantes serán datos del mensaje. El tipo de página (PageID) y los datos del mensaje se incluirán en el cálculo de la CRC. Luego de la codificación con códigos LDPC 64-arios (88,44), su longitud será de 528 símbolos. La estructura de trama de la subtrama 3 será como se indica en la Figura B BDS-4.

Nota. — En el documento BDS OS B1C ICD, sección 6.2.2.3, se proporciona más información sobre la codificación con códigos LDPC 64-arios (88,44).

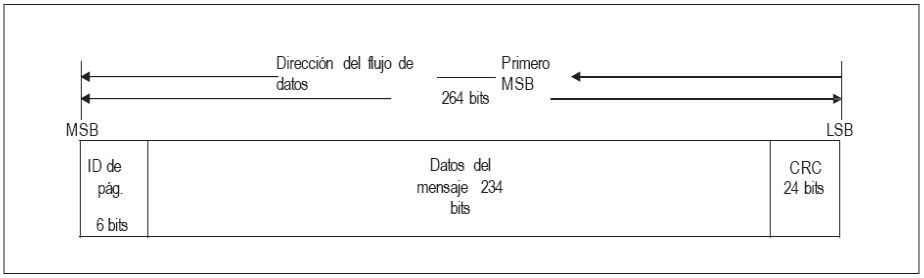


Figura B BDS-4. Estructura de trama para la subtrama 3 B-CNAV1

3.1.4.1.2.2.5 *Entrelazado.* Luego de la codificación, las subtramas 2 y 3 se combinarán y entrelazarán utilizando un entrelazador de bloques.

Nota. — *En el documento BDS OS B1C ICD, sección 6.2.2.4, se proporciona más información relativa al entrelazado.*

3.1.4.1.2.3 Características de los mensajes B2a

3.1.4.1.2.3.1 *Generalidades* El mensaje de navegación de la señal B2a ("mensaje de navegación B-CNAV2") se transmitirá como secuencia de tramas. Cada trama contendrá 600 símbolos con una tasa de 200 símbolos por segundo. La estructura básica de tramas del B-CNAV2 será como se indica en la Figura B BDS-5.

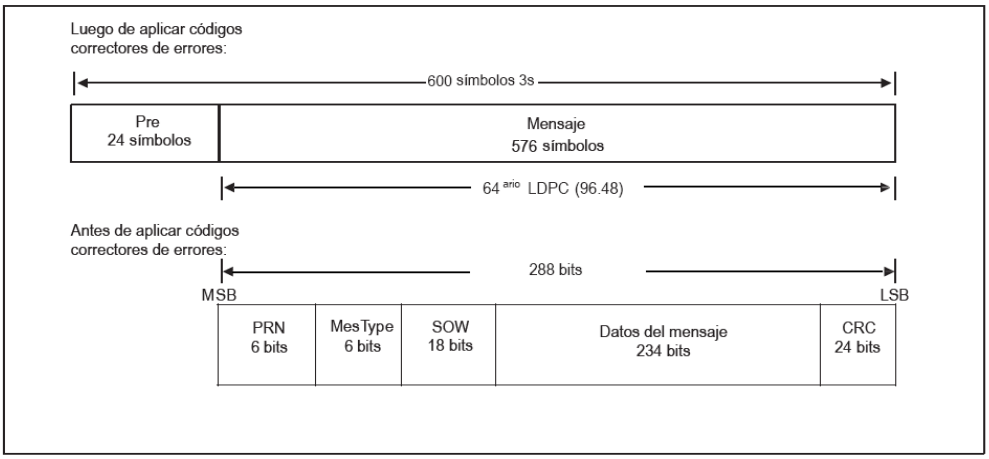


Figura B BDS-5. Estructura básica de tramas del B-CNAV2

3.1.4.1.2.3.2 Estructura de trama. Cada trama constará de un preámbulo de 24 símbolos y un mensaje de navegación de 288 bits antes de la codificación para la corrección de errores. Luego de la codificación con códigos LDPC 64-arios (96,48), su longitud será de 1 200 símbolos.

Nota. — *En el documento BDS OS B2a ICD, sección 6.2.2, se proporciona más información relativa la codificación con códigos LDPC 64-arios (96,48).*

3.1.4.1.2.3.2.1 *Preámbulo. Cada trama contendrá un preámbulo que consistirá en la secuencia* de bits "111000100100110111101000".

3.1.4.1.2.3.2.2 Mensaje de navegación. Cada trama contendrá 288 bits antes de la codificación LDPC, incluidos: el código PRN de 6 bits, el identificador del tipo de mensaje de 6 bits, los SOW de 18 bits, los datos del mensaje de 234 bits y los 24 bits de CRC. El PRN, el identificador de tipo de mensaje, los SOW y los datos del mensaje se incluirán en el cálculo de CRC. Luego de la codificación con LDPC 64-ario (96,48), la longitud de la trama será de 576 símbolos.

3.1.4.1.3 CONTENIDO DE DATOS

Nota. — *En los documentos BDS OS B1I ICD, BDS OS B1I ICD y BDS OS B2a ICD, se encuentra una descripción completa del contenido de datos de las palabras que se transmiten*.

3.1.4.1.3.1 CONTENIDO DE DATOS B1I

3.1.4.1.3.1.1 Los datos del mensaje de navegación B1I D1 contendrán la información mencionada en la Tabla B BDS-1.

Nota. — *En el documento BDS OS B1I ICD, sección 5.2.4, se proporciona más información relativa al contenido de B1I D1 y la aplicación de los datos*.

Tabla B BDS-1. Contenido del mensaje de navegación B1I D1

Número de subtrama	*Número de página*	*Contenido de datos*
1	*N/A*	Número de semana (WN), índice de exactitud telemétrica del usuario (URAI), bandera indicadora de la funcionalidad del satélite autónomo (SatH1), parámetros del modelo ionosférico (αn, βn, n=0 - 3), diferencia de retardo de grupo de los equipos (T_{GD1}, T_{GD2}), parámetros de corrección de reloj (t_{oc}, a_0, a_1, a_2), edad de los datos, reloj (AODC), edad de los datos, efemérides (AODE)
2	*N/A*	Parámetros de efemérides (1/2) ($\sqrt{A}$, e, Δn, M_0, C_{uc}, C_{us}, C_{rc}, C_{rs})
3	N/A	Parámetros de efemérides (2/2) (t_{oe}, ω, Ω_0, $\dot{\Omega}$, i_0, IDOT, C_{ic}, C_{is})
4	1 - 24	Pnum, parámetros de almanaque (t_{oa}, $\sqrt{A}$, e, ω, M_0, Ω_0, $\dot{\Omega}$, δ_i, a_0, a_1, AmEpID)
5	1 - 6	
5	7	Pnum, información sobre la funcionalidad de 19 satélites (Hea_i, i=1 - 19)
5	8	Pnum, información sobre la funcionalidad de 11 satélites (Hea_i, i=20 - 30), número de semana de almanaque (WN_a), t_{oa},
5	9	Pnum, parámetros de tiempo relativos al tiempo GPS (A_{0GPS}, A_{1GPS}), parámetros de tiempo relativos al tiempo GLONASS (A_{0GLO}, A_{1GLO}), parámetros de tiempo relativos al tiempo Galileo (A_{0Gal}, A_{1Gal})
5	10	Pnum, parámetros de tiempo relativos al UTC (A_{0UTC}, A_{1UTC}, Δt_{LS}, Δt_{LSF},WN_{LSF}, DN)
5	11 - 23	Pnum, parámetros de almanaque (t_{oa}, $\sqrt{A}$, e, ω, M_0, Ω_0, $\dot{\Omega}$, δ_i, a_0, a_1, AmID)
5	24	Pnum, información sobre la funcionalidad de 14 satélites (Hea_i, i=31 - 43)

3.1.4.1.3.1.2 *Índice de exactitud telemétrica del usuario (URAI)*. Los bits 49 a 52 de la subtrama 1 del mensaje D1 contendrán el URAI. El URAI tendrá un valor de 0 a 15. La exactitud telemétrica del usuario (URA) se utilizará para describir la exactitud de la señal en el espacio (SISA) en metros. La relación entre el URAI y la URA será como se indica en la Tabla B BDS-2.

Nota. — *En el documento BDS OS B1I ICD, secciones 5.2.4.5 y 5.2.3, Figura 5-8, se proporciona más información sobre el URAI.*

Tabla B BDS-2. Relación entre el URAI y la URA

Código	URAI	Gama URA (m, 1σ)
0000	0	0.00 < URA ≤ 2.40
0001	1	2.40 < URA ≤ 3.40
0010	2	3.40 < URA ≤ 4.85
0011	3	4.85 < URA ≤ 6.85
0100	4	6.85 < URA ≤ 9.65
0101	5	9.65 < URA ≤ 13.65
0110	6	13.65 < URA ≤ 24.00
0111	7	24.00 < URA ≤ 48.00
1000	8	48.00 < URA ≤ 96.00
1001	9	96.00 < URA ≤ 192.00
1010	10	192.00 < URA ≤ 384.00
1011	11	384.00 < URA ≤ 768.00
1100	12	768.00 < URA ≤ 1 536.00
1101	13	1 536.00 < URA ≤ 3 072.00
1110	14	3 072.00 < URA ≤ 6 144.00
1111	15	URA > 6 144.00

3.1.4.1.3.1.3 Bandera indicadora de la funcionalidad del satélite autónomo (SatH1). El bit 43 de la subtrama 1 del mensaje D1 indicará la SatH1. Un valor de "0" indicará que el satélite que efectúa la transmisión está funcional, mientras que un valor de "1" indicará que no lo está.

Nota. — *En el documento BDS OS B1I ICD, sección 5.2.4.6 y sección 5.2.3, Figura 5-8, se proporciona más información sobre la SatH1.*

3.1.4.1.3.1.4 El parámetro de corrección de reloj de satélite toc se difundirá en el mensaje de navegación D1. El valor de toc aumentará en forma monotónica durante la semana y cambiará si se modifica cualquiera de los parámetros de reloj.

Nota. — *La actualización de los parámetros del reloj siempre comienza al inicio de una supertrama.*

3.1.4.1.3.1.5 El parámetro de efemérides toe se transmitirá en el mensaje de navegación D1. El valor de toe aumentará monotónicamente durante la semana y cambiará si se modifica cualquiera de los parámetros de efemérides. Si cambia toe, también cambiará toc.

Nota. — *La actualización de los parámetros de efemérides siempre comienza al inicio de una supertrama*.

3.1.4.1.3.1.6 Número de página (Pnum). Tanto la subtrama 4 como la 5 tendrán 24 páginas, que se identificarán por el número de página (Pnum), contenido en los bits 44 a 50 de las subtramas.

3.1.4.1.3.1.7 Identificación de almanaques ampliados (AmEpID). Los bits 291 a 292 de las páginas 1 a 24 de la subtrama 4 y las páginas 1 a 6 de la subtrama 5 contienen AmEpID. Un valor binario de "11" de AmEpID indicará que las páginas 11 a 23 de la subtrama 5 se utilizan para transmitir los parámetros para SV ID 31 a 63, y la página 24 de la subtrama 5 se utiliza para la radiodifusión de la información sobre la funcionalidad del satélite para SV ID 31 a 63. De lo contrario, las páginas 11 a 24 de la subtrama 5 se reservarán.

3.1.4.1.3.1.8 Identificación de radiodifusión con tiempo compartido (AmID). Los bits 291 a 292 de las páginas 11 a 23 de la subtrama 5 y los bits 216 a 217 de la página 24 de la subtrama 5 proporcionarán AmID. La AmID se utilizará combinada con la AmEpID y el Pnum para indicar el PRN del satélite que transmite los parámetros de almanaque en la página de Pnum. La AmID sólo se utilizará cuando la AmEpID tenga un valor binario de "11". El esquema de radiodifusión para los parámetros de almanaque de SV ID 31 a 63 será como se muestra en la Tabla B BDS-3.

Tabla B BDS-3. Esquema de radiodifusión para los parámetros de almanaque de los PRN 31 a 63

AmEpID	AmID	Pnum	PRN
11	01	11 - 23	31 - 43
	10	11 - 23	44 - 56
	11	11 - 17	57 - 63
		18 - 23	Reservado
	00	11 - 23	Reservado

3.1.4.1.3.2 CONTENIDO DE LOS DATOS DE B1C Y B2A

3.1.4.1.3.2.1 Los datos B-CNAV1 difundidos en B1C contendrán la información enumerada en la Tabla B BDS-4. Los datos de B-CNAV2 difundidos en B2a contendrán los tipos de mensaje y el contenido de los datos enumerados en la Tabla B BDS-5.

Nota 1. — *En el documento BDS OS B1C ICD, sección 7, se proporciona más información relativa al contenido y la aplicación de los datos B-CNAV1.*

Nota 2. — *En el documento BDS OS B2a ICD, sección 7, se proporciona más información relativa al contenido y la aplicación de los datos B-CNAV2.*

Tabla B BDS-4. Contenido de la información de los mensajes de navegación B1C

Número de subtrama	Contenido de los datos	
1	PRN, SOH	
2	WN, HOW, IODC (expedición de datos, reloj), IODE (expedición de datos, efemérides)	
	Bloques de datos*	Efemérides I* (t_{oe}, SatType,ΔA, $\dot{A}$, Δn_0, $\Delta \dot{n}_0$, M_0, e, ω)
		Efemérides II* (Ω_0, i_0, $\dot{\Omega}$, $\dot{i}_0$, C_{is}, C_{ic}, C_{rs}, C_{rc}, C_{us}, C_{uc})
		Parámetros de corrección del reloj * (t_{oc} , a_0 , a_1 , a_2)
	TGD$_{B2ap}$, ISC$_{B1Cd}$, TGD$_{B1Cp}$, Rev, CRC	
3**	Tipo de página 1(PageID, estado de funcionalidad (HS), bandera indicadora de la integridad de los datos (DIF), bandera indicadora de la integridad de la señal (SIF), bandera indicadora de la integridad de la exactitud (AIF), índice monitorizado de exactitud de la señal en el espacio (SISMAI)***, SISAIoe, SISAIoc*, parámetros modelo de correcciones de retardo ionosférico*, parámetros de desfase horario respecto del BDT-UTC*)	
	Tipo de página 2 (PageID, HS, DIF, SIF, AIF, SISMAI***, SISAIoc*, WNa, t_{oa} , almanaque reducido*)	
	Tipo de página 3 (PageID, HS, DIF, SIF, AIF, SISMAI***, SISAIoe, parámetros de orientación de la Tierra (EOP), parámetros de desfase horario respecto del BDT-GNSS (BGTO))	
	Tipo de página 4 (PageID, HS, DIF, SIF, AIF, SISMAI***, SISAIoc*, almanaque midi *)	

* Bloques de datos que contienen un conjunto de parámetros.

** Como máximo, se pueden definir 63 tipos de páginas para la subtrama 3. Hasta el momento, se han definido cuatro tipos de páginas válidos: 1, 2, 3 y 4.

*** La radiodifusión SISMA en B-CNAV1 se reserva para uso futuro.

Tabla B BDS-5. Tipos de mensaje y contenidos de datos en B2a

	Tipo de mensaje (MesType)**	Contenido de datos
1	10	PRN, MesType, SOW, WN, DIF(B2a), SIF(B2a), AIF(B2a), SISMAI**** , DIF(B1C), SIF(B1C), IODE, efemérides I*
2	11	PRN, MesType, SOW, HS, DIF(B2a), SIF(B2a), AIF(B2a), SISMAI**** , DIF(B1C), SIF(B1C), efemérides II*
3	30	PRN, MesType, SOW, HS, DIF(B2a), SIF(B2a), AIF(B2a), SISMAI**** , DIF(B1C), SIF(B1C), parámetros de corrección de reloj*, IODC, T$_{GDB2ap}$, ISC$_{B2ad}$, parámetros del modelo de correcciones del retardo ionosférico* , T$_{GDB1Cp}$
4	31	PRN, MesType, SOW, HS, DIF(B2a), SIF(B2a), AIF(B2a), SISMAI**** , DIF(B1C), SIF(B1C), parámetros de corrección de reloj*, IODC, WNa , toa, parámetros de almanaque reducidos*
5	32	PRN, MesType, SOW, HS,DIF(B2a), SIF(B2a), AIF(B2a), SISMAI**** , DIF(B1C), SIF(B1C), parámetros de corrección de reloj*, IODC, EOP
6	33	PRN, MesType, SOW, HS, DIF(B2a), SIF(B2a), AIF(B2a), SISMAI**** , DIF(B1C), SIF(B1C), AIF(B1C), parámetros de corrección de reloj*, parámetros BGTO*, parámetros de almanaque reducidos*, IODC, WNa, toa
7	34	PRN, MesType, SOW, HS, DIF(B2a), SIF(B2a), AIF(B2a), SISMAI**** , DIF(B1C), SIF(B1C), SISAIoc* , parámetros de corrección de reloj*, IODC, parámetros de desfase horario respecto del BDT-UTC*
8	40	PRN, MesType, SOW, HS, DIF(B2a), SIF(B2a), AIF(B2a),SISMAI**** , DIF(B1C), SIF(B1C), SISAIoe , SISAIoc*, parámetros de almanaque midi *

* Bloques de datos que contienen un conjunto de parámetros.

** Como máximo, se pueden definir 63 tipos de mensaje para el mensaje de navegación B-CNAV2. Hasta el momento, se han definido los siguientes tipos de mensaje válidos: 10, 11, 30, 31, 32, 33, 34, y 40.

*** El orden de radiodifusión de los tipos de mensaje B-CNAV2 puede ajustarse dinámicamente, sin embargo, los tipos de mensajes 10 y 11 se transmiten continuamente juntos.

**** La radiodifusión de SISMAI en B-CNAV2 se reserva para uso futuro.

3.1.4.1.3.2.2 Tipo de página. La identificación (ID) de página se utilizará para identificar el tipo de páginas de la subtrama 3 en B-CNAV1. Será un número entero sin signo de 6 bits. Su definición será como se indica en la Tabla B BDS-6.

Tabla B BDS-6. Definición del tipo de página

ID de Página (binaria)	Tipo de página
000000	Inválido
000001	1
000010	2
000011	3
000100	4
Otros	Reservado

3.1.4.1.3.2.3 Tipo de mensaje (MesType). El tipo de mensaje se utilizará para identificar los tipos de mensajes de las tramas de B-CNAV2. Será un entero sin signo de 6 bits. Su definición será como se indica en la Tabla B BDS-7.

Tabla B BDS-7. Definición del tipo de mensaje

Tipo de mensaje (Binario)	Tipo de mensaje
000000	Inválido
001010	10
001011	11
011110	30
011111	31
100000	32
100001	33
100010	34
101000	40
Otros	Reservado

3.1.4.1.3.2.4 EXPEDICIÓN DE DATOS.

Nota 1. — *Se proporciona más información relativa a la expedición de datos B1C en el documento BDS OS B1C ICD, sección 7.4.1, Tabla 7-3 y sección 7.4.2, Tabla 7-4.*

Nota 2. — *Se proporciona más información relativa a la expedición de datos B2a en el documento BDS OS B2a ICD, sección 7.4.2, Tabla 7-4.*

3.1.4.1.3.2.4.1 *Expedición de datos, efemérides (IODE).* La IODE indicará el número de expedición de un conjunto de parámetros de efemérides. El valor IODE se actualizará cada vez que se actualice cualquier parámetro de efemérides. Los valores IODE indicarán la gama de los valores correspondientes a la edad de los datos de efemérides. La edad de los datos de efemérides se definirá como el desfase horario entre el tiempo (la hora) de referencia de los parámetros de efemérides (toe) y la última hora registrada para la generación de los parámetros de efemérides. Los valores de IODE no se repetirán dentro de

cualquier período de 24 horas. La relación entre los valores IODE y la edad de los datos de efemérides será la que se indica en la Tabla B BDS-8.

Tabla B BDS-8. Relación entre los valores IODE y la edad de los datos de efemérides

Valor IODE	Datos de efemérides
0 – 59	Menos de 12 horas
60 – 119	12 horas – 24 horas
120 – 179	1 día – 7 días
180 – 239	Reservado
240 – 255	Más de 7 días

3.1.4.1.3.2.4.2 Expedición de datos, reloj (IODC). El indicador IODC indicará el número de expedición de un conjunto de parámetros de corrección de reloj. El valor IODC se actualizará cada vez que se actualice cualquier parámetro de corrección de reloj. Los valores IODC indicarán la gama de valores de la edad de los datos de corrección de reloj. La edad de los datos de corrección de reloj se definirá como el desfase horario entre el tiempo (la hora) de referencia (toc) de los parámetros de corrección de reloj y la última hora registrada para la generación de los parámetros de corrección de reloj. La gama de los valores correspondientes a la edad de los datos de corrección de reloj se definirá por los 2 MSB de la IODC junto con los 8 LSB de la IODC. Los valores de IODE no se repetirán dentro de cualquier período de 24 horas. La relación entre los valores IODE y la edad de los datos de efemérides será la que se indica en la Tabla B BDS-9.

Tabla B BDS-9. Relación entre los valores IODC y la edad de los datos de corrección de reloj

2 MSB de IODC	8 LSB de IODC	Edad de los datos de corrección de reloj
00	0 – 59 60 – 119 120 – 179 180 – 239 240 – 255	Menos de 12 horas 12 horas – 24 horas 1 día – 7 días Reservado Más de 7 días
01	0 – 59 60 – 119 120 – 179 180 – 239 240 – 255	Menos de 12 horas Menos de 12 horas Menos de 1 día Reservado No más de 7 días
10	0 – 59 60 – 119 120 – 179 180 – 239 240 – 255	Más de 12 horas Más de 24 horas Más de 7 días Reservado Más de 7 días
11	Reservado	Reservado

3.1.4.1.3.2.5 Estado de funcionalidad del satélite. El indicador del estado de funcionalidad del satélite (SHS) indicará el estado de funcionalidad del satélite transmisor. Las definiciones del parámetro SHS será la que se indica en la Tabla B BDS-10.

Nota 1. — *Se proporciona más información relativa al SHS B1C en el documento BDS OS B1C ICD, sección 7.14, Tabla 7-22.*

Nota 2. — *Se proporciona más información relativa al SHS B2a en el documento BDS OS B2a ICD, sección 7.14, Tabla 7-22.*

Tabla B BDS-10. Definiciones del parámetro SHS

Valor SHS	Definición	Descripción
0	El satélite está funcional	El satélite presta servicios
1	El satélite no está funcional o está a prueba	El satélite no presta servicios
2	Reservado	Reservado
3	Reservado	Reservado

3.1.4.1.3.2.6 Estado de integridad del satélite. El estado de integridad del satélite se determinará por dos parámetros: la bandera indicadora de la integridad de los datos (DIF) y la bandera indicadora de la integridad de la señal (SIF). Cada uno de ellos ocupará 1 bit y sus definiciones serán las que se indican en la Tabla B BDS-11.

Nota 1. — *Se proporciona más información relativa a la bandera indicadora del estado de integridad del satélite B1C en el documento BDS OS B1C ICD, sección 7.15, Tabla 7-23.*

Nota 2. — *Se proporciona más información relativa a la bandera indicadora del estado de integridad del satélite B2a en el documento BDS OS B2a ICD, sección 7.15, Tabla 7-23.*

Tabla B BDS-11. Definiciones de los parámetros de la bandera indicadora del estado de integridad del satélite

Parámetro	Valores	Definición
DIF	0	El error de los parámetros del mensaje transmitidos en esta señal no excede de la exactitud predictiva.
	1	El error de los parámetros del mensaje transmitidos en esta señal excede de la exactitud predictiva.
SIF	0	Esta señal es normal.
	1	Esta señal es anormal.

3.1.4.1.3.2.7 ESTADO DE FUNCIONALIDAD DE LA SEÑAL EN EL ESPACIO DEL SATÉLITE (SISHS)

3.1.4.1.3.2.7.1 El estado de funcionalidad de la señal en el espacio del satélite (SISHS) del OS del BDS será uno de los siguientes tres estados:

a) funcional: la señal cumple con el nivel de servicio mínimo especificado en este documento;

b) no funcional: la señal no está prestando servicios o está a prueba; y

c) marginal: la señal no está en ninguno de los dos estados descritos anteriormente.

3.1.4.1.3.2.7.2 El SISHS para las señales B1C y B2a se indicará por medio de una combinación de tres banderas indicadoras de SIS: HS, SIF y DIF. La correlación entre los valores de las tres banderas y el SISH de B1C/B2a será como se indica en la Tabla B-BDS-12.

Tabla B-BDS-12. Correlación entre los valores de las tres banderas y el SISH de B1C/B2a

B1C/B2a SISHS	HS	SIF	DIF
Funcional	0	0	0
Marginal	0	0	1
	2/3	0	0
No funcional	Cualquier valor	1	0/1
	1	0/1	0/1

3.1.4.1.3.2.8 Índices de exactitud de la señal en el espacio (SISA). El índice SISA describirá la exactitud predictiva de los parámetros orbitales y de los parámetros de corrección de reloj transmitidos en el mensaje de navegación. Comprenderá la exactitud longitudinal y transversal de la órbita del satélite (SISAoe), así como la exactitud de la correlación del reloj del satélite y del radio de la órbita del satélite (SISAoc). Los parámetros del índice SISA que se enumeran a continuación se utilizarán para calcular el SISAoe y el SISAoc y se transmitirán en la subtrama 3 del B-CNAV1 para la B1C y Tipo de mensaje 40 para la B2a, respectivamente:

a) El SISAIoe, que es un entero con signo en la notación de complemento a dos comprendido en el intervalo +15 a -16, indicará la exactitud combinada de la órbita longitudinal y transversal, como se muestra en la Tabla B-BDS-12-1;

b) SISAIocb, que es un entero con signo en la notación de complemento a dos comprendido en el intervalo +15 a -16, indicará la exactitud combinada resultante de la exactitud del radio orbital y del error sistemático del reloj del satélite, como se indica en la Tabla B-BDS-12-2;

c) SISAIoc1, con el valor de un entero comprendido en el intervalo de 0 a 7, indicará la exactitud de la deriva del reloj del satélite;

d) SISAIoc2, con el valor de un entero comprendido en el intervalo de 0 a 7, indicará la exactitud de la deriva del reloj del satélite; y

e) top indicará el tiempo de la semana para la predicción de datos.

Nota 1. — *En el documento BDS OS B1C ICD, sección 7.16, se proporciona más información sobre los parámetros del índice SISA.*

Nota 2. — *En el documento BDS OS B2a ICD, sección 7.16, se proporciona más información sobre los parámetros del índice SISA.*

Tabla B-BDS-12-1. La correlación entre el índice $SISA_{oe}$ y la $SISA_{oe}$

Índice $SISA_{oe}$	$SISA_{oe}$ (en metros)
15	6144.00 < SISAoe (o no hay predicción de exactitud disponible)
14	*3072.00 < $SISA_{oe}$ ≤ 6144.00*
13	*1536.00 < $SISA_{oe}$≤ 3072.00*
12	*768.00 < $SISA_{oe}$≤ 1536.00*
11	*384.00 < $SISA_{oe}$≤ 768.00*
10	*192.00 < $SISA_{oe}$≤ 384.00*
9	*96.00 < $SISA_{oe}$≤ 192.00*
8	*48.00 < $SISA_{oe}$≤ 96.00*
7	*24.00 < $SISA_{oe}$≤ 48.00*
6	*13.65 < $SISA_{oe}$≤ 24.00*
5	*9.65 < $SISA_{oe}$≤ 13.65*
4	*6.85 < $SISA_{oe}$≤ 9.65*
3	*4.85 < $SISA_{oe}$≤ 6.85*
2	*3.40 < $SISA_{oe}$≤ 4.85*
1	*2.40 < $SISA_{oe}$≤ 3.40*
0	*1.70< $SISA_{oe}$≤ 2.40*
-1	*1.20 < $SISA_{oe}$≤ 1.70*
-2	*0.85 < $SISA_{oe}$≤ 1.20*
-3	*0.60 < $SISA_{oe}$≤ 0.85*
-4	*0.43 < $SISA_{oe}$≤ 0.60*
-5	*0.30 < $SISA_{oe}$≤ 0.43*
-6	*0.21 < $SISA_{oe}$≤ 0.30*
-7	*0.15 < $SISA_{oe}$≤ 0.21*
-8	*0.11 < $SISA_{oe}$≤ 0.15*
-9	*0.08 < $SISA_{oe}$≤ 0.11*
-10	*0.06 < $SISA_{oe}$≤ 0.08*
-11	*0.04 < $SISA_{oe}$≤ 0.06*
-12	*0.03 < $SISA_{oe}$≤ 0.04*
-13	*0.02 < $SISA_{oe}$≤ 0.03*
-14	*0.01 < $SISA_{oe}$≤ 0.02*
-15	*$SISA_{oe}$≤ 0.01*
-16	*No hay predicción de exactitud disponible – utilice a su propio riesgo*

Tabla B-BDS-12-2. Correlación entre el índice $SISA_{ocb}$ y la $SISA_{ocb}$

Índice $SISA_{ocb}$	$SISA_{ocb}$ (en metros)
15	*$6144.00 < SISA_{ocb}$ (o no hay predicción de exactitud disponible)*
14	*$3072.00 < SISA_{ocb} \leq 6144.00$*
13	*$1536.00 < SISA_{ocb} \leq 3072.00$*
12	*$768.00 < SISA_{ocb} \leq 1536.00$*
11	*$384.00 < SISA_{ocb} \leq 768.00$*
10	*$192.00 < SISA_{ocb} \leq 384.00$*
9	*$96.00 < SISA_{ocb} \leq 192.00$*
8	*$48.00 < SISA_{ocb} \leq 96.00$*
7	*$24.00 < SISA_{ocb} \leq 48.00$*
6	*$13.65 < SISA_{ocb} \leq 24.00$*
5	*$9.65 < SISA_{ocb} \leq 13.65$*
4	*$6.85 < SISA_{ocb} \leq 9.65$*
3	*$4.85 < SISA_{ocb} \leq 6.85$*
2	*$3.40 < SISA_{ocb} \leq 4.85$*
1	*$2.40 < SISA_{ocb} \leq 3.40$*
0	*$1.70 < SISA_{ocb} \leq 2.40$*
-1	*$1.20 < SISA_{ocb} \leq 1.70$*
-2	*$0.85 < SISA_{ocb} \leq 1.20$*
-3	*$0.60 < SISA_{ocb} \leq 0.85$*
-4	*$0.43 < SISA_{ocb} \leq 0.60$*
-5	*$0.30 < SISA_{ocb} \leq 0.43$*
-6	*$0.21 < SISA_{ocb} \leq 0.30$*
-7	*$0.15 < SISA_{ocb} \leq 0.21$*
-8	*$0.11 < SISA_{ocb} \leq 0.15$*
-9	*$0.08 < SISA_{ocb} \leq 0.11$*
-10	*$0.06 < SISA_{ocb} \leq 0.08$*
-11	*$0.04 < SISA_{ocb} \leq 0.06$*
-12	*$0.03 < SISA_{ocb} \leq 0.04$*
-13	*$0.02 < SISA_{ocb} \leq 0.03$*
-14	*$0.01 < SISA_{ocb} \leq 0.02$*
-15	*$SISA_{ocb} \leq 0.01$*
-16	No hay predicción de exactitud disponible – utilice a su propio riesgo

3.1.4.2 DEFINICIONES DE PROTOCOLOS PARA APLICACIÓN DE DATOS

Nota. — *En esta sección se definen las interrelaciones entre los parámetros del mensaje de radiodifusión de datos. Se proporcionan definiciones de los parámetros que no se transmiten, pero son utilizados por elementos de aeronave o por elementos que no son de aeronave, o por ambos tipos de elementos, y se definen los términos que se aplican para determinar la solución de navegación y su integridad.*

3.1.4.2.1 Algoritmos *de paridad*

3.1.4.2.1.1 El mensaje D1 utiliza codificación BCH (15,11,1) como algoritmos de paridad, como se indica en la sección 3.1.4.1.2.1.5.

3.1.4.2.1.2 El mensaje B-CNAV1 y el mensaje B-CNAV2 utilizan CRC de 24 bits. La CRC se calculará como se indica en 3.7, mediante el siguiente polinomio generador:

$$G(X) = \sum_{i=0}^{24} g_i X^i$$

donde

Gi = 1 para 0, 1, 3, 4, 5, 6, 7, 10, 11, 14, 17, 18, 23, 24, y

0 para los demás casos.

3.1.4.2.2 PARÁMETROS DE CORRECCIÓN DEL RELOJ DEL SATÉLITE

3.1.4.2.2.1 El tiempo del sistema BDS se calculará de la siguiente manera:

$$t = t_{sv} - \Delta t_{sv}$$

donde:

t = BDT en segundos en el momento de la transmisión de la señal;

t_{sv} = hora de la fase del código telemétrico expresada en segundos correspondiente al momento de la transmisión de la señal; y

Δt_{sv} = el desfase respecto de la hora de fase de código telemétrico del satélite expresada en segundos se define como sigue:

$$\Delta t_{sv} = a_0 + a_1(t - t_{oc}) + a_2(t - t_{oc})_2 + \Delta t_r$$

donde:

a_0, a_1 y a_2 y t_{oc} son parámetros transmitidos en la subtrama 1 del mensaje de navegación D1, en la subtrama 2 del B-CNAV1 y en los Tipos de mensaje 30, 31, 32, 33 y 34 de B-CNAV2; y

Δt_r es el término de corrección del efecto relativista, definido como sigue:

$$\Delta t_r = F \cdot e \cdot \sqrt{A} \cdot \sin E_k$$

donde:

e, $\sqrt{A}$, Ek, son parámetros que pueden obtenerse de la subtrama 2 y de la subtrama 3 del mensaje de navegación D1, de la subtrama 2 del mensaje B-CNAV1 y de los Tipos de mensaje 10 y 11 de B-CNAV2;

$F = -2\mu^{1/2}/c^2$;
$\mu = 3{,}986004418 \times 10^{14}$ m^3/s^2 es el valor de la constante de gravitación universal de la Tierra; y

$c = 2{,}99792458 \times 10^8$ m/s es la velocidad de la luz.

3.1.4.2.2.2 El tiempo del sistema BDS respecto del UTC (NTSC). El desfase horario del sistema BeiDou con respecto al UTC se determinará utilizando datos de las señales B1I, B1C o B2a.

Nota 1. — *En los documentos BDS OS B1I ICD, sección 5.2.4.18; BDS OS B1C ICD, sección 7.12; y BDS OS B2a ICD, sección 7.12, se proporciona más información sobre los parámetros de tiempo y algoritmos relativos al tiempo del sistema BeiDou con respecto al UTC.*

3.1.4.2.3 POSICIÓN DEL SATÉLITE.

3.1.4.2.3.1 *Solución de la posición del satélite B1I.* La posición actual del satélite se calculará como se muestra en la tabla B BDS-13.

Nota 1. — *La posición actual del satélite se define mediante parámetros de efemérides. Los parámetros de efemérides* $(t_{oe}, \sqrt{A}, e, \omega, \Delta n, M_0, \Omega_0, \dot{\Omega}, i_0, IDOT, C_{uc}, C_{us}, C_{rc}, C_{rs}, C_{ic}, C_{is})$ *utilizados en la solución para la determinación de la posición del satélite B1I son parámetros transmitidos por la subtrama 2 y la subtrama 3 del mensaje de navegación D1.*

Nota 2. — *En el documento BDS OS B1I ICD, sección 5.2.4.12, se proporciona más información sobre parámetros de efemérides y algoritmos.*

Tabla B BDS-13. Algoritmo de efemérides B1I

Pasos para realizar el cálculo	Descripción
$\mu = 3.986004418\times10^{14}\ m^3/s^2$	Valor de la constante de gravitación universal de la Tierra del BDCS
$\dot{\Omega}_e = 7.2921150\times10^{-5}$ rad/s	Valor de la velocidad de rotación de la Tierra del BDCS
$\pi = 3.1415926535898$	Cociente entre la longitud de la circunferencia de un círculo y su diámetro
$A = (\sqrt{A})^2$	Cálculo del semieje mayor
$n_0 = \sqrt{\frac{\mu}{A^3}}$	Cálculo de la velocidad de desplazamiento media (radianes/segundos)
$t_k = t - t_{oe}$ *	Cálculo del tiempo transcurrido desde el tiempo de referencia de efemérides
$n = n_0 + \Delta n$	Velocidad media corregida
$M_k = M_0 + nt_k$	Cálculo de la anomalía media
$M_k = E_k - e\sin E_k$	Ecuación de Kepler para la anomalía excéntrica (radianes)
$\begin{cases}\sin v_k = \frac{\sqrt{1-e^2}\sin E_k}{1-e\cos E_k} \\ \cos v_k = \frac{\cos E_k - e}{1-e\cos E_k}\end{cases}$	Cálculo de la anomalía real
$\phi_k = v_k + \omega$	Cálculo del argumento de latitud
$\begin{cases}\delta u_k = C_{us}\sin(2\phi_k) + C_{uc}\cos(2\phi_k) \\ \delta r_k = C_{rs}\sin(2\phi_k) + C_{rc}\cos(2\phi_k) \\ \delta i_k = C_{is}\sin(2\phi_k) + C_{ic}\cos(2\phi_k)\end{cases}$	Corrección de argumento de latitud Corrección de radio Corrección de inclinación
$u_k = \phi_k + \delta u_k$	Parámetros del argumento de latitud corregidos
$r_k = A(1 - e\cos E_k) + \delta r_k$	Radio corregido
$i_k = i_0 + IDOT\cdot t_k + \delta i_k$	Inclinación corregida
$\begin{cases}x_k = r_k\cos u_k \\ y_k = r_k\sin u_k\end{cases}$	Cálculo de las posiciones del satélite en el plano orbital
$\Omega_k = \Omega_0 + (\dot{\Omega} - \dot{\Omega}_e)t_k - \dot{\Omega}_e t_{oe}$	Longitud del nodo ascendente del BDCS corregida
$\begin{cases}X_k = x_k\cos\Omega_k - y_k\cos i_k\sin\Omega_k \\ Y_k = x_k\sin\Omega_k + y_k\cos i_k\cos\Omega_k \\ Z_k = y_k\sin i_k\end{cases}$	Coordenadas de satélites MEO/IGSO del BDCS

* En las ecuaciones, "t" es el tiempo de la transmisión de la señal en BDT. "t_k" es la diferencia total de tiempo entre t y el tiempo de referencia de la efemérides t_{oe}, luego de considerar los cruces para el principio y el final de la semana sustrayendo 604 800 segundos del t_k, si t_k es mayor que 302 400, o sumando 604 800 segundos al t_k si t_k es menor que -302 400 segundos.

3.1.4.2.3.2 Solución para la posición del satélite B1C y B2a. La posición actual del satélite se calculará como se indica en la Tabla B BDS-14.

Nota 1. — *La posición actual del satélite se define mediante parámetros de efemérides.* Los parámetros de efemérides $(t_{oe}, \text{SatType}, \Delta A, A, \Delta n_0, \Delta \dot{n}_0, M_0, e, \omega, \Omega_0, i_0, \Omega, i_0, C_{is}, C_{ic}, C_{rs}, C_{rc}, C_{us}, C_{uc})$ utilizados en la solución de la posición del satélite de B1C y B2a son parámetros transmitidos por las subtramas 2 y 3 del mensaje de navegación B-CNAV1, o por los tipos de mensaje 10 y 11 del mensaje de navegación B-CNAV2.

Nota 2. — *En el documento BDS OS B1C ICD, sección 7.7, y en el documento BDS OS B2a ICD, sección 7.7, se proporciona más información sobre parámetros de efemérides y algoritmos.*

Tabla B BDS-14. Algoritmo de efemérides B1C/B2a

Pasos para realizar el cálculo	Descripción
$\mu=3.986004418\times10^{14}\ \mathrm{m^3/s^2}$	Constante gravitacional geocéntrica de BDCS
$\dot{\Omega}_e = 7.2921150\times10^{-5}\ \mathrm{rad/s}$	Valor de la velocidad de rotación de la Tierra del BDCS
$\pi = 3.1415926535898$	Cociente entre la longitud de la circunferencia de un círculo y su diámetro
$t_k = t - t_{oe}$ **	Tiempo transcurrido desde el tiempo de referencia de efemérides
$A_0 = A_{ref} + \Delta A$ *	Semieje mayor en el tiempo de referencia
$A_k = A_0 + (\dot{A})t_k$	Semieje mayor
$n_0 = \sqrt{\frac{\mu}{A_0^3}}$	Cálculo de la velocidad de desplazamiento media (radianes/s) en el tiempo de referencia
$\Delta n_A = \Delta n_0 + 1/2\,\Delta \dot{n}_0 t_k$	Diferencia media de la velocidad de desplazamiento respecto al valor calculado
$n_A = n_0 + \Delta n_A$	Desplazamiento medio corregido
$M_k = M_0 + n_A t_k$	Anomalía media
$M_k = E_k - e\sin E_k$	Ecuación de Kepler para la anomalía excéntrica (radianes)
$\begin{cases}\sin v_k = \frac{\sqrt{1-e^2}\sin E_k}{1-e\cos E_k} \\ \cos v_k = \frac{\cos E_k - e}{1-e\cos E_k}\end{cases}$	Anomalía real
$\phi_k = v_k + \omega$	Argumento de latitud
$\begin{cases}\delta u_k = C_{us}\sin(2\phi_k) + C_{uc}\cos(2\phi_k) \\ \delta r_k = C_{rs}\sin(2\phi_k) + C_{rc}\cos(2\phi_k) \\ \delta i_k = C_{is}\sin(2\phi_k) + C_{ic}\cos(2\phi_k)\end{cases}$	Corrección de argumento de latitud Corrección de radio Corrección de inclinación
$u_k = \phi_k + \delta u_k$	Argumento de latitud corregido
$r_k = A_k(1 - e\cos E_k) + \delta r_k$	Radio corregido
$i_k = i_0 + \dot{i}_0 \cdot t_k + \delta i_k$	Inclinación corregida
$\begin{cases}x_k = r_k\cos u_k \\ y_k = r_k\sin u_k\end{cases}$	Posición en plano orbital
$\Omega_k = \Omega_0 + (\dot{\Omega} - \dot{\Omega}_e)t_k - \dot{\Omega}_e t_{oe}$	Longitud corregida de nodo ascendente
$\begin{cases}X_k = x_k\cos\Omega_k - y_k\cos i_k\sin\Omega_k \\ Y_k = x_k\sin\Omega_k + y_k\cos i_k\cos\Omega_k \\ Z_k = y_k\sin i_k\end{cases}$	Coordenada del centro de fase de la antena del satélite MEO/IGSO en el BDCS

* Valor de referencia del semieje mayor: $A_{ref} = 27906100\text{m}$ (MEO) $A_{ref} = 42162200\text{m}$ (IGSO/GEO).

** En la ecuación, t es el tiempo BDT de la transmisión de la señal; es decir, el tiempo BDT corregido para el tiempo de tránsito; t_k es la diferencia total de tiempo entre t y el tiempo de referencia de efemérides t_{oe}, luego de tener en cuenta los cruces de principio, luego de considerar los cruces para el principio y el final de la semana sustrayendo 604 800 segundos del t_k, si t_k es mayor que 302 400, o sumando 604 800 segundos al t_k si t_k es menor que -302 400 segundos.

3.1.4.2.4 CORRECCIONES DE RETARDO IONOSFÉRICO.

3.1.4.2.4.1 Corrección por retardo ionosférico de B1I. La corrección del retardo ionosférico de B1I se calculará como se indica en la Tabla B BDS-15.

Tabla B BDS-15. Cálculo del retardo ionosférico de frecuencia única para B1I

Pasos para realizar el cálculo	Descripción
t_E	t_E es el SOW en BDT calculado por el usuario.
$\psi = \frac{\pi}{2} - E - \arcsin\left(\frac{R}{R+h}\cdot\cos E\right)$	Ψ es el ángulo central de la Tierra (en radianes) entre en la posición del usuario y el punto de penetración ionosférica (IPP). R es el radio medio de la Tierra (6 378 km). E es la elevación del satélite (en radianes) desde la posición del usuario. H es la altura de la ionosfera (375 km).
$\phi_M = \arcsin(\sin\phi_u \cdot \cos\psi + \cos\phi_u \cdot \sin\psi \cdot \cos A)$	ϕ_M es la latitud geográfica de la proyección del IPP sobre la superficie de la Tierra, en radianes; A es el azimut al satélite desde la posición del usuario, en radianes.
$\lambda_M = \lambda_u + \arcsin\left(\frac{\sin\psi \cdot \sin A}{\cos\phi_M}\right)$	λM es la longitud geográfica de la proyección del IPP sobre la superficie de la Tierra, en radianes.
$t = (t_E + \lambda_M \times 43200/\pi)[\mathrm{modulo}\ 86400]$	t es el tiempo local (de 0 a 86 400 s) para la proyección del IPP sobre la superficie de la Tierra.
$A_2 = \begin{cases} \sum_{n=0}^{3} \alpha_n \left\lvert \phi_M/\pi \right\rvert^n, & A_2 \geq 0 \\ 0, & A_2 < 0 \end{cases}$	A2 es la amplitud de la curva del coseno durante el día, del Modelo de Klobuchar, calculada a partir de α_n; α_n: coeficientes transmitidos en la subtrama 3 del mensaje de navegación D1.
$A_4 = \begin{cases} 172800, & A_4 \geq 172800 \\ \sum_{n=0}^{3} \beta_n \left\lvert \phi_M/\pi \right\rvert^n, & 172800 > A_4 \geq 72000 \\ 72000, & A_4 < 72000 \end{cases}$	A4 es el período de la curva del coseno en segundos; β_n son los coeficientes transmitidos en la subtrama 3 del mensaje de navegación D1.
$I_z'(t) = \begin{cases} 5\times10^{-9} + A_2 \cos\left[\frac{2\pi(t-50400)}{A_4}\right], & \lvert t-50400\rvert < A_4/4 \\ 5\times10^{-9}, & \lvert t-50400\rvert \geq A_4/4 \end{cases}$	$I_z'(t)$ es la corrección del retardo ionosférico vertical.
$I_{B1I}(t) = \frac{1}{\sqrt{1-\left(\frac{R}{R+h}\cdot\cos E\right)^2}} \cdot I_z'(t)$	$I_{B1I(t)}$ es el retardo ionosférico en la trayectoria de propagación B1I.

Nota 1. — *En el documento BDS OS B1I ICD, sección 5.2.4.7, se proporciona más información sobre los parámetros de corrección del retardo ionosférico y los algoritmos de usuario.*

3.1.4.2.4.2 CORRECCIÓN DEL RETARDO IONOSFÉRICO EN B1C Y B2A.

3.1.4.2.4.2.1 Retardo ionosférico de frecuencia única. La corrección del retardo ionosférico en B1C o B2a se calculará como se indica en la Tabla B BDS-16.

Tabla B BDS-16. Cálculo del retardo ionosférico de frecuencia única para B1C y B2a

Pasos para realizar el cálculo	Descripción
$\psi = \frac{\pi}{2} - E - \arcsin\left(\frac{\mathrm{Re}}{\mathrm{Re}+\mathrm{H}_{ion}} \cdot \cos E\right)$	ψ indica el ángulo central de la Tierra entre la posición del usuario y el IPP E es el ángulo de elevación entre el usuario y el satélite (en radianes); H_{ion} es la altura de la capa delgada ionosférica (400 km) Re es el radio medio de la Tierra (6378 km).
$\begin{cases} \varphi_g = \arcsin(\sin\varphi_u \cdot \cos\psi + \cos\varphi_u \cdot \sin\psi \cdot \cos A) \\ \lambda_g = \lambda_u + \arctan\left(\frac{\sin\psi \cdot \sin A \cdot \cos\varphi_u}{\cos\psi - \sin\varphi_u \cdot \sin\varphi_g}\right) \end{cases}$	φ_g es la latitud geográfica de la proyección del IPP sobre la superficie de la Tierra λ_g es la longitud geográfica de la proyección del IPP sobre la superficie de la Tierra φ_u es la latitud geográfica el usuario λ_u es la longitud geográfica del usuario A es el ángulo acimutal entre el usuario y el satélite (en radianes);
$\begin{cases} \varphi_m = \arcsin\left(\sin\varphi_M \cdot \sin\varphi_g + \cos\varphi_M \cdot \cos\varphi_g \cdot \cos(\lambda_g - \lambda_M)\right) \\ \lambda_m = \arctan\left(\frac{\cos\varphi_g \cdot \sin(\lambda_g - \lambda_M) \cdot \cos\varphi_M}{\sin\varphi_M \cdot \sin\varphi_m - \sin\varphi_g}\right) \end{cases}$	φ_m es la latitud geomagnética de la proyección del IPP sobre la superficie de la Tierra en el marco de referencia fijo respecto a la Tierra λ_m es la longitud geomagnética de la proyección del IPP sobre la superficie de la Tierra en el marco de referencia fijo respecto a la Tierra λ_M es la longitud geográfica del polo norte magnético: $\lambda_M = \frac{-72.58°}{180°} \cdot \pi$ rad φM es la latitud geográfica del polo norte magnético: $\varphi_M = \frac{80.27°}{180°} \cdot \pi$ rad
$S_{ion} = \pi \cdot \left(1 - 2 \cdot \left(t - \mathrm{int}\left(t\right)\right)\right)$	S_{ion} es la longitud geográfica media del sol (en radianes) t es el tiempo (en días) de la época del cálculo expresada en la fecha modificada del calendario juliano (MJD) $\mathrm{int}(\cdot)$ es un redondeo hacia abajo

Pasos para realizar el cálculo	Descripción
$\begin{cases} \varphi' = \varphi_m \\ \lambda' = \lambda_m - \arctan\left(\dfrac{\sin(S_{lon} - \lambda_M)}{\tan\varphi_M \cdot \cos(S_{lon} - \lambda_M)}\right) \end{cases}$	φ' es la latitud geomagnética del IPP en el marco de referencia fijo respecto al sol λ' es la longitud geomagnética del IPP en el marco de referencia fijo respecto al sol
$\begin{cases} P_{n,n}(\sin\varphi') = (2n-1)!!\left(1-(\sin\varphi')^2\right)^{n/2}, & n = m \\ P_{n,m}(\sin\varphi') = \sin\varphi' \cdot (2m+1) \cdot P_{m,m}(\sin\varphi'), & n = m+1 \\ P_{n,m}(\sin\varphi') = \dfrac{(2n-1)\cdot\sin\varphi'\cdot P_{n-1,m}(\sin\varphi') - (n+m-1)\cdot P_{n-2,m}(\sin\varphi')}{n-m}, & else \end{cases}$	$P_{n,m}$ es la función de Legendre clásica, no normalizada $(2n-1)!! = (2n-1)\cdot(2n-3)\cdots 1$ $P_{0,0}(\sin\varphi') = 1$
$\begin{cases} N_{n,m} = \sqrt{\dfrac{(n-m)!\cdot(2n+1)\cdot(2-\delta_{0,m})}{(n+m)!}} \\ \delta_{0,m} = \begin{cases} 1, & m = 0 \\ 0, & m > 0 \end{cases} \end{cases}$	$N_{n,m}$ es la función de normalización
$\tilde{P}_{n,m} = N_{n,m} \cdot P_{n,m}$	$\tilde{P}_{n,m}$ es la función de Legendre normalizada de grado n y orden n
$A_i = \begin{cases} \tilde{P}_{n_i,\lvert m_i\rvert}(\sin\varphi') \cdot \cos(m_i \cdot \lambda') & m_i \geq 0 \\ \tilde{P}_{n_i,\lvert m_i\rvert}(\sin\varphi') \cdot \sin(-m_i \cdot \lambda') & m_i < 0 \end{cases}$	Los valores de n_i y m_i se muestran en la Tabla B BDS-17.
$\begin{cases} \beta_j = a_{k,j} + \sum_{k=1}^{12}\left(a_{k,j} \cdot \cos(\omega_k \cdot t_p) + b_{k,j} \cdot \sin(\omega_k \cdot t_p)\right) \\ \omega_k = \dfrac{2\pi}{T_k} \end{cases}$	$a_{k,j}$ y $b_{k,j}$ son los coeficientes que no se transmiten del modelo mundial de corrección del retardo ionosférico de BeiDou (BDGIM); T_k es el período para la predicción correspondiente a los coeficientes individuales que no se transmiten; t_p es la hora impar del día (01:00:00, 03:00:00, 05:00:00..., o 23:00:00 en MJD) más cercana a la época del cálculo.
$\begin{cases} A_0 = \sum_{j=1}^{17} \beta_j \cdot B_j, \\ B_j = \begin{cases} P_{n_j,\lvert m_j\rvert}(\sin\varphi') \cdot \cos(m_j \cdot \lambda') & m_j \geq 0 \\ P_{n_j,\lvert m_j\rvert}(\sin\varphi') \cdot \sin(-m_j \cdot \lambda') & m_j < 0 \end{cases} \end{cases}$	A_0 es el retardo ionosférico predictivo (en TECu)
$VTEC = A_0 + \sum_{i=1}^{9} \alpha_i A_i$	VTEC es el retardo ionosférico vertical (en TECu) del IPP
$M_F = \dfrac{1}{\sqrt{1-\left(\dfrac{\mathrm{Re}}{\mathrm{Re}+\mathrm{H}_{ion}} \cdot \cos(E)\right)^2}}$	M_F es la función de mapeo ionosférico del IPP
$T_{iono} = M_F \cdot \dfrac{40.28\times10^{16}}{f^2} \cdot VTEC$	T_{iono} es la corrección por retardo ionosférico.

Tabla B BDS-17. Valores de n_i y m_i

i	1	2	3	4	5	6	7	8	9
n_i/m_i	0/0	1/0	1/1	1/-1	2/0	2/1	2/-1	2/2	2/-2

Nota. — *En los documentos BDS OS B1C ICD, sección 7.8.2, Tabla 7-12, y BDS OS B2a ICD, sección 7.8.2, Tabla 7-12, se proporciona más información sobre los parámetros del modelo de corrección por retardo ionosférico transmitidos en B1C y B2a y los algoritmos de usuario.*

3.1.4.2.4.2.2 Corrección por retardo ionosférico de frecuencia doble

Para el usuario de frecuencia doble que aplique las señales B1C y B2a, el efecto del retardo ionosférico se corregirá utilizando la pseudodistancia libre de ionosfera en las dos frecuencias.

La pseudodistancia libre de ionosfera en doble frecuencia del componente piloto de la señal B1C y del componente piloto de la señal B2a ($PRODUCTO_{\text{B1Cp-B2ap}}$) se calculará de la siguiente manera:

$$PR_{\text{B1Cp-B2ap}} = \frac{PR_{\text{B2ap}} - k_{12} \cdot PR_{\text{B1Cp}}}{1 - k_{12}} - \frac{\text{C} \cdot (\text{T}_{\text{GDB2ap}} - k_{12} \cdot \text{T}_{\text{GDB1Cp}})}{1 - k_{12}}$$

La pseudodistancia libre de ionosfera en doble frecuencia del componente piloto de la señal B1C y del componente de datos de la señal B2a (PRODUCTOB1Cp-B2ad) se calculará de la siguiente manera:

$$PR_{\text{B1Cp-B2ad}} = \frac{PR_{\text{B2ad}} - k_{12} \cdot PR_{\text{B1Cp}}}{1 - k_{12}} - \frac{\text{C} \cdot (\text{T}_{\text{GDB2ap}} + \text{ISC}_{\text{B2ad}} - k_{12} \cdot \text{T}_{\text{GDB1Cp}})}{1 - k_{12}}$$

La pseudodistancia en doble frecuencia del componente de datos de la señal B1C y del componente piloto de la señal B2a (PRODUCTOB1Cd-B2ap) se calculará de la siguiente manera:

$$PR_{\text{B1Cd-B2ap}} = \frac{PR_{\text{B2ap}} - k_{12} \cdot PR_{\text{B1Cd}}}{1 - k_{12}} - \frac{\text{C} \cdot (\text{T}_{\text{GDB2ap}} - k_{12} \cdot \text{T}_{\text{GDB1Cp}} - k_{12} \cdot \text{ISC}_{\text{B1Cd}})}{1 - k_{12}}$$

La pseudodistancia en doble frecuencia del componente de datos de la señal B1C y del complemente de datos de la señal B2a (PRODUCTOB1Cd-B2ad) se calculará de la siguiente manera:

$$PR_{\text{B1Cd-B2ad}} = \frac{PR_{\text{B2ad}} - k_{12} \cdot PR_{\text{B1Cd}}}{1 - k_{12}} - \frac{\text{C} \cdot (\text{T}_{\text{GDB2ap}} + \text{ISC}_{\text{B2ad}} - k_{12} \cdot \text{T}_{\text{GDB1Cp}} - k_{12} \cdot \text{ISC}_{\text{B1Cd}})}{1 - k_{12}}$$

donde $k_{12} = \left(\frac{1575.42}{1176.45}\right)^2$, es el factor asociado con la frecuencia;

PR_{B1Cp} es la pseudodistancia del componente piloto de la señal B1C medida (corregida mediante la corrección del error de reloj, pero no para T_{GDB1Cp});

PR_{B1Cd} es la pseudodistancia del componente de datos de la señal B1C medida (corregida mediante la corrección del error de reloj, pero no para T_{GDB1Cp} y ISC_{B1Cd});

PR_{B2ap} es la pseudodistancia del componente piloto de la señal B2a medida (corregida mediante la corrección del error de reloj, pero no para T_{GDB2ap});

PR_{B2ad} es la pseudodistancia del componente de datos de la señal B2a medida (corregida mediante la corrección del error de reloj, pero no para T_{GDB2ad} y ISC_{B2ad});

T_{GDB1Cp} es la diferencia de retardo de grupo del componente piloto de la señal B1c;

T_{GDB2ap} es la diferencia de retardo de grupo del componente piloto de la señal B2a;

ISC_{B1Cd} es la diferencia del retardo de grupo entre el componente de datos de la señal B1C y el componente piloto de la señal B1C;

ISC_{B2ad} es la diferencia del retardo de grupo entre el componente de datos de la señal B2a y el componente piloto de la señal B2a;

c = 2.99792458×108 m/s es la velocidad de la luz.

Nota 1. — *En el documento BDS OS B1C ICD, sección 7.8, se proporciona más información sobre los parámetros del modelo de retardo ionosférico de la señal B1C.*

Nota 2. — *En el documento BDS OS B2a ICD, sección 7.8, se proporciona más información sobre los parámetros del modelo de retardo ionosférico de la señal B2a.* 3.1.4.2.5 *Cálculo de la SISA para B1C y B2a.*

La exactitud de la señal en el espacio (SISA) para la integridad se calculará de la siguiente manera:

$$SISA = \sqrt{\left(SISA_{oe} \times \sin 14^\circ\right)^2 + SISA_{oc}{}^2}$$

donde

SISAoe es el valor límite superior correspondiente al índice SISAoe “N” que se transmite en la subtrama 3 del B-CNAV1 para B1C y en los tipos de mensajes 34 y 40 del B-CNAV2 para B2a, respectivamente (como se define en 3.1.4.1.3.2.8) según se indica en la Tabla B BDS-12-1.

El SISAoc se calculará mediante las siguientes ecuaciones (en metros):

$$SISA_{oc} = SISA_{ocb} + SISA_{oc1}\left(t - t_{op}\right),\ para\ t - t_{op} \le 93600s$$

$$SISA_{oc} = SISA_{ocb} + SISA_{oc1}\left(t - t_{op}\right) + SISA_{oc2}\left(t - t_{op} - 93600\right)^2,\ para\ t - t_{op} > 93600s$$

donde

SISAocb es el valor límite superior correspondiente al índice SISAocb “N” que se transmite en la subtrama 3 del B-CNAV1 para B1C y en los tipos de mensajes 34 y 40 del B-CNAV 2 para B2a, respectivamente (como se define en 3.1.4.1.3.2.8) según se indica en la Tabla B BDS-12-2;

SISAoc1 es la exactitud de la deriva del reloj del satélite en metros por segundo, derivada de SISAIoc1 (como se define en 3.1.4.1.3.2.8) de la siguiente manera:

$$SISA_{oc1} = 2^{-\left(SISAI_{oc1}+14\right)}$$

SISAoc2 es la exactitud de la deriva del reloj del satélite en metros por segundo, derivada de SISAIoc2 (como se define en 3.1.4.1.3.2.8) de la siguiente manera:

$$SISA_{oc2} = 2^{-\left(SISAI_{oc2}+28\right)}$$

donde

t es el tiempo del sistema BDS en segundos;

t_{op} es el tiempo de la semana para la predicción de datos, en segundos, que se transmite en la subtrama 3 del B-CNAV1 para B1C y en los tipos de mensajes 34 y 40 del B-CNAV2 para B2a, respectivamente.

3.1.4.3 ELEMENTOS DE AERONAVE

3.1.4.3.1 RECEPTOR DEL BDS

3.1.4.3.1.1 *Seguimiento de satélites*. El receptor tendrá la capacidad de efectuar un seguimiento continuo de por lo menos cuatro satélites BDS y generará una solución de posición basada en dichas mediciones.

3.1.4.3.1.2 *Desplazamiento Doppler.* El receptor será capaz de compensar los efectos dinámicos del desplazamiento Doppler en las mediciones de fase de la portadora de la señal nominal del OS del BDS y del código normalizado. El receptor compensará el desplazamiento Doppler exclusivo de la aplicación prevista.

3.1.4.3.1.3 *Resistencia a interferencias.* El receptor satisfará los requisitos de resistencia a interferencias, según lo especificado en 3.7.

3.1.4.3.1.4 *Aplicación de datos de reloj y de efemérides.* El receptor se asegurará de que está utilizando los datos correctos de efemérides y de reloj antes de presentar cualquier solución de posición. Para B1I, el receptor monitorizará los parámetros toc y toe para actualizar los datos de reloj y efemérides basándose en el cambio detectado en estos parámetros. Para las señales B1C y B2a, el receptor monitorizará los parámetros IODC y IODE para actualizar los datos de reloj y efemérides basándose en el cambio detectado en esos parámetros.

3.1.4.4 TIEMPO

El tiempo de referencia para el BDS será el Tiempo del Sistema de Navegación por Satélite BeiDou (BDT). El BDT adoptará la unidad segundos del Sistema Internacional de Unidades (SI), y se acumulará continuamente sin segundos intercalares. La época de inicio del BDT será las 00:00:00 del 1 de enero de 2006 del Tiempo Universal Coordinado (UTC). El BDT se conectará con el UTC mediante UTC (NTSC), y el desfase de BDT respecto de UTC se mantendrá en 50 nanosegundos como máximo (segundo Módulo 1). Los segundos intercalares se transmitirán en el mensaje de navegación (NAV).

3.1.4.5 SISTEMA DE COORDENADAS

3.1.4.5.1 *Sistema de coordenadas de BeiDou.* Las efemérides de la transmisión del BDS describirán la posición del centro de la fase de antena transmisora de un satélite determinado del Sistema de Coordenadas de BeiDou (BDCS).

3.1.4.5.2 *La diferencia entre la materialización del ITRF y del BDCS no excederá de 3 cm (95 %).*

Nota 1. — *BDCS, el marco de referencia terrestre para BDS, y WGS-84 son dos materializaciones del ITRF. La diferencia entre el BDCS y el WGS-84 utilizado en el GPS se considera insignificante para la aviación.*

Nota 2. — *En el Adjunto D, sección 4.1.4.9, se proporciona más información sobre el BDCS.*

3.2 (RESERVADO)

3.2.3 CARACTERÍSTICAS RF

3.2.3.1 **Estabilidad de frecuencia portadora**. La estabilidad a corto plazo de la frecuencia portadora (raíz cuadrada de la Varianza Allan) a la salida de la antena de transmisión del satélite será de **5×10^{-11}**, o mejor, por un período de **1** a **10** segundos.

3.2.3.2 **Ruido de fase de portadora**. La densidad espectral de ruido de fase de la portadora no modulada será tal que un bucle enganchado en fase de anchura de banda de ruido unilateral de **10 Hz** sea capaz de seguir la portadora con una exactitud de **0,1 radianes (1 sigma).**

3.2.3.3 **Emisiones no esenciales**. La potencia de las emisiones no esenciales será por lo menos de **40 dB** por debajo de la potencia de portadora no modulada a todas las frecuencias.

3.2.3.4 **Coherencia de código/frecuencia portadora.** La diferencia fraccional de frecuencias a corto plazo (menos de **10** segundos) entre la velocidad de transmisión de fase de código y la frecuencia portadora será inferior a **5×10^{-11}** (desviación estándar). A largo plazo (menos de **100** segundos) la diferencia entre el cambio de fase de código de radiodifusión, convertida a ciclos de portadora multiplicando el número de elementos de código por **1 540**, y el cambio de fase de portadora de radiodifusión, en ciclos, estará dentro de un ciclo de portadora (desviación estándar).

Nota.- *Esto se aplica a la salida de la antena de transmisión del satélite y no incluye la divergencia entre código y portadora debida a la refracción ionosférica en el trayecto de propagación descendente.*

3.2.3.5 **Pérdida de correlación**. La pérdida de la potencia de la señal recuperada debida a imperfecciones en la modulación de la señal y a la distorsión de la forma de onda no excederá de **1 dB.**

Nota.- *La pérdida de potencia de la señal es la diferencia entre la potencia de radiodifusión en una anchura de banda de **2 046 MHz** y la potencia de la señal*

*recuperada mediante un receptor libre de ruidos, libre de pérdidas con un espaciado de correlador de **1** elemento y una anchura de banda de **2 046 MHz**.*

3.2.3.6 **Desviación máxima de fase de código**. La máxima fase de código no corregida de la señal de radiodifusión no se desviará del tiempo equivalente en la red **SBAS (SNT**) en más de $\pm 2^{-20}$ segundos.

3.2.3.7 **Coherencia de código/datos**. Cada símbolo de **2** milisegundos estará sincronizado con cada otra época de código.

3.2.3.8 **Sincronización de mensaje.** El borde anterior del primer símbolo que depende del primer bit del mensaje actual se radiodifundirá desde el satélite **SBAS** en sincronización con una la época de **1** segundo de **SNT.**

3.2.3.9 **Codificación convolucional**. Se codificará el tren de datos de **250** bits por segundo a una velocidad de transmisión de **2** símbolos por bit mediante un código convolucional limitado a una longitud de **7** para producir **500** símbolos por segundo. La disposición de la lógica de codificador convolucional será según lo ilustrado en la Figura **B-11** con la salida **G3** seleccionada para la primera mitad de cada período de bits de datos de cuatro milisegundos.

3.2.3.10 Códigos de ruido seudoaleatorio **(PRN**). Cada código **PRN** será un código Gold de **1 023** bits que es por sí mismo la adición módulo **2** de dos configuraciones lineales de **1 023 bits, G1 y G2**$_i$. Se formará la secuencia **G2**$_i$ retardando la secuencia **G2** por el correspondiente número entero de elementos, según lo ilustrado en la Tabla **B-23**. Se definirán cada una de las secuencias **G1 y G2** como la salida de la etapa **10** de un registro de desplazamiento de **10** etapas, siendo la entrada al registro de desplazamiento la adición módulo **2** de las siguientes etapas del registro de desplazamiento:

a) G1: etapas 3 y 10; y

b) G2: etapas 2, 3, 6, 8, 9 y 10.

El estado inicial para los registros de desplazamiento **G1 y G2** será **"1111111111".**

3.2.4 ESTRUCTURA DE DATOS

3.2.4.1 **Resumen de formato**. Todos los mensajes consistirán en un identificador de tipo de mensaje, un preámbulo, un campo de datos y una verificación de redundancia cíclica según lo ilustrado en la Figura **B-12** de este **Reglamento**.

3.2.4.2 **Preámbulo.** El preámbulo constará de la secuencia de bits **"01010011 10011010 11000110"**, distribuida en tres bloques sucesivos. El principio de cada preámbulo distinto de **24** bits estará sincronizado con una época de subtrama **GPS** de **6** segundos.

3.2.4.3 Identificador de tipo de mensaje. El identificador de tipo de mensaje será de un valor de **6** bits por el que se identifique al tipo de mensaje **(0 a 63**), según lo definido en la Tabla **B-24**. El identificador de tipo de mensaje será transmitido con **el MSB en primer lugar.**

3.2.4.4 **Campo de datos**. El campo de datos será de **212** bits según. Cada parámetro de campo de datos será transmitido con **MSB** en primer lugar.

3.2.4.5 **Verificación de redundancia cíclica (CRC**). Se calculará el código **CRC** de mensaje **SBAS**

3.2.4.5.1 La longitud del código **CRC** será de **k = 24 bits**.

3.2.4.5.2 El polinomio generador de **CRC** será:

$$\mathbf{G(_x) = x^{24} + x^{23} + x^{18} + x^{17} + x^{14} + x^{11} + x^{10} + x^7 + x^6 + x^5 + x^4 + x^3 + x + 1}$$

3.2.4.5.3 **El campo de información CRC, M($_x$), será:** $\sum_{i=1}^{226}$

$$M(x) = m_i x^{226-i} = m_1 x^{225} + m_2 x^{224} + \ldots + m_{226} x^0$$

Tabla B-23. Códigos PRN del SBAS

Número de código PRN	Retardo G2 (elementos)	Primeros 10 elementos SBAS (el bitio más a la izquierda representa el primer elemento transmitido, en binario)
120	145	110111001
121	175	101011110
122	52	1101001000
123	21	1101100101
124	237	1110000
125	235	111000001
126	886	1011
127	657	1000110000
128	634	10100101
129	762	101010111
130	355	1100011110
131	1 012	1010010110
132	176	1010101111
133	603	100110
134	130	1000111001
135	359	101110001
136	595	1000011111
137	68	111111000
138	386	1011010111

3.2.4.5.4 Se formará **M(x)** a partir del preámbulo de mensaje **SBAS** de **8** bits, del identificador de tipo de mensaje de **6** bits y del campo de datos de **212** bits. Los bits serán distribuidos en el orden transmitido desde el satélite **SBAS** de forma que **m1** corresponda al primer bit transmitido del preámbulo y $\mathbf{m_{226}}$ corresponda al bit **212** del campo de datos.

3.2.4.5.5 Se establecerá el orden de transmisión de los bits o del código **CRC** de forma que $\mathbf{r_1}$ sea el primer bit transmitido y $\mathbf{r_{24}}$ sea el último bit transmitido.

3.2.5 CONTENIDO DE DATOS

3.2.5.1 Parámetros de máscara **PRN**. Los parámetros de máscara **PRN** serán los siguientes:

Número de código **PRN***:* número por el que se identifica inequívocamente el código **PRN** de satélite y las asignaciones correspondientes según lo indicado en la Tabla **B-25.**

Máscara **PRN**: los **210** valores de máscara **PRN** que corresponden a los números de código **PRN** de satélite. La máscara se reglará a **51** de los **210** valores de máscara **PRN.**

Tabla B-24. Tipos de mensaje de radiodifusión

Tipo de mensaje	Contenido
0	**"No utilizar" (modo de prueba SBAS)**
1	**Máscara PRN**
2 a 5	**Correcciones rápidas**
6	**Información de integridad**
7	**Factor de degradación de corrección rápida**
8	**Extra**
9	**Parámetros de función telemétrica GEO**
10	**Parámetros de degradación**
11	**Extra**
12	**Parámetros de desplazamiento de hora de red SBAS/UTC**
13 a 16	**Extra**
17	**Almanaques de satélite GEO**
18	**Máscaras de punto de retícula ionosférica**
19 a 23	**Extra**
24	**Correcciones rápidas varias/correcciones de error de satélite a largo plazo**
25	**Correcciones de error de satélite a largo plazo**
26	**Correcciones de retardo ionosférico**
27	**Mensaje de servicio SBAS**
28	**Matriz de covarianza de reloj-efemérides**
29 a 61	**Extra**
62	**Reservado**
63	**Mensaje nulo**

Nota.- *El primer bit transmitido de la máscara **PRN** corresponde al número de código **PRN uno (1**).*

Valor de máscara PRN: un bit en la máscara **PRN** indicando si se proporcionan datos para el número de código **PRN** de satélite asociado **(de 1 a 210).**

Codificación: 0 = no se proporcionan datos

1 = se proporcionan datos

Número de máscara PRN: el número secuencial **(de 1 a 51**) de los valores de máscara reglados en la máscara **PRN**.

Nota.- *El número de máscara **PRN** es **"1"** para el número **PRN** de satélite mínimo respecto al cual el valor de máscara **PRN** es **"1".***

Expedición de datos — PRN (IODP): un indicador por el que se asocian los datos de corrección a la máscara **PRN.**

Nota.- *Los parámetros se radiodifunden en los siguientes mensajes:*

*a) Máscara **PRN** (constituida por **210** valores de máscara **PRN)** en el mensaje de tipo **1;***

*b) Número de máscara **PRN** en los mensajes de tipos **24, 25 y 28;***

*c) Número de código **PRN** en el mensaje de tipo **17;** y*

*d) **IODP** en los mensajes de tipo **1 a 5, 7, 24, 25 y 28.***

3.2.5.2 Parámetros de función telemétrica de órbita geoestacionaria **(GEO).** Los parámetros de función telemétrica **GEO** serán los siguientes:

$\mathbf{t_{0,GEO}}$: hora de referencia para los datos de la función telemétrica **GEO**, expresada como la hora después de la medianoche del día en curso.

$\mathbf{[\ X_G\ Y_G\ Z_G\ ]}$: posición de **GEO** a la hora $\mathbf{t_{0,GEO}}$

$\mathbf{[\ \dot{X}_G\ \dot{Y}_G\ \dot{Z}_G\ ]}$: velocidad de **GEO** a la hora $\mathbf{t_{0,GEO}}$

$\mathbf{[\ \ddot{X}_G\ \ddot{Y}_G\ \ddot{Z}_G\ ]}$: aceleración de **GEO** a la hora $\mathbf{t_{0,GEO}}$**.**

$\mathbf{a_{Gf0}}$: desplazamiento horario del reloj **GEO** respecto a **SNT**, definido a la hora $\mathbf{t_{0,GEO}}$**.**

$\mathbf{a_{Gf1}}$**:** cambio de deriva del reloj **GEO** respecto a **SNT**.

Exactitud de distancia del usuario (URA): un indicador del error telemétrico de media cuadrática con exclusión de efectos atmosféricos, según lo descrito en la Tabla **B-26.**

Nota.- *Todos los parámetros se radiodifunden en el mensaje de **tipo 9.***

3.2.5.3 **Parámetros de almanaque GEO**. Los parámetros de almanaque **GEO** serán los siguientes:

NÚMERO DE CÓDIGO PRN: VÉASE 3.2.5.1.

Tabla B-25. Asignaciones de número de código PRN

Número de código PRN	Asignación
1 – 37	GPS
38 – 61	Núm. de intervalo GLONASS + 37
62 – 119	Extra
120 – 158	SBAS
159 – 210	Extra

Tabla B-26. Exactitud telemétrica de usuario

URA	Exactitud (rms)
0	2 m
1	2,8 m
2	4 m
3	5,7 m
4	8 m
5	11,3 m
6	16 m
7	32 m
8	64 m
9	128 m
10	256 m
11	512 m
12	1 024 m
13	2 048 m
14	4 096 m
15	"No utilizar"

Nota.— Los valores URA de 0 a 14 no se usan en los protocolos para la aplicación de datos (3.5.5). Los receptores de a bordo no usarán la función telemétrica de la GEO si la URA indica "No utilizar" (3.5.8.3).

TABLA B-27 Identificación de proveedor de servicio SBAS

Identificador	Proveedor de servicio
0	WAAS
1	EGNOS
2	MSAS
3	GAGAN
4	SDCM
	BDSBAS
6	KASS
7	A-SBAS
8	SPAN
9 a 13	extra
14,15	reservado

Tabla B-28. IOD_i para satélites GLONASS

MSB	LSB
Intervalo de validez (5 bits)	Tiempo de latencia (3 bits)

Funcionalidad y estado: indicación de las funciones proporcionadas por el SBAS. Los identificadores de proveedor de servicio se presentan en la Tabla B-27:

Codificación				
	Bit 0 (LSB)	**Telemetría**	**En (0)**	**Fuera (1)**
	Bit 1	**Correcciones de exactitud**	**En (0)**	**Fuera (1)**
	Bit 2	**Estado del satélite y correcciones**	**En (0)**	**Fuera (1)**
	Bit 3	**Extra**		
	Bits 4 a 7	**Identificador de proveedor de servicio**		

Nota 1.- *Se utiliza la ID de proveedor de servicio **14** para el **GBAS** y no es aplicable al **SBAS.***

$[X_{G,A}Y_{G,A}Z_{G,A}]$: la posición del GEO a la hora $t_{almanaque}$.

$[\dot{X}_{G,A}\dot{Y}_{G,A}\dot{Z}_{G,A}]$: la velocidad del GEO a la hora $t_{almanaque}$.

$t_{almanaque}$*:* hora de referencia para datos de almanaque **GEO**, expresada como la hora después de medianoche del día en curso.

Nota 2– *Todos los parámetros se radiodifunden en el mensaje de tipo **17.***

3.2.5.4 **Función de estado de satélite GNSS**. Si un **SBAS** proporciona una función de estado de satélite, cumplirá con los requisitos que figuran en esta sección.

3.2.5.4.1 **Requisitos de actuación**. Dada cualquier combinación válida de datos activos, la probabilidad de un error en sentido horizontal que exceda de **HPLSBAS** (según lo definido en **3.5.5.6** de este **Reglamento**) por más de **8** segundos consecutivos será inferior a $\mathbf{10^{-7}}$ en cualquier hora, suponiéndose un usuario con latencia igual a cero.

Nota.- *Se definen los datos activos como aquellos que no hayan expirado según **3.5.8.1.1.** En este requisito se incluyen los fallos de las constelaciones principales de satélites y del **SBAS.***

Tabla B-44. El mensaje UTC hora de la red SBAS de tipo 12

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
A1SNT	24	±7,45 H 10^{-9} s/s	2^{-50} s/s
A0SNT	32	±1 s	230 s
t0t	8	0 a 602 112 s	4 096 s
WNt	8	0 a 255 semanas	1 semana
ΔtLS	8	±128 s	1 s
WNLSF	8	0 a 255 semanas	1 semana
DN	8	1 a 7 días	1 día
ΔtLSF	8	±128 s	1 s
Identificador de la norma UTC	3	(véase la Tabla B-35)	(véase la Tabla B-35)

Hora de semana GPS (TOW)	20	0 a 604 799 s	1 s
Número de semana GPS (WN)	10	0 a 1 023 semanas	1 semana
Indicador GLONASS	1	0 ó 1	1
□ai, GLONASS (Nota 2)	24	$\pm 2^{-8}$ s	$\pm 2^{-31}$ s
Reserva	50	—	—

Notas.—
1. En 3.5.4.8 se definen todos los parámetros.
2. Se aplica solamente si el SBAS envía información de temporización GLONASS en mensajes de tipo 12 (véase 3.5.7.4.4, Datos de temporización).

Tabla B-54. Intervalos de radiodifusión de datos y funciones a las que presta apoyo

Tipo de datos	Intervalo máximo de radiodifusión	Distancia	Estado de satélite GNSS	Corrección diferencial básica	e han diferencial exacta	Tipos de mensajes asociados
Matriz de covarianza de reloj-efemérides	120 s					28
SBAS en modo de prueba	6 s					0
Máscara PRN	120 s		R	R	R	1
UDREI	6 s		R*	R	R	2 a 6, 24
Correcciones rápidas	Ifc/2 (véase la Nota 4)		R*	R	R	2 a 5, 24
Correcciones a largo plazo	120 s		R*	R	R	24, 25
Datos de función telemétrica GEO	120 s	R	R	R	R	9
Degradación de corrección rápida	120 s		R*	R	R	7
Parámetros de degradación	120 s				R	10
Máscara de retícula ionosférica	300 s				R	18
Correcciones ionosférica, GIVEI	300 s				R	26
Datos de temporización	300 s	R (véase la Nota 3)	R (véase la Nota 3)	R (véase la Nota 3)	R (véase la Nota 3)	12
Datos de almanaque	300 s	R	R	R	R	17
Nivel de servicio	300 s					27

Notas.—
1. "R" indica que deben radiodifundirse los datos para dicha función.
2. "R" indica la codificación especial descrita en 3.5.7.3.3.*
3. Los mensajes de tipo 12 se requieren únicamente si se proporcionan datos para los satélites GLONASS.
4. I_{fc} se refiere al intervalo de expiración PA/APV para correcciones rápidas, como se define en la Tabla B-57.

Tabla B-55. Supervisión de la frecuencia de radio SBAS

Parámetro	Referencia	Límite de alarma	Medidas requeridas
Nivel de potencia de señal	Capítulo 3, 3.7.3.4.4.3	potencia mínima especificada potencia máxima especificada *(Nota 2)*	Cesar función telemétrica *(Nota 1)*. Cesar radiodifusión.
Modulación	Capítulo 3, 3.7.3.4.4.5	monitor de distorsión de forma de onda	Cesar función telemétrica *(Nota 1)*.
Hora SNT a GPS	Capítulo 3, 3.7.3.4.5	N/A *(Nota 3)*	Cesar función telemétrica a no ser que σ_{UDRE} refleje error.
Estabilidad de frecuencia portadora	3.5.2.1	N/A *(Nota 3)*	Cesar función telemétrica a no ser que σ^2_{UDRE} refleje error.
Coherencia de código/frecuencia	3.5.2.4	N/A *(Nota 3)*	Cesar función telemétrica a no ser que σ^2_{UDRE} refleje error.
Desviación máxima de fase de código	3.5.2.6	N/A *(Notas 2 y 3)*	Cesar función telemétrica a no ser que σ^2_{UDRE} refleje error.
Codificación convolucional	3.5.2.9	todos los mensajes transmitidos son erróneos	Cesar radiodifusión.

Notas.—

1. *Se logra el cese de la función telemétrica radiodifundiendo un URA y σ^2_{UDRE} de "No utilizar" respecto a tal satélite SBAS.*
2. *Estos parámetros pueden supervisarse mediante su impacto en la calidad de la señal recibida (impacto C/N_0), puesto que es el impacto en el usuario.*
3. *No se especifican los límites de alarma porque el error inducido es aceptable a condición de que esté representado en los parámetros σ^2_{UDRE} y URA. Si no puede representarse el error, debe cesar la función telemétrica.*

3.2.5.4.2 **Máscara PRN y expedición de datos — PRN (IODP).** El **SBAS** radiodifundirá una máscara **PRN e IODP** (mensaje de tipo **1**). Los valores de máscara **PRN** indicarán si se proporcionan o no datos para cada satélite **GNSS**. Se modificará el **IODP** cuando haya una modificación de la máscara **PRN**. Tendrá lugar el cambio de **IODP** en los mensajes de tipo **1** antes de que cambie **IODP** en cualquiera de los mensajes restantes. El **IODP** en los mensajes de tipo **2** a **5, 7, 24 y 25** será igual a la radiodifusión **IODP** en el mensaje de máscara **PRN** (mensaje de **tipo 1**) utilizada para designar los satélites respecto a los cuales se proporcionan datos en tal mensaje.

3.2.5.4.2.1 Cuando se modifica la máscara **PRN**, el **SBAS** debería repetir varias veces el mensaje de tipo **1** antes de hacer referencia al mismo en otros mensajes para asegurarse que los usuarios reciben la nueva máscara.

3.2.5.4.3 Datos de integridad. Si el **SBAS** no proporciona la función de corrección diferencial básica, transmitirá correcciones rápidas, correcciones a largo plazo y parámetros de degradación de corrección rápida codificados a cero para todos los satélites visibles indicados en la máscara **PRN.**

3.2.5.4.3.1 Si el **SBAS** no proporciona la función de corrección diferencial básica, el **SBAS** indicará que el satélite no es funcional **("no utilizar")** si el error de Seudodistancia excede de **150 m**.

3.2.5.4.3.2 Si el **SBAS** no proporciona la función de corrección diferencial básica, el **SBAS** indicará que el satélite es **"no supervisado"** si no puede determinarse el error de Seudodistancia.

3.2.5.4.3.3 Si el **SBAS** no proporciona la función de corrección diferencial básica, el **SBAS** transmitirá un **$UDREI_i$** de **13** si el satélite es **"no utilizar" o "no supervisado".**

3.2.5.4.3.4 El parámetro **$IODF_j$** en los mensajes de tipos **2** a **5, 6 ó 24** será igual a **3.**

3.2.5.5 **Función de corrección diferencial básica**. Si un **SBAS** proporciona una función de corrección diferencial básica, cumplirá con los requisitos que figuran en esta sección además de los requisitos de la función de estado del satélite **GNSS** definidos en **3.2.5.4** de este **Reglamento.**

3.2.5.5.1 **Actuación de la función de corrección diferencial básica**. Dada cualquier combinación válida de datos activos, la probabilidad de un error horizontal que exceda de **HPL_{SBAS}.** En más de **8** segundos consecutivos será inferior a **10^{-7}** en cualquier hora, suponiéndose un usuario con latencia **0.**

Nota.- *Se definen los datos activos como aquellos que no hayan expirado. En este requisito se incluyen los fallos de las constelaciones principales de satélites y del **SBAS.***

3.2.5.5.2 **Correcciones a largo plazo**. Salvo en el caso de los satélites **SBAS** del mismo proveedor de servicios, el **SBAS** determinará y radiodifundirá las correcciones a largo plazo respecto a cada satélite **GNSS** visible (véase la nota) indicadas en la máscara **PRN (**valor de máscara **PRN** igual a **"1").** Las correcciones a largo plazo serán tales que el error de posición de los satélites en las constelaciones principales de satélites previsto en la línea de alcance óptico para cualquier usuario en la proyección del satélite después de estas correcciones a largo plazo sea inferior a **256 m (TBC**). Respecto a cada satélite **GLONASS, el SBAS** convertirá las coordenadas de satélite en **WGS-84**, antes de determinar las correcciones a largo plazo. Respecto a cada satélite **GPS**, la **IOD** de radiodifusión coincidirá con la **IODE** del **GPS** y con los **8 LSB** de la **IODC** asociados a los datos de reloj y de efemérides utilizados para calcular las correcciones **(3.1.1.3.1.4 y 3.1.1.3.2.2)** de este **Reglamento.** Después de la transmisión de una nueva efemérides por parte de un satélite **GPS,** el **SBAS** continuará utilizando la antigua efemérides para determinar las correcciones de error rápidas y a largo plazo, por lo menos durante **2** minutos y por no más de **4** minutos. Respecto a cada satélite **GLONASS**, el **SBAS** calculará y radiodifundirá una **IOD** que conste de un tiempo de latencia y un intervalo de validez.

Nota.- *Los criterios en cuanto a visibilidad del satélite comprenden los lugares de las estaciones de referencia y el ángulo de máscara adquirido en estos lugares.*

3.2.5.5.2.1 Para asegurar correcciones de cambio de distancia exactas, el **SBAS** debería reducir a un mínimo las discontinuidades en las efemérides del satélite después de la aplicación de las correcciones a largo plazo.

3.2.5.5.3 **Correcciones rápidas.** El **SBAS** determinará las correcciones rápidas para cada satélite **GNSS** visible indicado en la máscara **PRN** (valor de máscara **PRN** igual a **"1"**). A no ser que **IODF = 3**, cada vez que cambian los datos de corrección rápida en un mensaje de tipo **j (j = 2, 3, 4 ó 5)**, el **$IODF_j$** estará en la secuencia **"0,1,2,0,..** "

Nota.- *Si hay una condición de alarma, el **$IODF_j$** puede ser igual a **3** (véase **3.2.5.5.5**).*

3.2.5.5.4 **Datos de temporización**. Si se proporcionan datos para **GLONASS**, el **SBAS** radiodifundirá el mensaje de temporización (mensaje de tipo **12**) incluyendo el desplazamiento horario **GLONASS.**

3.2.5.5.5 Datos de integridad. Respecto a cada satélite para el que se proporcionen correcciones, el **SBAS** radiodifundirá datos de integridad de radiodifusión **($UDREI_i$** y opcionalmente, datos de mensaje de tipo **27** ó **28** para calcular **GUDRE**) tal que se satisfaga el requisito de integridad indicado en **3.2.5.5.1**. Si las correcciones rápidas o a largo plazo exceden de su gama de codificación, el **SBAS** indicará que el satélite no funciona normalmente **("No utilizar")**. Si no puede determinarse **$V^2_{i,UDRE}$,** el **SBAS** indicará que el satélite es **"No supervisado".**

Si se utiliza un mensaje de tipo **6** para radiodifundir $\mathbf{V^2_{i,UDRE}}$ entonces:

a) El $\mathbf{IODF_j}$ coincidirá con $\mathbf{IODF_j}$ para las correcciones rápidas recibidas en el mensaje de tipo j respecto al cual se aplica $\mathbf{V^2_{i,UDRE}}$**, o**

b) El $\mathbf{IODF_j}$ será igual a **3** si se aplica el valor $\mathbf{V^2_{i,UDRE}}$, para todas las correcciones rápidas válidas recibidas en el mensaje de tipo j que no haya expirado.

3.2.5.5.6 **Datos de degradación**. El **SBAS** radiodifundirá los parámetros de degradación (mensaje de tipo **7**) para indicar el intervalo aplicable de temporización para las correcciones rápidas y asegurar que se satisface el requisito de integridad indicado en **3.2.5.5.1** de este **Reglamento.**

3.2.5.6 **Función de corrección diferencial precisa**. Si un **SBAS** proporciona una función de corrección diferencial precisa, cumplirá con los requisitos incluidos en esta sección además de los requisitos de la función de corrección diferencial básica de **3.2.5.5** de este **Reglamento.**

3.2.5.6.1 **Actuación de la función de corrección diferencial precisa.** Dada cualquier combinación válida de datos activos, la probabilidad de que se produzca una condición de fuera de tolerancia que dure más que el tiempo hasta la alerta correspondiente será inferior a $\mathbf{2 \times 10^{-7}}$ durante cualquier aproximación, suponiéndose un usuario de latencia cero. El tiempo hasta la alerta deberá ser de **5,2** segundos para **SBAS** que permiten operaciones **APV-II** o de aproximación de precisión, y de **8** segundos para **SBAS** que permiten operaciones **APV-I.** Se definirá una condición de fuera de tolerancia como un error horizontal que excede de $\mathbf{HPL_{SBAS}}$ o un error vertical que excede de $\mathbf{VPL_{SBAS}}$. Cuando se detecta una condición de fuera de tolerancia, el mensaje de alerta resultante (radiodifundido en mensajes de tipos **2** a **5 y 6, 24, 26 ó 27**) será repetido tres veces después de la modificación inicial de la condición de alerta por un total de cuatro veces en **4** segundos.

Nota 1.- *Se definen los datos activos como aquellos datos que no hayan expirado. En este requisito se incluyen los fallos de las constelaciones principales de satélites y del **SBAS**.*

Nota 2.- *Los mensajes subsiguientes pueden ser transmitidos a la velocidad normal de actualización.*

3.2.5.6.2 **Mascara de punto reticular ionosférico (IGP).** El **SBAS** radiodifundirá una máscara **IGP e** $\mathbf{IODI_k}$ (hasta **11** mensajes de tipo **18**, correspondientes a las **11** bandas **IGP**). Los valores de máscara **IGP** indicarán si se proporcionan o no datos para cada **IGP**. Si se utiliza la banda **9** de **IGP**, entonces los valores de máscara **IGP** para los **IGP** al norte del paralelo **55°N** en las bandas de **0** a **8** se pondrán a **"0".** Si se utiliza la banda **10** de **IGP**, entonces los valores de máscara **IGP** para los **IGP** al sur del paralelo **55°S** en las bandas de **0** a **8** se pondrán a **"0".** El $\mathbf{IODI_k}$ se modificará cuando haya un cambio de los valores de máscara **IGP** en la banda **k.** Se radiodifundirá la nueva máscara **IGP** en un mensaje de tipo **18** antes de que se dé la referencia a un mensaje correspondiente de tipo **26**. El $\mathbf{IODI_k}$ en el mensaje de tipo **26** será igual a la radiodifusión de $\mathbf{IODI_k}$ en el mensaje de máscara **IGP** (mensaje de tipo **18**) utilizado para designar los **IGP** respecto a los cuales se proporcionan datos en tal mensaje.

3.2.5.6.2.1 Cuando se modifica la máscara **IGP,** el **SBAS** repetirá varias veces el mensaje de tipo **18** antes de que se haga referencia al mismo en un mensaje de tipo **26** para asegurar que los usuarios reciben la nueva máscara. Debería utilizarse el mismo $\mathbf{IODI_k}$ para todas las bandas.

3.2.5.6.3 **Correcciones ionosféricas**. El **SBAS** radiodifundirá correcciones ionosféricas para los **IGP** designados en la máscara **IGP** (valores de máscara **IGP** iguales a

(**"1"**).

3.2.5.6.4 Datos de integridad ionosférica. Para cada **IGP** respecto al cual se proporcionan correcciones, el **SBAS** radiodifundirá datos **GIVEI** tales que se satisfaga el requisito de integridad indicado en **3.2.5.6.1.** Si la corrección ionosférica o el valor $G^2_{i,GIVE}$ excede de su gama de codificación, el **SBAS** indicará el estado **"No se utilice"** .para el **IGP.** Si no puede determinarse $G^2_{i,GIVE}$ el **SBAS** indicará que si **IGP** es **"No supervisado"** (designado en la codificación **GIVEI**).

3.2.5.6.5 **Datos de degradación**. El **SBAS** radiodifundirá parámetros de degradación (mensaje de tipo **10**), de forma tal que se satisfaga el requisito de integridad indicado en **3.2.5.6.1**.

3.3 USO MÚLTIPLES CONSTELACIONES PRINCIPALES DE SATÉLITES.

3.3.1 ELEMENTOS DE AERONAVE

3.3.1.1 *Receptor GNSS para constelaciones múltiples.* El receptor GNSS para constelaciones múltiples procesará las señales de dos o más constelaciones principales de satélites de conformidad con los requisitos especificados en 3.1.1.3.1, receptor GPS (GNSS) y 3.1.2.3.1 receptor GLONASS.

3.3.1.1.1 Resistencia a interferencias. El receptor GNSS para constelaciones múltiples satisfará los requisitos particulares de las constelaciones principales de satélites procesado conforme a lo especificado en 3.7.

3.3.1.2 *Antenas.* Se recibirán las señales de las constelaciones principales de satélites en una o más antenas.

Nota.— *Las características de actuación de las antenas del receptor GNSS se definen en 3.8.*

3.3.1.3 La información sobre posición proporcionada por un receptor del GNSS de múltiples constelaciones se expresará en las coordenadas de tierra WGS-84.

3.3.1.4 Al combinar las mediciones constelaciones principales de satélites, se tendrá en cuenta la diferencia entre la hora de referencia de cada constelación principal de satélites.

3.3.1.4.1 Los receptores del GNSS para constelaciones múltiples solucionarán el desplazamiento horario entre las constelaciones principales como parámetro desconocido adicional en la solución de navegación y no dependerán únicamente de la radiodifusión del desplazamiento horario en los mensajes de navegación. **3.4 SISTEMA DE AUMENTACIÓN BASADO EN LA AERONAVE (ABAS)**

Nota.— *En el Adjunto D, sección 5 se presenta orientación sobre el ABAS y el procesamiento de las señales correspondientes.*

3.5 SISTEMA DE AUMENTACIÓN BASADO EN SATÉLITES (SBAS)

3.5.1 GENERALIDADES

Nota. — *Los parámetros geodésicos de esta sección han sido definidos en términos de WGS-84.*

3.5.1.1 *Sistema SBAS y descripción del servicio.* El SBAS constará de un subsistema ajeno a la aeronave y un subsistema de aeronave. El subsistema ajeno a la aeronave del SBAS proporcionará datos y correcciones para las señales telemétricas del GNSS por mediación de una radiodifusión en una o dos frecuencias GNSS de un satélite al subsistema de aeronave. El subsistema ajeno a la aeronave del SBAS radiodifundirá en la frecuencia L1 para operar el servicio SBAS en L1 y/o en la frecuencia L5 para operar el servicio SBAS DFMC.

Nota.— *El subsistema ajeno a la aeronave del SBAS puede proporcionar una señal telemétrica en frecuencia única en la frecuencia SBAS L1 o una señal telemétrica de doble frecuencia como combinación de las señales transmitidas en las frecuencias SBAS L1 y SBAS L5.*

3.5.1.2 Definición de la pseudodistancia SBAS.

3.5.1.2.1 *Adaptación a portadora.* La adaptación a portadora se definirá con el siguiente filtro:

$$P_{CSC,k} = \alpha P_{med} + (1 - \alpha) P_{proy}$$

$$P_{proy} = \left(P_{CSC,k-1} + \Delta dist\_portadora\right)$$

donde:

$P_{CSC,k}$ = la seudodistancia del código adaptado a portadora a la hora k;
$P_{CSC,k-1}$ = la seudodistancia del código adaptado a portadora anterior a la hora k-1;
P_{med} = la seudodistancia medida que se define a continuación;
$\Delta_{dist\_portadora}$ = el cambio de distancia de portadora que se define a continuación; y
α = la función de ponderación del filtro equivalente al intervalo de muestra dividido por la constante de tiempo de adaptación.

$$Pmed = \begin{cases} frecuencia\ única: & P_{1,k} \\ libre\ de\ ionosfera: & \dfrac{\gamma_{12}(P_{1,k}) - (P_{2,k})}{(\gamma_{12} - 1)} \end{cases}$$

donde:

Pn,k = la seudodistancia en bruto de la frecuencia n a la hora k; y

γ12 = la raíz cuadrada de la relación entre la frecuencia 1 y la frecuencia 2;

$$\Delta dist\_portadora = \begin{cases} frecuencia\ única: & (\varphi_{1,k} - \varphi_{1,k-1}) \\ libre\ de\ ionosfera: & \dfrac{\gamma_{12}(\varphi_{1,k} - \varphi_{1,k-1}) - (\varphi_{2,k} - \varphi_{2,k-1})}{(\gamma_{12} - 1)} \end{cases}$$

donde:

$\varphi_{n,k}$ = la portadora acumulada en metros para la frecuencia n a la hora k; y
$\varphi_{n,k-1}$ = la portadora acumulada en metros para la frecuencia n a la hora k-1.

3.5.1.2.2 *Seudodistancia corregida.* La seudodistancia corregida de un satélite dado i a la hora t es:

$$PR_{i,corregida} = P_{CSC,i} + TC_i + b_i$$

donde:

$P_{CSC,i}$ = la seudodistancia adaptada (que se define en 3.5.1.1);
TC_i = la corrección troposférica (que se define en 3.5.5.3 para el SBAS); y
b_i = la corrección del reloj.

3.5.2 CARACTERÍSTICAS RF DE SBAS L1

3.5.2.1 Estabilidad de frecuencia portadora. La estabilidad a corto plazo de la frecuencia portadora (raíz cuadrada de la Varianza Allan) a la salida de la antena de transmisión del satélite será de 5 × 10−11, o mejor, por un período de 1 a 10 segundos.

3.5.2.2 Ruido de fase de portadora. La densidad espectral de ruido de fase de la portadora no modulada será tal que un bucle enganchado en fase de anchura de banda de ruido unilateral de 10 Hz sea capaz de seguir la portadora con una exactitud de 0,1 radianes (1 sigma).

3.5.2.3 Emisiones no esenciales. La potencia de las emisiones no esenciales será por lo menos de 40 dB por debajo de la potencia de portadora no modulada a todas las frecuencias.

3.5.2.4 Coherencia de código/frecuencia portadora. La diferencia fraccional de frecuencias a corto plazo (menos de 10 segundos) entre la velocidad de transmisión de fase de código y la frecuencia portadora será inferior a 5 × 10−11 (desviación estándar). A largo plazo (menos de 100 segundos) la diferencia entre el cambio de fase de código de radiodifusión, convertida a ciclos de portadora multiplicando el número de elementos de código por 1 540, y el cambio de fase de portadora de radiodifusión, en ciclos, estará dentro de un ciclo de portadora (desviación estándar).

Nota.— *Esto se aplica a la salida de la antena de transmisión del satélite y no incluye la divergencia entre código y portadora debida a la refracción ionosférica en el trayecto de propagación descendente.*

3.5.2.5 Pérdida de correlación. La pérdida de la potencia de la señal recuperada debida a imperfecciones en la modulación de la señal y a la distorsión de la forma de onda no excederá de 1 dB.

Nota.— *La pérdida de potencia de la señal es la diferencia entre la potencia de radiodifusión en una anchura de banda de 2 046 MHz y la potencia de la señal recuperada mediante un receptor libre de ruidos, libre de pérdidas con un espaciado de correlador de 1 elemento y una anchura de banda de 2 046 MHz.*

3.5.2.6 Desviación máxima de fase de código. La máxima fase de código no corregida señal de radiodifusión L1 no se desviará de la hora equivalente en la red SBAS (SNT) para la señal L1 de SBAS en más de ±2−20 segundos.

3.5.2.7 Coherencia de código/datos. Cada símbolo de 2 milisegundos estará sincronizado con cada otra época de código.

3.5.2.8 Sincronización de mensaje. El borde anterior del primer símbolo que depende del primer bit del mensaje actual se radiodifundirá desde el satélite SBAS en sincronización con una época de 1 segundo de SNT para la señal L1 de SBAS.

3.5.2.9 Codificación convolucional. Se codificará el tren de datos de 250 bits por segundo a una velocidad de transmisión de 2 símbolos por bit mediante un código convolucional limitado a una longitud de 7 para producir 500 símbolos por segundo. La disposición de la lógica de codificador convolucional será según lo ilustrado en

la Figura B-11 con la salida G3 seleccionada para la primera mitad de cada período de bits de datos de cuatro milisegundos.

3.5.2.10 Códigos de ruido seudoaleatorio (PRN). Cada código PRN será un código Gold de 1 023 bits que es por sí mismo la adición módulo 2 de dos configuraciones lineales de 1 023 bits, G1 y G2i. Se formará la secuencia G2i retardando la secuencia G2 por el correspondiente número entero de elementos, según lo ilustrado en la Tabla B-23. Se definirán cada una de las secuencias G1 y G2 como la salida de la etapa 10 de un registro de desplazamiento de 10 etapas, siendo la entrada al registro de desplazamiento la adición módulo 2 de las siguientes etapas del registro de desplazamiento:

a) G1: etapas 3 y 10; y

b) G2: etapas 2, 3, 6, 8, 9 y 10.

El estado inicial para los registros de desplazamiento G1 y G2 será "1111111111".

Tabla B-23. Códigos PRN de la señal L1 del SBAS

Número de código PRN	Retardo G2 (elementos)	Primeros 10 elementos SBAS (el bitio más a la izquierda representa el primer elemento transmitido, en binario)
120	145	0110111001
121	175	0101011110
122	52	1101001000
123	21	1101100101
124	237	0001110000
125	235	0111000001
126	886	0000001011
127	657	1000110000
128	634	0010100101
129	762	0101010111
130	355	1100011110
131	1 012	1010010110
132	176	1010101111
133	603	0000100110
134	130	1000111001
135	359	0101110001
136	595	1000011111
137	68	0111111000
138	386	1011010111
139	797	1100111010
140	456	0001010100
141	499	0011110110
142	883	0001011011
143	307	0100110101
144	127	0111001111
145	211	0010001111
146	121	1111100010
147	118	1100010010
148	163	1100100010
149	628	0101010011
150	853	0111011110
151	484	1110011101
152	289	0001011110
153	811	0010111011
154	202	1000010110
155	1021	0000000011
156	463	1110111000
157	568	0110010100
158	904	0010011101

3.5.3 ESTRUCTURA DE DATOS DE LA SEÑAL L1 DEL SBAS

Nota.— *Los mensajes radiodifundidos por la señal L1 del SBAS son independientes de los que se radiodifunden por la señal L5 del SBAS. La información radiodifundida por la señal L1 del SBAS se usa únicamente para el servicio SBAS en L1 que utiliza la señal L1 en código C/A de GPS o L1OF de GLONASS (señal FDMA).*

3.5.3.1 Resumen de formato. Todos los mensajes consistirán en un identificador de tipo de mensaje, un preámbulo, un campo de datos y una verificación de redundancia cíclica según lo ilustrado en la Figura B-12.

3.5.3.2 Preámbulo. Para la señal L1, El preámbulo constará de la secuencia de bits “01010011 10011010 11000110”, distribuida en tres bloques sucesivos. El principio de cada preámbulo distinto de 24 bits estará sincronizado con una época de subtrama GPS de 6 segundos.

3.5.3.3 Identificador de tipo de mensaje. El identificador de tipo de mensaje de L1 será de un valor de 6 bits por el que se identifique al tipo de mensaje (0 a 63), según lo definido en la Tabla B-24. El identificador de tipo de mensaje será transmitido con el MSB en primer lugar.

3.5.3.4 Campo de datos. El campo de datos de L1 será de 212 bits según lo definido en cada parámetro de campo de datos será transmitido con MSB en primer lugar.

3.5.3.5 Verificación de redundancia cíclica (CRC). Se calculará el código CRC de mensaje SBAS en L1 de conformidad con 3.9.

3.5.3.5.1 La longitud del código CRC será de k = 24 bits.

3.5.3.5.2 El polinomio generador de CRC será:

$$G(x) = x24 + x23 + x18 + x17 + x14 + x11 + x10 + x7 + x6 + x5 + x4 + x3 + x + 1$$

3.5.3.5.3 El campo de información CRC, M(x), será:

$$M(x)=\sum_{i=1}^{226} m_i x^{226-i} = m_1 x^{225} + m_2 x^{224} + \cdots + m_{226} x^0$$

Tabla B-24. Tipos de mensaje de radiodifusión en L1

Tipo de mensaje en L1	Contenido
0	“No utilizar” (modo de prueba SBAS) – Contenido para servicio SBAS L1 únicamente
1	Máscara PRN
2 a 5	Correcciones rápidas
6	Información de integridad
7	Factor de degradación de corrección rápida
8	Extra
9	Parámetros de función telemétrica GEO
10	Parámetros de degradación
11	Extra
12	Parámetros de desplazamiento de hora de red SBAS/UTC
13 a 16	Extra
17	Almanaques de satélite GEO
18	Máscaras de punto de retícula ionosférica
19 a 23	Extra
24	Correcciones rápidas varias/correcciones de error de satélite a largo plazo
25	Correcciones de error de satélite a largo plazo
26	Correcciones de retardo ionosférico
27	Mensaje de servicio SBAS
28	Matriz de covarianza de reloj-efemérides
29 a 61	Extra
62	Reservado – Contenido para servicio SBAS L1 únicamente
63	Mensaje nulo – Contenido para servicio SBAS L1 únicamente

Nota.— Los mensajes en L1 (Tabla B-24) se usan con el servicio SBAS L1 y los mensajes en L5 (Tabla B-90) se usan con el servicio SBAS DFMC. Los mensajes de tipos 0, 62 y 63 se usan independientemente en ambos servicios, SBAS L1 y SBAS DFMC, y su contenido únicamente se aplica a su respectivo servicio.

3.5.3.5.4 Se formará M(x) a partir del preámbulo de mensaje SBAS de 8 bits, del identificador de tipo de mensaje de 6 bits y del campo de datos de 212 bits. Los bits serán distribuidos en el orden transmitido desde el satélite SBAS de forma que m1 corresponda al primer bit transmitido del preámbulo y m226 corresponda al bit 212 del campo de datos.

3.5.3.5.5 Se establecerá el orden de transmisión de los bits o del código CRC de forma que r1 sea el primer bit transmitido y r24 sea el último bit transmitido.

3.5.4 CONTENIDO DE DATOS DE SBAS L1

3.5.4.1 Parámetros de máscara **PRN**. Los parámetros de máscara **PRN** serán los siguientes:

Número de código PRN: número por el que se identifica inequívocamente el código **PRN** de satélite y las asignaciones correspondientes según lo indicado en la **Tabla B-25**.

Máscara PRN: los 210 valores de máscara **PRN** que corresponden a los números de código **PRN** de satélite. La máscara se reglará a 51 de los 210 valores de máscara **PRN**.

Nota.— *El primer bit transmitido de la máscara **PRN** corresponde al número de código **PRN** uno (1).*

Valor de máscara PRN: un bit en la máscara PRN indicando si se proporcionan datos para el número de código PRN de satélite asociado (de 1 a 210).

Codificación: 0 = no se proporcionan datos.

1 = se proporcionan datos.

Número de máscara **PRN**: el número secuencial (de 1 a 51) de los valores de máscara reglados en la máscara **PRN**.

Nota.— *El número de máscara **PRN** es "1" para el número **PRN** de satélite mínimo respecto al cual el valor de máscara **PRN** es "1".*

Expedición de datos — **PRN** (**IODP**): un indicador por el que se asocian los datos de corrección a la máscara **PRN**.

Nota.— *Los parámetros se radiodifunden en los siguientes mensajes:*

a) máscara PRN (constituida por 210 valores de máscara PRN) en el mensaje de tipo 1;

b) número de máscara PRN en los mensajes de tipos 24, 25 y 28;

c) número de código PRN en el mensaje de tipo 17; y

d) IODP en los mensajes de tipo 1 a 5, 7, 24, 25 y 28.

3.5.4.2 Parámetros de función telemétrica de órbita geoestacionaria (GEO). Los parámetros de función telemétrica GEO serán los siguientes:

t0,GEO: hora de referencia para los datos de la función telemétrica GEO, expresada como la hora después de la medianoche del día en curso.

$[X_G Y_G Z_G]$: posición de GEO a la hora $t_{0,GEO}$.

$[\dot{X}_G \dot{Y}_G \dot{Z}_G]$: velocidad de GEO a la hora $t_{0,GEO}$.

$[\ddot{X}_G \ddot{Y}_G \ddot{Z}_G]$: aceleración de GEO a la hora $t_{0,GEO}$.

aGf0: desplazamiento horario del reloj **GEO** respecto a la **SNT** para **SBAS L1**, definido a la hora t0,**GEO**.

aGf1: cambio de deriva del reloj **GEO** respecto a la **SNT** para **SBAS L1**.

Exactitud de distancia del usuario **(URA**): un indicador del error telemétrico de media cuadrática con exclusión de efectos atmosféricos, según lo descrito en la **Tabla B-26**.

Nota.— *Todos los parámetros se radiodifunden en el mensaje de tipo 9.*

3.5.4.3 Parámetros de almanaque **GEO**. Los parámetros de almanaque **GEO** serán los siguientes:

Número de código PRN: véase **3.5.4.1.**

Tabla B-25. Asignaciones de número de código PRN

Número de código PRN	Asignación
1 – 37	GPS
38 – 61	Núm. de intervalo GLONASS + 37
62 – 119	Extra
120 – 158	SBAS
159 – 210	Extra

Tabla B-26. Exactitud telemétrica de usuario

URA	Exactitud (rms)
0	2 m
1	2,8 m
2	4 m
3	5,7 m
4	8 m
5	11,3 m
6	16 m
7	32 m
8	64 m
9	128 m
10	256 m
11	512 m
12	1 024 m
13	2 048 m
14	4 096 m
15	"No utilizar"

Nota.— Los valores URA de 0 a 14 no se usan en los protocolos para la aplicación de datos (3.5.5). Los receptores de a bordo no usarán la función telemétrica de la GEO si la URA indica "No utilizar" (3.5.8.3).

Funcionalidad y estado: indicación de las funciones proporcionadas por el SBAS. Los identificadores de proveedor de servicio se presentan en la Tabla B-27:

Codificación:	Bit 0 (LSB)	Telemetría	En (0)	Fuera (1)
	Bit 1	Correcciones de exactitud	En (0)	Fuera (1)
	Bit 2	Estado del satélite y correcciones básicas	En (0)	Fuera (1)
	Bit 3	Extra		
	Bit 4 a 7	Identificador de proveedor de servicio		

$[X_{G,A}Y_{G,A}Z_{G,A}]$: la posición del GEO a la hora $t_{almanaque}$.

$[\dot{X}_{G,A}\dot{Y}_{G,A}\dot{Z}_{G,A}]$: la velocidad del GEO a la hora $t_{almanaque}$.

$t_{almanaque}$: hora de referencia para datos de almanaque GEO, expresada como la hora después de medianoche del día en curso.

Nota.– *Todos los parámetros se radiodifunden en el mensaje de tipo 17.*

3.5.4.4 PARÁMETROS DE RADIODIFUSIÓN DE CORRECCIÓN DE SATÉLITE

3.5.4.4.1 Los parámetros de corrección a largo plazo serán los siguientes:

Expedición de datos (IODi): indicador que asocia las correcciones a largo plazo para el satélite i-ésimo con la radiodifusión de datos de efemérides de tal satélite.

Nota 1.— *Para el GPS, IODi coincidirá con IODE y los 8 LSB de IODC (véanse 3.1.1.3.1.4 y 3.1.1.3.2.2).*

Nota 2.— *Para el GLONASS, IODi indicará el período en que los datos GLONASS deben utilizarse con datos SBAS. Consta de dos campos, según figura en la* ***Tabla B-28****.*

δx_i: para el satélite i, la corrección de efemérides en el eje x.

δy_i: para el satélite i, la corrección de efemérides en el eje y.

δz_i: para el satélite i, la corrección de efemérides en el eje z.

$\delta a_{i,f0}$: para el satélite i, la corrección de hora de efemérides.

$\delta \dot{x}_i$: para el satélite i, la corrección de velocidad de efemérides en el eje x.

$\delta \dot{y}_i$: para el satélite i, la corrección de velocidad de efemérides en el eje y.

$\delta \dot{z}_i$: para el satélite i, la corrección de velocidad de efemérides en el eje z.

$\delta a_{i,f1}$: para el satélite i, régimen de cambio de la corrección de hora de efemérides.

$t_{i,LT}$: la hora de aplicación de los parámetros δx_i, δy_i, δz_i, $\delta a_{i,f0}$, $\delta \dot{x}_i$, $\delta \dot{y}_i$, $\delta \dot{z}_i$ y $\delta a_{i,f1}$, expresada en segundos después de la medianoche del día en curso.

Código de velocidad: indicador de la radiodifusión de formato de mensaje (Tabla B-48 y Tabla B-49).

Codificación: 0 = $\delta \dot{x}_i$, $\delta \dot{y}_i$, $\delta \dot{z}_i$ y $\delta a_{i,f1}$ no se radiodifunden.
1 = $\delta \dot{x}_i$, $\delta \dot{y}_i$, $\delta \dot{z}_i$ y $\delta a_{i,f1}$ se radiodifunden.

Nota.— Todos los parámetros se radiodifunden en los mensajes de tipos 24 y 25.

Tabla B-27. Identificación de proveedor de servicio SBAS

Identificador	Proveedor de servicio
0	WAAS
1	EGNOS
2	MSAS
3	GAGAN
4	SDCM
5	BDSBAS
6	KASS
7	ANGA
8	Red septentrional SPAN
9 a 13	~~Extra~~Reservad para SBAS
14, 15	Reservado
16 a 31	Reservado para proveedores de SBAS que solo operen con SBAS DFMC

Nota 1. — *Se utiliza la ID de proveedor de servicio 14 para el GBAS y no es aplicable al SBAS.*

Nota 2. — *No es posible codificar ID de proveedores de servicio entre 16 y 31 en el mensaje SBAS L1.*

Tabla B-28. IOD_i para satélites GLONASS

MSB	LSB
Intervalo de validez (5 bits)	Tiempo de latencia (3 bits)

3.5.4.4.2 Los parámetros de corrección rápida serán los siguientes:

Corrección rápida (FCi): para el satélite i, la corrección de seudodistancia respecto a errores de rápida variación, excepto los errores troposféricos o ionosféricos, por añadir a la seudodistancia después de aplicada la corrección a largo plazo.

Nota.— *El receptor de usuario aplica correcciones troposféricas por separado (3.5.8.4.2 y 3.5.8.4.3).*

Identificador de tipo de corrección rápida: indicador (0, 1, 2, 3) de si el mensaje de tipo 24 incluye la corrección rápida y los datos de integridad asociados a los números de máscara PRN del mensaje de tipo 2, tipo 3, tipo 4 o tipo 5, respectivamente.

Expedición de datos — corrección rápida (IODFj): indicador que asocia UDREIi a las correcciones rápidas. El índice j denotará el tipo de mensaje (j = 2 a 5) al que se aplica IODFj (identificador de tipo de corrección rápida + 2).

Nota.— *Se radiodifunde el identificador de tipo de corrección rápida en los mensajes de tipo 24. Los FCi se radiodifunden en los mensajes de tipos 2 a 5 y 24. Los IODFj se radiodifunden en los mensajes de tipos 2 a 6 y de tipo 24.*

3.5.4.5 Parámetros de integridad de corrección rápida y a largo plazo. Los parámetros de integridad de corrección rápida y a largo plazo serán los siguientes:

UDREIi: indicador que define σ2 i,UDRE para el satélite i según lo descrito en la Tabla B-29.

Varianza modelo de errores residuales de reloj y de efemérides (σ2 i,UDRE): la varianza de la distribución normal asociada a los errores de distancia diferencial del usuario para el satélite i después de aplicadas las correcciones rápida y a largo plazo, excluidos los efectos atmosféricos y utilizada en los cálculos de nivel de protección horizontal/nivel de protección vertical (3.5.5.6).

Nota.— *Todos los parámetros se radiodifunden en los mensajes de tipo 2 a 6 y de tipo 24.*

Tabla B-29. Evaluación de $UDREI_i$

$UDREI_i$	$\sigma^2_{i,UDRE}$
0	0,0520 m^2
1	0,0924 m^2
2	0,1444 m^2
3	0,2830 m^2
4	0,4678 m^2
5	0,8315 m^2
6	1,2992 m^2
7	1,8709 m^2
8	2,5465 m^2
9	3,3260 m^2
10	5,1968 m^2
11	20,7870 m^2
12	230,9661 m^2
13	2 078,695 m^2
14	"No bajo supervisión"
15	"No utilizar"

3.5.4.6 Parámetros de corrección ionosférica. Los parámetros de corrección ionosférica serán los siguientes:

Máscara IGP: el conjunto de 11 máscaras de banda (IGP) definidas en la Tabla B-30.

Máscara de banda IGP: un conjunto de valores de máscara IGP que corresponde a todos los lugares IGP en una de las 11 bandas IGP definidas en la Tabla B-30.

Valor de máscara IGP: bit indicando si se proporcionan los datos dentro de la banda IGP para la IGP asociada.

Codificación:

0 = no se proporcionan datos

1 = se proporcionan datos

Número de bandas IGP: el número de máscaras de banda IGP que se radiodifunde.

Identificador de banda IGP: el número que identifica la banda ionosférica según lo definido en la Tabla B-30.

Identificador de bloque IGP: el identificador de bloque IGP indica el bloque IGP. Se definen los bloques IGP subdividiendo en grupos la secuencia de 15 IGP dentro de una máscara de banda IGP que tenga los valores de máscara IGP iguales a “1”. Se numeran los bloques IGP en orden de transmisión de valor de máscara IGP, empezando por cero “0”.

Intervalo de validez (V): intervalo de tiempo durante el cual se aplican los datos de efemérides GLONASS (codificados con un desplazamiento horario de 30 s), según se describe en la Tabla B-31.

Tiempo de latencia (L): intervalo de tiempo entre el momento en que el segmento de tierra ha recibido la última efemérides GLONASS y el momento de la transmisión del primer bit del mensaje de corrección a largo plazo en GEO (tltc) como se describe en la Tabla B-32.

IODIk: una indicación del momento en que cambia la máscara de la k-ésima banda IGP.

Estimación de retardo vertical IGP: una estimación del retardo inducido para una señal en 1 575,42 MHz si atraviesa verticalmente la ionosfera en IGP.

Codificación: la configuración de bits “111111111” indicará “no utilizar”.

GIVEI$_i$: un indicador que define $(\sigma 2\ i,GIVE)$según lo descrito en la Tabla B-33.

Varianza modelo de errores residuales ionosféricos $(\sigma 2\ i,GIVE)$**:** la varianza de una distribución normal asociada al error residual vertical ionosférico en el IGP para una señal L1.

Nota.— *Todos los parámetros se radiodifunden en los mensajes de tipos 18 y 26.*

Tabla B-30. Lugares IGP y números de banda

Lugar IGP		Orden de transmisión en la máscara de banda IGP
Banda 0		
180 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N, 85N	1 – 28
175 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	29 – 51
170 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	52 – 78
165 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	79 – 101
160 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	102 – 128
155 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	129 – 151
150 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	152 – 178
145 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	179 – 201
Banda 1		
140 W	85S, 75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	1 – 28
135 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	29 – 51
130 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	52 – 78
125 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	79 – 101
120 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	102 – 128
115 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	129 – 151
110 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	152 – 178
105 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	179 – 201
Banda 2		
100 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	1 – 27
95 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	28 – 50
90 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N, 85N	51 – 78
85 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	79 – 101
80 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	102 – 128
75 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	129 – 151
70 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	152 – 178
65 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	179 – 201

Lugar IGP		Orden de transmisión en la máscara de banda IGP
Banda 3		
60 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	1 – 27
55 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	28 – 50
50 W	85S, 75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	51 – 78
45 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	79 – 101
40 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	102 – 128
35 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	129 – 151
30 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	152 – 178
25 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	179 – 201
Banda 4		
20 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	1 – 27
15 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	28 – 50
10 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	51 – 77
5 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	78 – 100
0	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N, 85N	101 – 128
5 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	129 – 151
10 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	152 – 178
15 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	179 – 201
Banda 5		
20 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	1 – 27
25 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	28 – 50
30 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	51 – 77
35 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	78 – 100
40 E	85S, 75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	101 – 128
45 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	129 – 151
50 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	152 – 178
55 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	179 – 201
Banda 6		
60 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	1 – 27
65 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	28 – 50
70 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	51 – 77
75 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	78 – 100
80 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	101 – 127
85 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	128 – 150
90 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N, 85N	151 – 178
95 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	179 – 201
Banda 7		
100 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	1 – 27
105 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	28 – 50
110 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	51 – 77
115 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	78 – 100
120 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	101 – 127

Lugar IGP		Orden de transmisión en la máscara de banda IGP
Banda 3		
60 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	1 – 27
55 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	28 – 50
50 W	85S, 75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	51 – 78
45 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	79 – 101
40 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	102 – 128
35 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	129 – 151
30 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	152 – 178
25 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	179 – 201
Banda 4		
20 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	1 – 27
15 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	28 – 50
10 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	51 – 77
5 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	78 – 100
0	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N, 85N	101 – 128
5 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	129 – 151
10 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	152 – 178
15 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	179 – 201
Banda 5		
20 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	1 – 27
25 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	28 – 50
30 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	51 – 77
35 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	78 – 100
40 E	85S, 75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	101 – 128
45 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	129 – 151
50 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	152 – 178
55 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	179 – 201
Banda 6		
60 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	1 – 27
65 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	28 – 50
70 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	51 – 77
75 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	78 – 100
80 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	101 – 127
85 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	128 – 150
90 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N, 85N	151 – 178
95 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	179 – 201
Banda 7		
100 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	1 – 27
105 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	28 – 50
110 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	51 – 77
115 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	78 – 100
120 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	101 – 127

Tabla B-31. Intervalo de validez

Datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
Intervalo de validez (V)	5	30 s a 960 s	30 s

Tabla B-32. Tiempo de latencia

Datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
Tiempo de latencia (L)	3	0 s a 120 s	30 s

Tabla B-33. Evaluación de $GIVEI_i$

$GIVEI_i$	$\sigma^2_{i,GIVE}$
0	0,0084 m^2
1	0,0333 m^2
2	0,0749 m^2
3	0,1331 m^2
4	0,2079 m^2
5	0,2994 m^2
6	0,4075 m^2
7	0,5322 m^2
8	0,6735 m^2
9	0,8315 m^2
10	1,1974 m^2
11	1,8709 m^2
12	3,3260 m^2
13	20,787 m^2
14	187,0826 m^2
15	"No bajo supervisión"

3.5.4.7 Parámetros de degradación. Los parámetros de degradación, siempre que se utilicen, serán los siguientes:

Indicador de factor de degradación de corrección rápida (ai_i): un indicador del factor de degradación de corrección rápida (a_i) para el $i^{ésimo}$ satélite según lo descrito en la Tabla B-34.

Nota.— *También se utiliza el aii para definir el intervalo de expiración para correcciones rápidas, según lo descrito en 3.5.8.1.2.*

Tiempo de latencia del sistema (t_{lat}): el intervalo de tiempo entre el origen de la degradación de corrección rápida y la hora de referencia del indicador estimado telemétrico diferencial del usuario (UDREI).

B_{rrc}: un parámetro que limita los errores de ruido y de redondear al calcular la degradación de corrección de cambio de distancia según 3.5.5.6.2.2.

C_{ltc_lsb}: el error máximo de redondear debido a la resolución de la información de órbita y de reloj.

C_{ltc_v1}: el error de velocidad limitado a la diferencia máxima de cambio de distancia de los mensajes perdidos debido a diferencias de índice de cambio de reloj y de órbita.

I_{ltc_v1}: el intervalo de actualización para correcciones a largo plazo si el código de velocidad = 1 (véase 3.5.4.4.1).

C_{ltc_v0}: un parámetro que limita la diferencia entre dos correcciones consecutivas a largo plazo para satélites con código de velocidad = 0.

I_{ltc_v0}: el intervalo mínimo de actualización para mensajes a largo plazo si el código de velocidad = 0 (véase 3.5.4.4.1).

C_{GEO_lsb}: el error máximo de redondeo debido a la resolución de la información de órbita y de reloj.

Tabla B-34. Factor de degradación de corrección rápida

Indicador de factor de degradación de corrección rápida (ai_i)	Factor de degradación de corrección rápida (a_i)
0	0,0 mm/s^2
1	0,05 mm/s^2
2	0,09 mm/s^2
3	0,12 mm/s^2
4	0,15 mm/s^2
5	0,20 mm/s^2
6	0,30 mm/s^2
7	0,45 mm/s^2
8	0,60 mm/s^2
9	0,90 mm/s^2
10	1,50 mm/s^2
11	2,10 mm/s^2
12	2,70 mm/s^2
13	3,30 mm/s^2
14	4,60 mm/s^2
15	5,80 mm/s^2

C_{GEO_v}: el error de velocidad limitado a la diferencia máxima de cambio de distancia de los mensajes perdidos debido a diferencias de índice de cambio de reloj y de órbita.

I_{GEO}: el intervalo de actualización para mensajes de función telemétrica GEO.

C_{er}: el límite del error residual asociado al uso de datos más allá de la aproximación de precisión/aproximación con expiración de guía vertical.

C_{iono_step}: el límite de la diferencia entre valores sucesivos de retardo de retícula ionosférica.

I_{iono}: intervalo mínimo de actualización para mensajes de corrección ionosférica.

$C_{iono\ ramp}$: el índice de cambio de las correcciones ionosféricas.

RSS_{UDRE}: la bandera media cuadrática para residuos de corrección rápida y a largo plazo.

Codificación: 0 = residuos de corrección sumados linealmente
1 = residuos de corrección por media cuadrática

RSS_{iono}: bandera media cuadrática para residuos ionosféricos.

Codificación: 0 = residuos de corrección sumados linealmente.
1 = residuos de corrección por media cuadrática.

$C_{covarianza}$: término que se utiliza para compensar el efecto de la cuantificación al utilizar el mensaje de tipo 28.

Nota 1.— *Los parámetros ai y tlat se radiodifunden en el mensaje de tipo 7. Todos los demás parámetros se radiodifunden en el mensaje de tipo 10. Nota 2.— Si no se radiodifunde el mensaje de tipo 28, no se aplica la* $C_{covarianza}$.

3.5.4.8 Parámetros de hora. Los parámetros de hora, siempre que se utilicen, serán los siguientes:

Identificación de norma UTC: una indicación de la fuente de referencia UTC según lo definido en la Tabla B-35.

Cuenta de tiempo de semana GPS: el número de segundos transcurridos desde la transición desde la semana GPS anterior (similar al parámetro GPS en 3.1.1.2.6.1 pero con una resolución de 1 segundo).

Número de semana GPS (cuenta de semana): véase 3.1.1.2.6.2.

Indicador GLONASS: bandera indicando si se proporcionan parámetros de hora GLONASS.

Codificación:

0 = no se proporcionan parámetros de hora GLONASS.
1 = se proporcionan parámetros de hora GLONASS.

Desplazamiento de hora GLONASS *en L1* $(\delta a_{i,GLONASS})$. Parámetro radiodifundido en L1que representa la parte estable del desplazamiento entre la hora GLONASS L1 y la hora de red SBAS L1.

Nota.— *Si el SBAS L1 no da apoyo al GLONASS, el* $\delta a_{i,GLONASS}$ *no es aplicable.*

Parámetros UTC: A_{1SNT}, A_{0SNT}, t_{0t}, WN_t, Δt_{LS}, WN_{LSF}, DN y Δt_{LSF} se describen en 3.1.1.3.3.6, con excepción de que los parámetros SBAS relacionan la hora SNT con la hora UTC, en lugar de la hora GPS.

Nota.— *Todos los parámetros se radiodifunden en el mensaje de tipo 12.*

Tabla B-35. Identificador de norma UTC

Identificador de norma UTC	Norma UTC
0	UTC según el ~~Laboratorio de Investigación de Comunicaciones~~ Instituto Nacional de Tecnología de la Información y las Comunicaciones, Tokio, Japón
1	UTC según el Instituto Nacional de Normas y Tecnología EUA
2	UTC según el Observatorio Naval EUA
3	UTC según la Oficina Internacional de Pesas y Medidas
4	UTC según el Laboratorio Europeo
5	UTC según el National Time Service Center (Centro Nacional de Servicio Horario) de la Academia de Ciencias de China
6	~~Extra~~Reservado
7	No proporciona UTC
8 a 15	Reservado para SBAS DFMC únicamente

Nota. — *No es posible codificar ID de identificadores de norma UTC entre 8 y 15 en el mensaje SBAS L1.*

3.5.4.9 Parámetros de región de servicio. Los parámetros de región de servicio serán los siguientes:

Expedición de datos, servicio (IODS): indicación de un cambio de servicio proporcionado en la región.

Número de mensajes de servicio: el número de distintos mensajes de servicio SBAS de tipo 27 radiodifundidos (El valor se codifica con un desplazamiento de 1).

Número de mensajes de servicio: un número secuencial que identifica al mensaje dentro del conjunto de radiodifusión actual de mensajes de tipo 27 (desde 1 al número de mensajes de servicio, codificados con un desplazamiento de 1).

Número de regiones: el número de regiones de servicio para las cuales se radiodifunden las coordenadas en el mensaje.

Código de prioridad: indicador de precedencia del mensaje si dos mensajes definen regiones superpuestas. El mensaje con el valor superior de código de prioridad tiene precedencia. Si los códigos de prioridad son iguales, tiene precedencia el mensaje con un δUDRE inferior.

Indicador δUDRE-interior: una indicación del factor de degradación (δUDRE) de UDRE regional aplicable en lugares dentro de cualquier región definida en el mensaje, de conformidad con la Tabla B-36.

Indicador δUDRE-fuera: una indicación del factor de degradación (δUDRE) de UDRE regional aplicable en lugares fuera de todas las regiones definidas en todos los mensajes vigentes de tipo 27, de conformidad con la Tabla B-36.

Latitud de la coordenada: la latitud de una esquina de una región.

Longitud de la coordenada: la longitud de una esquina de una región.

Forma de región: una indicación de si la región es un triángulo o un cuadrángulo. Codificación:

0 = triángulo
1 = cuadrángulo

Nota 1.— *La coordenada 3 tiene la latitud de la coordenada 1 y la longitud de la coordenada 2. Si la región es un cuadrángulo, la coordenada 4 tiene la latitud de la coordenada 2 y la longitud de la coordenada 1. El límite de la región se forma uniendo las coordenadas en la secuencia 1-2-3-1 (triángulo) o 1-3-2-4-1 (cuadrángulo). Los segmentos del límite tienen una latitud constante, longitud constante o pendiente constante en grados de latitud por grado de longitud. El cambio de latitud o de longitud a lo largo de cualquier tramo del límite entre dos coordenadas es inferior a ±180º.*

Nota 2.— *Todos los parámetros se radiodifunden en el mensaje de tipo 27.*

Tabla B-36. Evaluación de indicador δUDRE

Indicador δUDRE	δUDRE
0	1
1	1,1
2	1,25
3	1,5
4	2
5	3
6	4
7	5
8	6
9	8
10	10
11	20
12	30
13	40
14	50
15	100

3.5.4.10 Parámetros de la matriz de covarianza de reloj-efemérides. Los parámetros de la matriz de covarianza de reloj-efemérides serán los siguientes:

Número de máscara PRN: véase 3.5.4.1.

Exponente de escala: término que se emplea para calcular el factor de escala utilizado para codificar los elementos de factorización de Cholesky.

Elementos de factorización de Cholesky (E_{ij}): elementos de una matriz triangular superior que comprime la información en la matriz de covarianza de reloj y efemérides. Estos elementos se utilizan para calcular el factor de degradación estimado telemétrico diferencial del usuario (UDRE) (δUDRE) en función de la posición del usuario.

3.5.5 DEFINICIONES DE PROTOCOLOS PARA APLICACIÓN DE DATOS EN SBAS L1

Nota.— *En esta sección se proporcionan las definiciones de los parámetros utilizados por elementos que no son de aeronave o por elementos de aeronave que no se transmiten. Estos parámetros, necesarios para garantizar la interfuncionalidad del SBAS, se emplean para determinar la solución de navegación y su integridad (niveles de protección).*

3.5.5.1 POSICIÓN Y RELOJ GEO

3.5.5.1.1 Estimación de la posición GEO. La posición estimada de un GEO a cualquier hora tk es:

$$\begin{bmatrix} \hat{X}_G \\ \hat{Y}_G \\ \hat{Z}_G \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_G \\ Y_G \\ Z_G \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \dot{X}_G \\ \dot{Y}_G \\ \dot{Z}_G \end{bmatrix} (t-t_{0,GEO}) + \frac{1}{2} \begin{bmatrix} \ddot{X}_G \\ \ddot{Y}_G \\ \ddot{Z}_G \end{bmatrix} (t-t_{0,GEO})^2$$

3.5.5.1.2 Corrección de reloj GEO. La corrección de reloj para un satélite GEO SBAS i se aplica de conformidad con la ecuación siguiente:

$$t = tG - \Delta tG$$

siendo:

t = hora de red SBAS;
tG = hora de fase de código GEO de transmisión del mensaje; y
ΔtG = desplazamiento de fase de código GEO.

3.5.5.1.2.1 El desplazamiento de fase de código GEO (ΔtG) a cualquier hora t es:

$$\Delta tG = aGf0 + aGf1\ (t - t0,GEO)$$

siendo $(t - t0,GEO)$ corregido para cruce de fin de día.

3.5.5.2 CORRECCIONES A LARGO PLAZO

3.5.5.2.1 Corrección de reloj GPS. La corrección de reloj para un satélite i del GPS se aplica de conformidad con la ecuación siguiente:

$$t = tSV,i - [(\Delta tSV,i)L1 + \delta\Delta tSV,i]$$

siendo:

t = hora de red SBAS;
$t_{SV,i}$ = hora del satélite GPS en el momento de la transmisión del mensaje;
$(\Delta t_{SV,i})_{L1}$ = desplazamiento de fase de código PRN de satélite según lo definido en 3.1.2.2; y
$\delta\Delta t_{SV,i}$ = corrección de desplazamiento de fase de código.

3.5.5.2.1.1 La corrección de desplazamiento de fase de código (δΔtSV,i) para un satélite GPS o SBAS i en cualquier hora del día tk es:

$$\delta\Delta tSV,i = \delta ai,f0 + \delta ai,f1\ (tk - ti,LT)$$

3.5.5.2.2 Corrección de reloj GLONASS. La corrección de reloj para satélites GLONASS i se aplica de conformidad con la ecuación siguiente:

$$t = tSV,i + \tau n(tb) - \gamma n(tb)(tSV,i - tb) - \delta\Delta tSV,i$$

siendo:

t = red SBAS;
$t_{SV,i}$ = hora del satélite GLONASS al transmitir el mensaje;
t_b, $\tau_n(t_b)$, $\gamma_n(t_b)$ = parámetros de hora GLONASS según se define en 3.2.2.2; y
$\delta\Delta t_{SV,i}$ = corrección de desplazamiento de fase de código.

La corrección de desplazamiento de fase de código δΔtSV,i para satélites GLONASS i es:

$$\delta\Delta tSV,i = \delta ai,f0 + \delta ai,f1(t - ti,LT) + \delta ai,GLONASS$$

en que: $(t - ti,LT)$ se corrige para los cruces al final del día. Si el código de velocidad es igual a 0, entonces $\delta ai,f1$ es igual a 0.

3.5.5.2.3 Corrección de posición de satélite. El vector SBAS corregido para constelaciones principales de satélites o para un satélite i del SBAS a la hora t es:

$$\begin{bmatrix} x_i \\ y_i \\ z_i \end{bmatrix}_{\text{corregido}} = \begin{bmatrix} x_i \\ y_i \\ z_i \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \delta x_i \\ \delta y_i \\ \delta z_i \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \delta \dot{x}_i \\ \delta \dot{y}_i \\ \delta \dot{z}_i \end{bmatrix} (t\text{-}t_{i,LT})$$

siendo:

$(t - t_{i,LT})$ corregido por cruce de fin de día; y

$[x_i\ y_i\ z_i]^T$ = el vector de posición de constelaciones principales de satélites o el satélite SBAS, según lo definido en 3.1.2.3, 3.2.2.3 y 3.5.5.1.1.

Si el código de velocidad = 0, entonces $[\delta\dot{x}_i\ \delta\dot{y}_i\ \delta\dot{z}_i]^T = [0\ 0\ 0]^T$.

3.5.5.3 *Correcciones de seudodistancia.* La seudodistancia corregida a la hora *t* para el satélite *i* es:

$$PR_{i,\text{corregido}} = PR_i + FC_i + RRC_i\,(t - t_{i,0f}) + IC_i + TC_i$$

siendo:

PR_i = la seudodistancia medida después de aplicarse la corrección de reloj del satélite;
FC_i = la corrección rápida;
RRC_i = la corrección de cambio de distancia;
IC_i = la corrección ionosférica;
TC_i = la corrección troposférica (valor negativo representa el retardo troposférico); y

$t_{i,0f}$ = la hora de aplicación de las correcciones rápidas más recientes, lo cual es el principio de la época del segundo SNT que coincide con la transmisión en el satélite SBAS del primer símbolo del bloque de mensaje.

3.5.5.4 Correcciones de cambio de distancia (RRC). Corrección de cambio de distancia para el satélite i es:

$$RRC_i = \begin{cases} \dfrac{FC_{i,\text{actual}} - FC_{i,\text{anterior}}}{t_{i,0f} - t_{i,0f\_\text{anterior}}}, & si\ a_i \neq 0 \\ 0, & si\ a_i = 0 \end{cases}$$

siendo:

$FC_{i,\text{actual}}$ = la corrección rápida más reciente;
$FC_{i,\text{anterior}}$ = una corrección rápida anterior;
$t_{i,0f}$ = la hora de aplicación de $FC_{i,\text{actual}}$;
$t_{i,0f\_\text{anterior}}$ = la hora de aplicación de $FC_{i,\text{anterior}}$.; y
a_i = factor de degradación de corrección rápida (véase la Tabla B-34).

3.5.5.5 CORRECCIONES IONOSFÉRICAS DE RADIODIFUSIÓN

3.5.5.5.1 Emplazamiento del punto de penetración ionosférica. El emplazamiento de IPP se define como la intersección del tramo de línea desde el receptor al satélite con un elipsoide de altura constante de 350 km por encima del elipsoide WGS 84. Este emplazamiento se define en función de latitud WGS-84 (ϕpp) y longitud WGS-84 (λpp).

3.5.5.5.2 Correcciones ionosféricas. La corrección ionosférica para el satélite i es:

$$IC_i = -F_{pp}\ \tau_{vpp}$$

siendo:

F_{pp} = factor de oblicuidad = $\left[1 - \left(\frac{R_e \cos\theta_i}{R_e + h_1}\right)^2\right]^{-\frac{1}{2}}$;
τ_{vpp} = estimación de retardo ionosférico vertical interpolado (3.5.5.5.3);
R_e = 6 378,1363 km;
θ_i = ángulo de elevación del satélite *i*; y
h_I = 350 km.

Nota.— *Para los satélites GLONASS, la corrección ionosférica (ICi) debe multiplicarse por el cuadrado de la relación de las frecuencias GLONASS a GPS* $(f_{GLONASS}/f_{GPS})^2$.

3.5.5.5.3 Estimación de retardo ionosférico vertical interpolado. Cuando se utilizan cuatro puntos para la interpolación, la estimación del retardo ionosférico vertical interpolado en la latitud ϕpp y longitud λpp es:

$$\tau_{vpp} = \sum_{k=1}^{4} W_k\, \tau_{vk}$$

siendo:

τ_{vk}: valores de retardo vertical del punto reticular de radiodifusión en la esquina k$^{-ésima}$ de la retícula IGP, según lo indicado en la Figura B-13.

$W_1 = x_{pp}\, y_{pp}$;
$W_2 = (1 - x_{pp})\, y_{pp}$;
$W_3 = (1 - x_{pp})\, (1 - y_{pp})$; y
$W_4 = x_{pp}\, (1 - y_{pp})$.

3.5.5.5.3.1 Para los IPP entre N85° y S85°:

$$x_{pp} = \frac{\lambda_{pp} - \lambda_1}{\lambda_2 - \lambda_1}$$

$$y_{pp} = \frac{\phi_{pp} - \phi_1}{\phi_2 - \phi_1}$$

siendo:

λ_1 = longitud de los IGP al oeste de IPP;
λ_2 = longitud de los IGP al este de IPP;
ϕ_1 = latitud de los IGP al sur de IPP; y
ϕ_2 = latitud de los IGP al norte de IPP.

Nota.— Si λ_1 y λ_2 cruzan los 180° de longitud, en el cálculo de x_{pp} debe tenerse en cuenta la discontinuidad de los valores de la longitud.

3.5.5.5.3.2 Para los IPP al norte de N85° o al sur de S85°:

$$y_{pp} = \frac{|\phi_{pp}| - 85°}{10°}$$

$$x_{pp} = \frac{\lambda_{pp} - \lambda_3}{90°} \times (1 - 2\,y_{pp}) + y_{pp}$$

siendo:

$\lambda 1$ = longitud del segundo IGP al este del IPP;

$\lambda 2$ = longitud del segundo IGP al oeste del IPP;

$\lambda 3$ = longitud del IGP más cercano al oeste del IPP; y

$\lambda 4$ = longitud del IGP más cercano al este del IPP.

Cuando se utilizan tres puntos para la interpolación, la estimación del retardo ionosférico vertical interpolado es:

3.5.5.5.3.3 Para puntos entre 75°S y 75°N:

$$\tau_{vpp} = \sum_{k=1}^{3} W_k\,\tau_{vk}$$

siendo:

W1 = Ypp;

W2 = 1 – Xpp – Ypp; y

W3 = Ypp.

3.5.5.5.3.4 Xpp e Ypp se calculan como para la interpolación de cuatro puntos, excepto que $\lambda 1$ y $\phi 1$ son siempre la longitud y la latitud de IGP 2, y $\lambda 2$ y $\phi 2$ son la otra longitud y latitud. IGP 2 es siempre el vértice opuesto a la hipotenusa del triángulo definido por los tres puntos, IGP 1 tiene la misma longitud que IGP 2, e IGP 3 tiene la misma latitud que IGP 2. (Se muestra un ejemplo en la Figura B-14).

3.5.5.5.3.5 Para puntos al norte de 75°N y al sur de 75°S, no se presta apoyo a la interpolación de tres puntos.

3.5.5.5.4 Selección de puntos reticulares ionosféricos. El protocolo para la selección de puntos reticulares ionosféricos (IGP) es:

a) Para un IPP entre 60°S y 60°N:

1) si cuatro IGP que definen una célula de 5 grados por 5 grados en torno al IPP se ponen a “1” en la máscara IGP, se seleccionan; de lo contrario,

2) si tres IGP cualesquiera que definen un triángulo de 5 grados por 5 grados que circunscribe el IPP se ponen a “1” en la máscara IGP, se seleccionan; de lo contrario,

3) si cuatro IGP cualesquiera que definen una célula de 10 grados por 10 grados en torno al IPP se ponen a “1” en la máscara IGP, se seleccionan; de lo contrario,

4) si tres IGP cualesquiera que definen un triángulo de 10 grados por 10 grados que circunscribe el IPP se ponen a “1” en la máscara IGP, se seleccionan; de lo contrario,

5) no se dispone de ninguna corrección ionosférica.

b) Para un IPP entre 60°N y 75°N o entre 60°S y 75°S:

1) si cuatro IGP que definen una célula de 5 grados de latitud por 10 grados de longitud en torno al IPP se ponen a “1” en la máscara IGP, se seleccionan; de lo contrario,

2) si tres IGP cualesquiera que definen un triángulo de 5 grados de latitud por 10 grados de longitud que circunscribe el IPP se ponen a “1” en la máscara IGP, se seleccionan; de lo contrario,

3) si cuatro IGP cualesquiera que definen una célula de 10 grados por 10 grados en torno al IPP se ponen a “1” en la máscara IGP, se seleccionan; de lo contrario,

4) si tres IGP cualesquiera que definen un triángulo de 10 grados por 10 grados que circunscribe el IPP se ponen a “1” en la máscara IGP, se seleccionan; de lo contrario,

5) no se dispone de ninguna corrección ionosférica.

c) Para un IPP entre 75°N y 85°N o entre 75°S y 85°S:

1) si los dos IGP más próximos a 75° y los dos IGP más próximos a 85° (separados por 30° de longitud si se utiliza la banda 9 o la banda 10, separados por 90° de lo contrario) se ponen a “1” en la máscara IGP, se crea una célula de 10 grados por 10 grados interpolando linealmente entre los IGP a 85° para obtener los IGP virtuales a longitudes iguales a las longitudes de los IGP en 75°; de lo contrario,

2) no se dispone de ninguna corrección ionosférica.

d) Para un IPP al norte de 85°N:

1) si los cuatro IGP en la latitud 85°N y las longitudes 180°W, 90°W, 0° y 90°E se ponen a “1” en la máscara IGP, se seleccionan; de lo contrario,

2) no se dispone de ninguna corrección ionosférica.

e) Para un IPP al sur de 85°S:

1) si los cuatro IGP en la latitud 85°S y longitudes 140°W, 50°W, 40°E y 130°E se ponen a “1” en la máscara IGP, se seleccionan; de lo contrario,

2) no se dispone de ninguna corrección ionosférica.

Nota.— *Esta selección se basa únicamente en la información proporcionada en la máscara sin tener en cuenta si los IGP seleccionados se supervisan, “no se supervisan” o “no se utilizan”. Si se identifica cualquiera de los IGP seleccionados como “no se utilizan” no se dispone de ninguna corrección ionosférica. Si se seleccionan cuatro IGP y uno de los cuatro se identifica como “no supervisado” entonces se utiliza la interpolación de tres puntos, si el IPP está dentro de la región triangular cubierta por las tres correcciones que se proporcionan.*

3.5.5.6 Niveles de protección. El nivel de protección horizontal (HPL) y el nivel de protección vertical (VPL) son:

$$HPL_{SBAS} = \begin{cases} K_{H,NPA} \times d_{major} & \text{para en ruta mediante modos de aproximación que no es de precisión (NPA)} \\ K_{H,PA} \times d_{major} & \text{para modos de aproximación de precisión (PA) y de aproximación con guía vertical (APV)} \end{cases}$$

$$VPL_{SBAS} = K_{V,PA} \times d_V$$

siendo:

$d_V^2 = \sum_{i=1}^{N} s_{v,i}^2 \sigma_i^2$ = varianza de distribución modelo que se sale de los límites de la distribución de error verdadero en el eje vertical

$$d_{mayor} = \sqrt{\frac{d_x^2 + d_y^2}{2} + \sqrt{\left(\frac{d_x^2 - d_y^2}{2}\right)^2 + d_{xy}^2}};$$

siendo:

$d_V^2 = \sum_{i=1}^{N} s_{v,i}^2 \sigma_i^2$ = varianza de distribución modelo que se sale de los límites de la distribución de error verdadero en el eje vertical.

$$d_{mayor} = \sqrt{\frac{d_x^2 + d_y^2}{2} + \sqrt{\left(\frac{d_x^2 - d_y^2}{2}\right)^2 + d_{xy}^2}};$$

siendo:

$d_x^2 = \sum_{i=1}^{N} s_{x,i}^2 \sigma_i^2$ = varianza de distribución modelo que se sale de los límites de la distribución de error verdadero en el eje x;

$d_y^2 = \sum_{i=1}^{N} s_{y,i}^2 \sigma_i^2$ = varianza de distribución modelo que se sale de los límites de la distribución de error verdadero en el eje y;

$d_{xy} = \sum_{i=1}^{N} s_{x,i} s_{y,i} \sigma_i^2$ = covarianza de la distribución modelo en el eje x y en el eje y;

siendo:

$s_{x,i}$ = derivada parcial del error de posición en la dirección x respecto al error de seudodistancia en el $i^{-ésimo}$ satélite;

$s_{y,i}$ = derivada parcial del error de posición en la dirección y respecto al error de seudodistancia en el $i^{-ésimo}$ satélite;

$s_{V,i}$ = derivada parcial del error de posición en la dirección vertical respecto al error de seudodistancia en el $i^{-ésimo}$ satélite; y

$\sigma_i^2 = \sigma_{i,flt}^2 + \sigma_{i,UIRE}^2 + \sigma_{i,air}^2 + \sigma_{i,tropo}^2$.

Se definen las varianzas ($\sigma^2_{i,flt}$ y $\sigma^2_{i,UIRE}$) en 3.5.5.6.2 y 3.5.5.6.3.1. Los parámetros ($\sigma^2_{i,air}$ y $\sigma^2_{i,tro}$ el elemento de aeronave (3.5.8.4.2 y 3.5.8.4.3).

Por definición los ejes x e y están en el plano horizontal local, y el eje v representa la vertical local. Para una solución general de posición de mínima cuadrática, la matriz S de proyección es:

$$S \equiv \begin{bmatrix} S_{x,1} & S_{x,2} & \cdots & S_{x,N} \\ S_{y,1} & S_{y,2} & \cdots & S_{y,N} \\ S_{v,1} & S_{v,2} & \cdots & S_{v,N} \\ S_{t,1} & S_{t,2} & \cdots & S_{t,N} \end{bmatrix} = (G^T \times W \times G)^{-1} \times G^T \times W$$

siendo:

G_i = $[-\cos El_i \cos Az_i \; -\cos El_i \operatorname{sen} Az_i \; -\operatorname{sen} El_i \; 1] = i^{\text{-ésima}}$ hilera de G;

$$W^{-1} = \begin{bmatrix} w_1 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & w_2 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & & \dots & w_i \end{bmatrix};$$

El_i = el ángulo de elevación de la fuente en la $i^{\text{-ésima}}$ telemétrica (en grados);

Az_i = el azimut de la fuente en la $i^{\text{-ésima}}$ telemétrica en el sentido contrario a las agujas del reloj desde el eje x en grados; y

w_i = la ponderación inversa asociada al satélite $i = \sigma^2_{i.}$

Nota 1.— Para mejorar la legibilidad, se omitió de la ecuación el subíndice i.

Nota 2.— Para una solución de mínima cuadrática no ponderada, la matriz de ponderación es una matriz de identidad ($w_i = 1$).

3.5.5.6.1 Definición de los valores K. Los valores K son:

$$K_{H,NPA} = 6{,}18;$$

$$K_{H,PA} = 6{,}0; \text{ y}$$

$$K_{V,PA} = 5{,}33.$$

3.5.5.6.2 Definición del modelo de error de corrección rápida y a largo plazo. Si se aplican correcciones rápidas y correcciones a largo plazo/parámetros telemétricos GEO, y se aplican los parámetros de degradación:

$$\sigma^2_{i,flt} = \begin{cases} \left[(\sigma_{i,UDRE})(\delta_{UDRE}) + \varepsilon_{fc} + \varepsilon_{rrc} + \varepsilon_{ltc} + \varepsilon_{er}\right]^2, & \text{si } RSS_{UDRE} = 0 \text{ (Tipo de mensaje 10)} \\ \left[(\sigma_{i,UDRE})(\delta_{UDRE})\right]^2 + \varepsilon^2_{fc} + \varepsilon^2_{rrc} + \varepsilon^2_{ltc} + \varepsilon^2_{er}, & \text{si } RSS_{UDRE} = 1 \text{ (Tipo de mensaje 10)} \end{cases}$$

en que: si se usa el mensaje de tipo 27, δUDRE es el término que corresponde a una región específica según se define en 3.5.4.9, si se usa el mensaje de tipo 28, δUDRE es el término que corresponde a un satélite específico según se define en 3.5.5.6.2.5, si no se usa ninguno de los dos mensajes, δUDRE = 1.

Si se aplican las correcciones rápidas y las correcciones a largo plazo/parámetros telemétricos GEO, pero no se aplican los parámetros de degradación:

$$\sigma^2_{i,flt} = \left[(\sigma_{i,UDRE})\,(\delta_{UDRE}) + 8m\right]^2.$$

3.5.5.6.2.1 Degradación de corrección rápida. El parámetro de degradación para los datos de corrección rápida es:

$$\varepsilon_{fc} = \frac{a(t - t_u + t_{lat})^2}{2}$$

3.5.5.6.2.1 Degradación de corrección rápida. El parámetro de degradación para los datos de corrección rápida es:

$$\varepsilon_{fc} = \frac{a(t - t_u + t_{lat})^2}{2}$$

siendo:

t = la hora actual.

t_u = (hora de referencia $UDREI_i$): si $IODF_j \neq 3$, la hora de inicio de la época de 1 segundo SNT que coincida con el principio de la transmisión del bloque de mensaje que incluye los datos $UDREI_i$ más recientes (mensajes de tipos 2 a 6 ó 24) que coincide con el $IODF_j$ de la corrección rápida que se esté utilizando. Si $IODF_j = 3$, la hora de inicio de la época de 1 segundo SNT que coincide con el inicio de la transmisión del mensaje que contiene la corrección rápida en el $i^{-ésimo}$ satélite; y

t_{lat} = (como se define en 3.5.4.7).

Nota.— En las radiodifusiones UDRE de mensajes de tipos 2 a 5 y los 24 mensajes de tipo 24, t_u es igual a la hora de aplicación de las correcciones rápidas puesto que éstas figuran en el mismo mensaje. En las radiodifusiones UDRE de mensaje de tipo 6 y si IODF = 3, t_u es también igual a la hora de aplicación de las correcciones rápidas (t_{0f}). En las radiodifusiones UDRE de un mensaje de tipo 6 y si IODF ≠ 3, se define t_u como la hora de transmisión del primer bit del mensaje de tipo 6 en el GEO.

3.5.5.6.2.2 Degradación de la corrección de cambio de distancia

3.5.5.6.2.2.1 Si RRC = 0, entonces $E_{rrc} = 0$.

3.5.5.6.2.2.2 Si RRC ≠ 0 y IODF ≠ 3, el parámetro de degradación para los datos de corrección rápida es:

$$\varepsilon_{rrc} = \begin{cases} 0, & \text{si } (IODF_{actual} - IODF_{anterior}) MOD 3 = 1 \\ \left(\frac{aI_{fc}}{4} + \frac{B_{rrc}}{\Delta t}\right)(t - t_{0f}), & \text{si } (IODF_{actual} - IODF_{anterior}) MOD 3 \neq 1 \end{cases}$$

3.5.5.6.2.2.3 Si RRC ≠ 0 y IODF = 3, el parámetro de degradación para los datos de cambio de distancia es:

$$\varepsilon_{rrc} = \begin{cases} 0, & \text{si } \left|\Delta t - \frac{I_{fc}}{2}\right| = 0 \\ \left(\frac{a\left|\Delta t - \frac{I_{fc}}{2}\right|}{2} + \frac{B_{rrc}}{\Delta t}\right)(t - t_{0f}), & \text{si } \left|\Delta t - \frac{I_{fc}}{2}\right| \neq 0 \end{cases}$$

siendo:

t = la hora actual;

$IODF_{actual}$ = IODF asociada a la corrección rápida más reciente;

$IODF_{anterior}$ = IODF asociada a la corrección rápida anterior; y

Δt = $t_{i,0f} - t_{i,0f\_anterior}$; y

I_{fc} = el intervalo de expiración de usuario para correcciones rápidas.

3.5.5.6.2.3 Degradación de la corrección a largo plazo

3.5.5.6.2.3.1 Constelaciones principales de satélites

3.5.5.6.2.3.1.1 Para código de velocidad = 1, el parámetro de degradación para correcciones a largo plazo del satélite i es:

$$\varepsilon_{ltc} = \begin{cases} 0, & \text{if } t_{i,LT} < t < t_{i,LT} + I_{ltc\_v1} \\ C_{ltc\_lsb} + C_{ltc\_v1} \text{ máx } (0, t_{i,LT} - t, t - t_{i,LT} - I_{ltc\_v1}), & \text{en los otros casos} \end{cases}$$

3.5.5.6.2.3.1.2 Para código de velocidad = 0, el parámetro de degradación para correcciones a largo plazo es:

$$\varepsilon_{ltc} = C_{ltc\_v0}\left[\frac{t - t_{ltc}}{I_{lt\text{-}v0}}\right]$$

siendo:

t = la hora actual;
t_{ltc} = la hora de transmisión del primer bit del mensaje de corrección a largo plazo en el GEO; y
$[x]$ = el número entero mayor inferior a x.

$$\varepsilon_{ltc} = \begin{cases} 0, & \text{if } t_{0,GEO} < t < t_{0,GEO} + I_{GEO} \\ C_{geo\_lsb} + C_{geo\_v} \max\left(0, t_{0,GEO} - t, t - t_{0,GEO} - I_{geo}\right), & \text{en los otros casos} \end{cases}$$

Siendo t = la hora actual.

Nota.— *Cuando las correcciones de largo plazo se apliquen a un satélite GEO, se aplica la degradación de dichas correcciones y no la degradación del mensaje de navegación GEO.*

3.5.5.6.2.4 Degradación para la fase en ruta hasta la aproximación que no es de precisión

$$\varepsilon_{er} = \begin{cases} 0, & \text{si las correcciones que no son ni rápidas ni a largo plazo que han expirado para la aproximación de precisión/ aproximación con guía vertical} \\ C_{er}, & \text{si las correcciones son rápidas o a largo plazo cuando han expirado para la aproximación de precisión/ aproximación con guía vertical} \end{cases}$$

3.5.5.6.2.5 Factor de degradación UDRE calculado con los datos del mensaje de tipo 28. El δUDRE es:

$$\delta_{UDRE} = \sqrt{I^T \cdot C \cdot I} + \varepsilon_c$$

siendo

$$I = \begin{bmatrix} i_x \\ i_y \\ i_z \\ 1 \end{bmatrix},$$

$\begin{bmatrix} i_x \\ i_y \\ i_z \end{bmatrix}$ = el vector unitario desde el usuario al satélite en el marco de coordenadas ECEF WGS-84

$C = R^T \bullet R$

$\varepsilon_C = C_{covarianza} \bullet SF$

$SF = 2^{\text{exponente de escala}-5}$

$R = E \bullet SF$

$$E = \begin{bmatrix} E_{1,1} & E_{1,2} & E_{1,3} & E_{1,4} \\ 0 & E_{2,2} & E_{2,3} & E_{2,4} \\ 0 & 0 & E_{3,3} & E_{3,4} \\ 0 & 0 & 0 & E_{4,4} \end{bmatrix}$$

3.5.5.6.3 Definición del modelo de error de corrección ionosférica

3.5.5.6.3.1 Correcciones ionosféricas transmitidas. Si tienen aplicación las correcciones ionosféricas de base SBAS, σ2 UIRE es:

$$\sigma^2_{UIRE} = F^2_{pp} \times \sigma^2_{UIVE}$$

siendo:

F_{pp} = (según se define en 3.5.5.5.2);

$$\sigma^2_{UIVE} = \sum_{n=1}^{4} W_n \cdot \sigma^2_{n,ionogrid} \text{ o } \sigma^2_{UIVE} = \sum_{n=1}^{3} W_n \cdot \sigma^2_{n,ionogrid}$$

aplicando las mismas ponderaciones de punto de penetración ionosférica (Wn) y los puntos de retícula seleccionados para la corrección ionosférica (3.5.5.5).

Si se usan parámetros de degradación para cada punto de retícula:

$$\sigma^2_{n,ionogrid} = \begin{cases} (\sigma_{n,GIVE} + \varepsilon_{iono})^2, & \text{si } RSS_{iono} = 0 \text{ (Tipo de mensaje 10)} \\ \sigma^2_{n,GIVE} + \varepsilon^2_{iono}, & \text{si } RSS_{iono} = 1 \text{ (Tipo de mensaje 10)} \end{cases}$$

siendo:

ε_{iono} = $C_{iono\_step}\left[\frac{t - t_{iono}}{I_{iono}}\right] + C_{iono\_ramp}(t - t_{iono})$;
t = la hora actual;
t_{iono} = la hora de transmisión del primer bit del mensaje de corrección ionosférica en el GEO; y
$[x]$ = el número entero mayor inferior a x.

Si no se usan parámetros de degradación para cada punto de retícula:

$$\sigma^2_{UIRE} = MÁX\left\{\left(\frac{T_{iono}}{5}\right)^2, (F_{pp} \cdot \tau_{vert})^2\right\}$$

siendo:

T_{iono} = el retardo ionosférico estimado mediante el modelo seleccionado (modelo de corrección GPS u otro modelo);
F_{pp} = (según se define en 3.5.5.5.2);

3.5.5.6.3.2 Correcciones ionosféricas. Si no se aplican las correcciones ionosféricas de base SBAS, σ^2_{UIRE} es:

$$\sigma^2_{UIRE} = MÁX\left\{\left(\frac{T_{iono}}{5}\right)^2, (F_{pp} \cdot \tau_{vert})^2\right\}$$

siendo:

T_{iono} = el retardo ionosférico estimado mediante el modelo seleccionado (modelo de corrección GPS u otro modelo);
F_{pp} = (según se define en 3.5.5.5.2);

$$\tau_{vert} = \begin{cases} 9\text{ m}, & 0 \le |\phi_{pp}| \le 20 \\ 4{,}5\text{ m}, & 20 < |\phi_{pp}| \le 55; \text{y} \\ 6\text{ m}, & 55 < |\phi_{pp}| \end{cases}$$

ϕ_{pp} = latitud del punto de penetración ionosférica.

3.5.6 Tablas de mensajes **SBAS L1**

Se codificará cada uno de los mensajes SBAS de conformidad con el correspondiente formato de mensaje definido en las Tablas B-37 a B-53. Todos los parámetros con signo en las tablas siguientes estarán representados por un complemento de dos, con el bit de signo ocupando el MSB.

Nota.— *La distancia para los parámetros con signo es inferior a la indicada, puesto que el valor máximo positivo está restringido a un valor inferior (el valor indicado menos la resolución).*

Tabla B-37. Mensaje de tipo 0 "No utilizar" radiodifundido en L1

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
~~Extra~~Reservado	212	—	—

Tabla B-38. Mensaje de máscara PRN de tipo 1

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
Para cada uno de los 210 números de código PRN			
Valor de máscara	1	0 ó 1	1
IODP	2	0 a 3	1

Nota.— En 3.5.4.1 se definen todos los parámetros.

Tabla B-39. Mensaje de correcciones rápidas de tipos 2 a 5

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
$IODF_j$	2	0 a 3	1
IODP	2	0 a 3	1
Para 13 intervalos			
Corrección rápida (FCi)	12	±256,000 m	0,125 m
Para 13 intervalos			
$UDREI_i$	4	(Véase la Tabla B-29)	(véase la Tabla B-29)

Notas.—
1. *En 3.5.4.4.2 se definen los parámetros $IODF_j$ y FC_i.*
2. *En 3.5.4.1 se define el parámetro IODP.*
3. *En 3.5.4.5 se define el parámetro $UDREI_i$.*

Tabla B-40. Mensaje de integridad de tipo 6

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
$IODF_2$	2	0 a 3	1
$IODF_3$	2	0 a 3	1
$IODF_4$	2	0 a 3	1
$IODF_5$	2	0 a 3	1
Para 51 satélites (en orden numérico de máscara PRN)			
$UDREI_i$	4	(véase la Tabla B-29)	(véase la Tabla B-29)

Notas.—
1. *En 3.5.4.4.2 se definen los parámetros $IODF_j$.*
2. *En 3.5.4.5 se define el parámetro $UDREI_i$.*

Tabla B-41. Mensaje de factor de degradación para corrección rápida de tipo 7

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
Latencia del sistema (t_{lat})	4	0 a 15 s	1 s
IODP	2	0 a 3	1
Extra	2	—	—
Para 51 satélites (en orden numérico de máscara PRN)			
Indicador de factor de degradación (ai_i)	4	(véase la Tabla B-34)	(véase la Tabla B-34)

Notas.—
1. *En 3.5.4.7 se definen los parámetros t_{lat} y ai_i.*
2. *En 3.5.4.1 se definen los parámetros IODP.*

Tabla B-42. Mensaje de función telemétrica de tipo 9

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
Reservado	8	—	—
$t_{0,GEO}$	13	0 a 86 384 s	16 s
URA	4	(véase la Tabla B-26)	(véase la Tabla B-26)
X_G	30	±42 949 673 m	0,08 m
Y_G	30	±42 949 673 m	0,08 m
Z_G	25	±6 710 886,4 m	0,4 m
$\dot{X}_G$	17	±40,96 m/s	0,000625 m/s
$\dot{Y}_G$	17	±40,96 m/s	0,000625 m/s
$\dot{Z}_G$	18	±524,288 m/s	0,004 m/s
$\ddot{X}_G$	10	±0,0064 m/s^2	0,0000125 m/s^2
$\ddot{Y}_G$	10	±0,0064 m/s^2	0,0000125 m/s^2
$\ddot{Z}_G$	10	±0,032 m/s^2	0,0000625 m/s^2
a_{Gf0}	12	±0,9537 H 10^{-6} s	2^{-31} s
a_{Gf1}	8	±1,1642 H 10^{-10} s/s	2^{-40} s/s

Nota.— En 3.5.4.2 se definen todos los parámetros.

Tabla B-43. Mensaje de los parámetros de degradación de tipo 10

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
B_{rrc}	10	0 a 2,046 m	0,002 m
$C_{ltc\ lsb}$	10	0 a 2,046 m	0,002 m
$C_{ltc\ v1}$	10	0 a 0,05115 m/s	0,00005 m/s
$I_{ltc\ v1}$	9	0 a 511 s	1 s
$C_{ltc\ v0}$	10	0 a 2,046 m	0,002 m
$I_{ltc\ v0}$	9	0 a 511 s	1 s
$C_{geo\ lsb}$	10	0 a 0,5115 m	0,0005 m
$C_{geo\ v}$	10	0 a 0,05115 m/s	0,00005 m/s
I_{geo}	9	0 a 511 s	1 s
C_{er}	6	0 a 31,5 m	0,5 m
$C_{iono\ step}$	10	0 a 1,023 m	0,001 m
I_{iono}	9	0 a 511 s	1 s
$C_{iono\ ramp}$	10	0 a 0,005115 m/s	0,000005 m/s
RSS_{UDRE}	1	0 ó 1	1
RSS_{iono}	1	0 ó 1	1
$C_{covarianza}$	7	0 a 12,7	0,1
Extra	81	—	—

Nota.— En 3.5.4.7 se definen todos los parámetros.

Tabla B-44. El mensaje UTC hora de la red SBAS de tipo 12

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
A_{1SNT}	24	±7,45 H 10^{-9} s/s	2^{-50} s/s
A_{0SNT}	32	±1 s	230 s
t_{0t}	8	0 a 602 112 s	4 096 s
WN_t	8	0 a 255 semanas	1 semana
Δt_{LS}	8	±128 s	1 s
WN_{LSF}	8	0 a 255 semanas	1 semana
DN	8	1 a 7 días	1 día
Δt_{LSF}	8	±128 s	1 s
Identificador de la norma UTC	3	(véase la Tabla B-35)	(véase la Tabla B-35)
Hora de semana GPS (TOW)	20	0 a 604 799 s	1 s
Número de semana GPS (WN)	10	0 a 1 023 semanas	1 semana
Indicador GLONASS	1	0 ó 1	1
□a_i, GLONASS (Nota 2)	24	~~$\pm 2{,}0 \cdot 10^{-8}$ s~~ $\pm 2^{-8}$ s	~~$2{,}0 \cdot 10^{-31}$ s~~ $\pm 2^{-31}$ s
Reserva	50	—	—

Notas.—
1. *En 3.5.4.8 se definen todos los parámetros.*
2. *Se aplica solamente si el SBAS envía información de temporización GLONASS en mensajes de tipo 12 (véase 3.5.7.4.4, Datos de temporización).*

Tabla B-45. Mensaje de almanaque GEO de tipo 17

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
Para cada uno de los 3 satélites			
Reservado	2	0	—
Número de código PRN	8	0 a 210	1
Funcionalidad y situación	8	—	—
$X_{G,A}$	15	±42 598 400 m	2 600 m
$Y_{G,A}$	15	±42 598 400 m	2 600 m
$Z_{G,A}$	9	±6 656 000 m	26 000 m
$\dot{X}_{G,A}$	3	±40 m/s	10 m/s
$\dot{Y}_{G,A}$	3	±40 m/s	10 m/s
$\dot{Z}_{G,A}$	4	±480 m/s	60 m/s
$t_{almanaque}$ (se aplica a los tres satélites)	11	0 a 86 336 s	64 s

Nota.— En 3.5.4.3 se definen todos los parámetros.

Tabla B-46. Mensaje de máscara IGP de tipo 18

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
Número de bandas IGP	4	0 a 11	1
Identificador de banda IGP	4	0 a 10	1
Expedición de datos — ionosfera ($IODI_k$)	2	0 a 3	1
Para 201 IGP			
Valor de máscara IGP	1	0 ó 1	1
Extra	1	—	—

Nota.— En 3.5.4.6 se definen todos los parámetros.

Tabla B-47. Mensaje de correcciones de error de satélite a largo plazo o correcciones rápidas mixtas de tipo 24

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
Para 6 intervalos			
Corrección rápida (FC_i)	12	±256,000 m	0,125 m
Para 6 intervalos			
$UDREI_i$	4	(véase la Tabla B-31)	(véase la Tabla B-31)
IODP	2	0 a 3	1
Identificador de tipo de corrección rápida	2	0 a 3	1
$IODF_j$	2	0 a 3	1
Extra	4	—	—
Medio mensaje de tipo 25	106	—	—

Notas.—

1. *En 3.5.4.4.2 se definen los parámetros de identificador de tipo de corrección rápida, $IODF_j$, y FC_i.*
2. *En 3.5.4.1 se define el parámetro IODP.*
3. *En 3.5.4.5 se define el parámetro $UDREI_i$.*
4. *El mensaje de correcciones de error de satélite a largo plazo se subdivide en dos medio mensajes. El medio mensaje para un código de velocidad = 0 se define en la Tabla B-48. El medio mensaje para un código de velocidad = 1 se define en la Tabla B-49.*

Tabla B-48. Medio mensaje de correcciones de error del satélite a largo plazo de tipo 25 (CÓDIGO DE VELOCIDAD = 0)

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
Código de velocidad = 0	1	0	1
Para 2 satélites			
Número de máscara PRN	6	0 a 51	1
Expedición de datos (IOD_i)	8	0 a 255	1
δx_i	9	±32 m	0,125 m
δy_i	9	±32 m	0,125 m
δz_i	9	±32 m	0,125 m
$\delta a_{i,f0}$	10	$\pm 2^{-22}$ s	2^{-31} s
IODP	2	0 a 3	1
Extra	1	—	—

Notas.—

1. *En 3.5.4.1 se definen los parámetros de número de máscara PRN y IODP.*
2. *En 3.5.4.4.1 se definen todos los demás parámetros.*

Tabla B-49. Medio mensaje de correcciones de error del satélite a largo plazo de tipo 25 (CÓDIGO DE VELOCIDAD = 1)

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
Para 1 satélite			
Código de velocidad = 1	1	1	1
Número de máscara PRN	6	0 a 51	1
Expedición de datos (IOD_i)	8	0 a 255	1
δx_i	11	±128 m	0,125 m
δy_i	11	±128 m	0,125 m
δz_i	11	±128 m	0,125 m
$\delta a_{i,f0}$	11	$\pm 2^{-21}$ s	2^{-31} s
$\delta \dot{x}_i$	8	±0,0625 m/s	2^{-11} m/s
$\delta \dot{y}_i$	8	±0,0625 m/s	2^{-11} m/s
$\delta \dot{z}_i$	8	±0,0625 m/s	2^{-11} m/s
$\delta a_{i,f1}$	8	$\pm 2^{-32}$ s/s	2^{-39} s/s
Hora de aplicación ($t_{i,LT}$)	13	0 a 86 384 s	16 s
IODP	2	0 a 3	1

Notas.—
1. En 3.5.4.1 se definen los parámetros de número de máscara PRN y IODP.
2. En 3.5.4.4.1 se definen todos los demás parámetros.

Tabla B-50. Mensaje de retardo ionosférico de tipo 26

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
Identificador de banda IGP	4	0 a 10	1
Identificador de bloque IGP	4	0 a 13	1
Para cada uno de los 15 puntos reticulares			
Estimación de retardo vertical IGP	9	0 a 63,875 m	0,125 m
Indicador de error vertical ionosférico de retícula ($GIVEI_i$)	4	(véase la Tabla B-33)	(véase la Tabla B-33)
$IODI_k$	2	0 a 3	1
Extra	7	—	—

Nota.— En 3.5.4.6 se definen todos los parámetros.

Tabla B-51. Mensaje de servicio SBAS de tipo 27

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
Expedición de datos, servicio (IODS)	3	0 a 7	1
Número de mensajes de servicio	3	1 a 8	1
Número del mensaje de servicio	3	1 a 8	1
Número de regiones	3	0 a 5	1
Código de prioridad	2	0 a 3	1
Indicador δUDRE dentro	4	0 a 15	1
Indicador δUDRE fuera	4	0 a 15	1
Para cada una de las 5 regiones			
Latitud coordenada 1	8	±90°	1°
Longitud coordenada 1	9	±180°	1°
Latitud coordenada 2	8	±90°	1°
Longitud coordenada 2	9	±180°	1°
Forma de la región	1	—	—
Extra	15	—	—

Nota.— En 3.5.4.9 se definen todos los parámetros.

Tabla B-52. Mensaje nulo de tipo 63

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
~~Extra~~Reservado	212	—	—

Tabla B-53. Matriz de covarianza de reloj-efemérides de tipo 28

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
IODP	2	0 a 3	1
Para dos satélites			
Número de máscara PRN	6	0 a 51	1
Exponente de escala	3	0 a 7	1
$E_{1,1}$	9	0 a 511	1
$E_{2,2}$	9	0 a 511	1
$E_{3,3}$	9	0 a 511	1
$E_{4,4}$	9	0 a 511	1
$E_{1,2}$	10	±512	1
$E_{1,3}$	10	±512	1
$E_{1,4}$	10	±512	1
$E_{2,3}$	10	±512	1
$E_{2,4}$	10	±512	1
$E_{3,4}$	10	±512	1

Notas.—
1. *En 3.5.4.1 se definen los parámetros de número de máscara PRN y IODP.*
2. *En 3.5.4.10 se definen todos los demás parámetros.*

3.5.7 ELEMENTOS SBAS L1 AJENOS A LA AERONAVE

Nota 1.— Dependiendo del nivel de servicio que se ofrezca en un SBAS particular, pueden aplicarse distintas funciones según lo descrito en el Capítulo 3, 3.7.3.4.2.

Nota 2.— *En 3.5.4 se definen los parámetros mencionados en esta sección.*

3.5.7.1 GENERALIDADES

3.5.7.1.1 Datos requeridos e intervalos de radiodifusión. El SBAS radiodifundirá los datos requeridos para las funciones a las que se presta apoyo según lo indicado en la Tabla B-54. Si el sistema radiodifunde datos SBAS que no son requeridos para una función particular, se aplicarán los requisitos para aquellos datos que prestan apoyo a otras funciones. El intervalo máximo entre radiodifusiones, para todos los datos de cada tipo de datos previsto, será según el definido en la Tabla B-54.

3.5.7.1.2 Supervisión de frecuencia de radio SBAS. El SBAS supervisará los parámetros de satélite SBAS indicados en la Tabla B-55 y adoptará las medidas indicadas.

Nota.— El SBAS puede radiodifundir mensajes nulos (mensajes de tipo 63) en cada intervalo de tiempo respecto al cual no se radiodifunden otros datos.

3.5.7.1.3 "No utilizar". El SBAS radiodifundirá un mensaje "no utilizar" (mensaje de tipo 0) cuando sea necesario informar a los usuarios que no utilicen la función telemétrica de satélite SBAS ni sus datos de radiodifusión.

3.5.7.1.4 El desplazamiento Doppler de la señal del satélite GEO, observado en cualquier emplazamiento fijo dentro de la proyección GEO de cualquier satélite GEO, no será superior a ±450 Hz.

Nota.— *Este desplazamiento Doppler máximo corresponde aproximadamente a la inclinación máxima de órbita de un satélite GEO, que puede utilizarse en las gamas de codificación para mensajes de tipos 9 y 17.*

3.5.7.1.5 Parámetros de la función telemétrica de la órbita geoestacionaria (GEO). Cada satélite SBAS radiodifundirá parámetros de la función telemétrica de la órbita geoestacionaria (GEO) (definidos en 3.5.4.2).

Nota.— *Es necesaria la radiodifusión de parámetros de la función telemétrica de la órbita geoestacionaria aun cuando no se proporcione una función telemétrica, de modo que los receptores de a bordo puedan establecer una identificación positiva del satélite SBAS fuente de la radiodifusión. Cuando no se proporcione telemetría, la exactitud de los datos de tipo 17 (y tipo 9) sólo debe permitir la adquisición del satélite.*

3.5.7.1.5.1 El error en el desplazamiento Doppler de un satélite GEO derivado de cualquier mensaje de tipo 9 que no haya expirado, respecto al verdadero desplazamiento Doppler de GEO observado en cualquier emplazamiento fijo dentro de la proyección GEO, no será superior a ±210 Hz.

3.5.7.1.6 Datos de almanaque. Cada satélite SBAS radiodifundirá datos de almanaque (definidos en 3.5.4.3) para todos los satélites SBAS del mismo proveedor de servicio.

3.5.7.1.6.1 El error en la posición estimada del satélite, derivada de cualquier mensaje de tipo 17 radiodifundido dentro de los 15 minutos precedentes, respecto a su posición verdadera, no será superior a 3 000 km.

3.5.7.1.6.2 La distancia de separación entre la posición estimada del satélite, derivada de cualquier mensaje de tipo 17 radiodifundido dentro de los 15 minutos precedentes, y la derivada de los parámetros telemétricos GEO en cualquier mensaje de tipo 9 que no haya expirado no será superior a 200 km.

3.5.7.1.6.3 El error en el desplazamiento Doppler de un satélite GEO derivado de cualquier mensaje de tipo 17 radiodifundido dentro de los 15 minutos precedentes, respecto al verdadero desplazamiento Doppler de GEO observado en cualquier emplazamiento fijo dentro de la proyección GEO, no será superior a ±210 Hz.

3.5.7.1.6.4 El SBAS no radiodifundirá datos de almanaque para cualquier satélite SBAS de un proveedor de servicio diferente cuya posición estimada basada en los datos de almanaque radiodifundidos dentro de los 15 minutos precedentes se sitúe dentro

de 200 km de la posición de cualquiera de sus propios GEO derivada de los parámetros telemétricos GEO de cualquier mensaje de tipo 9 que no haya expirado.

3.5.7.1.6.5 Cuando la posición estimada de un satélite GEO que proporcione una función telemétrica, derivada del mensaje de tipo 17 radiodifundido dentro de los 15 minutos precedentes, se sitúe dentro de 200 km de la posición de otro satélite GEO del mismo proveedor de servicio, derivada de un mensaje de tipo 9 para el mismo GEO que no haya expirado, el valor UDRE de GEO se fijará en un nivel lo suficientemente amplio como para tener en cuenta la posibilidad de que un usuario identifique erróneamente el PRN del GEO que proporciona la función telemétrica.

3.5.7.1.6.6 El parámetro de funcionalidad y estado indicará el estado del satélite y el identificador del proveedor de servicio, según lo definido en 3.5.4.3.

3.5.7.1.6.7 Los intervalos de almanaque no utilizados en los mensajes de tipo 17 se indicarán con un número de código PRN “0”.

3.5.7.1.6.8 El proveedor de servicio se asegurará de la exactitud de la ID del proveedor de servicio radiodifundida en cualquier almanaque.

3.5.7.2 *Función telemétrica.* Si un **SBAS** proporciona una función telemétrica en **SBAS L1** cumplirá con los requisitos que figuran en esta sección además de los requisitos incluidos en 3.5.7.1.

3.5.7.2.1 Requisitos de actuación

Nota. — *Véase el Capítulo 3, 3.7.3.4.3*

3.5.7.2.2 *Datos de función telemétrica.* El **SBAS** radiodifundirá datos de función telemétrica tales que el error de posición del satélite **SBAS** previsto en la línea de alcance óptico de cualquier usuario en el cono de proyección del satélite sea inferior a 256 m. Cada satélite **SBAS** radiodifundirá un **URA** que representa una estimación de la desviación normal de los errores telemétricos por referencia a la **SNT** para el **SBAS** L1.

3.5.7.3 Función de estado del satélite **GNSS**. Si un **SBAS** proporciona una función de estado de satélite, cumplirá con los requisitos que figuran en esta sección.

Nota.— *Un **SBAS** podría proporcionar integridad en algunos satélites designados como marginales o disfuncionales.*

3.5.7.3.1 Requisitos de actuación. Dada cualquier combinación válida de datos activos, la probabilidad de un error en sentido horizontal que exceda de **HPLSBAS** (según lo definido en 3.5.5.6) por más de 8 segundos consecutivos será inferior a 10−7 en cualquier hora, suponiéndose un usuario con latencia igual a cero.

Nota.— *Se definen los datos activos como aquellos que no hayan expirado según 3.5.8.1.2. En este requisito se incluyen los fallos de las constelaciones principales de satélites y del **SBAS**.*

3.5.7.3.2 Máscara **PRN** y expedición de datos — **PRN** (IODP). El SBAS radiodifundirá una máscara PRN e IODP (mensaje de tipo 1). Los valores de máscara PRN indicarán si se proporcionan o no datos para cada satélite GNSS. Se modificará el IODP cuando haya una modificación de la máscara PRN. Tendrá lugar el cambio de IODP en los mensajes de tipo 1 antes de que cambie IODP en cualquiera de los mensajes restantes. El IODP en los mensajes de tipo 2 a 5, 7, 24, 25 y 28 será igual a la radiodifusión IODP en el mensaje de máscara PRN (mensaje de tipo 1) utilizada para designar los satélites respecto a los cuales se proporcionan datos en tal mensaje.

Tabla B-54. Intervalos de radiodifusión de datos y funciones a las que presta apoyo

Tipo de datos	Intervalo máximo de radiodifusión	Distancia	Estado de satélite GNSS	Corrección diferencial básica	e han diferencial exacta	Tipos de mensajes asociados
Matriz de covarianza de reloj-efemérides	120 s					28
SBAS en modo de prueba	6 s					0
Máscara PRN	120 s		R	R	R	1
UDREI	6 s		R*	R	R	2 a 6, 24
Correcciones rápidas	Ifc/2 (véase la Nota 4)		R*	R	R	2 a 5, 24
Correcciones a largo plazo	120 s		R*	R	R	24, 25
Datos de función telemétrica GEO	120 s	R	R	R	R	9
Degradación de corrección rápida	120 s		R*	R	R	7
Parámetros de degradación	120 s				R	10
Máscara de retícula ionosférica	300 s				R	18
Correcciones ionosférica, GIVEI	300 s				R	26
Datos de temporización	300 s	R (véase la Nota 3)	R (véase la Nota 3)	R (véase la Nota 3)	R (véase la Nota 3)	12
Datos de almanaque	300 s	R	R	R	R	17
Nivel de servicio	300 s					27

Notas.—
1. "R" indica que deben radiodifundirse los datos para dicha función.
2. "R" indica la codificación especial descrita en 3.5.7.3.3.*
3. Los mensajes de tipo 12 se requieren únicamente si se proporcionan datos para los satélites GLONASS.
4. I_{fc} se refiere al intervalo de expiración PA/APV para correcciones rápidas, como se define en la Tabla B-57.

Tabla B-55. Supervisión de la frecuencia de radio SBAS L1

Parámetro	Referencia	Límite de alarma	Medidas requeridas
Nivel de potencia de señal	Capítulo 3, 3.7.3.4.45.3	potencia mínima especificada potencia máxima especificada *(Nota 2)*	Cesar función telemétrica *(Nota 1)*. Cesar radiodifusión.
Modulación	Capítulo 3, 3.7.3.4.45.5	monitor de distorsión de forma de onda	Cesar función telemétrica L1 *(Nota 1)*.
Hora SNT a GPS	Capítulo 3, 3.7.3.4.5 7	N/A *(Nota 3)*	Cesar función telemétrica L1a no ser que σ_{UDRE} refleje error.
Estabilidad de frecuencia portadora	3.5.2.1	N/A *(Nota 3)*	Cesar función telemétrica L1 a no ser que $\square^2_{UDRE}$ refleje error.
Coherencia de código/frecuencia	3.5.2.4	N/A *(Nota 3)*	Cesar función telemétrica L1 a no ser que $\square^2_{UDRE}$ refleje error.
Desviación máxima de fase de código	3.5.2.6	N/A *(Notas 2 y 3)*	Cesar función telemétrica L1 a no ser que $\square^2_{UDRE}$ refleje error.
Codificación convolucional	3.5.2.9	todos los mensajes transmitidos son erróneos	Cesar radiodifusión.

Notas.—
1. *Se logra el cese de la función telemétrica radiodifundiendo un URA y $\square^2_{UDRE}$ de "No utilizar" respecto a tal satélite SBAS.*
2. *Estos parámetros pueden supervisarse mediante su impacto en la calidad de la señal recibida (impacto C/N_0), puesto que es el impacto en el usuario.*
3. *No se especifican los límites de alarma porque el error inducido es aceptable a condición de que esté representado en los parámetros $\square^2_{UDRE}$ y URA. Si no puede representarse el error, debe cesar la función telemétrica.*

3.5.7.3.2.1 Cuando se modifica la máscara PRN, el SBAS debería repetir varias veces el mensaje de tipo 1 antes de hacer referencia al mismo en otros mensajes para asegurarse que los usuarios reciben la nueva máscara.

3.5.7.3.3 Datos de integridad. Si el SBAS no proporciona la función de corrección diferencial básica, transmitirá correcciones rápidas, correcciones a largo plazo y parámetros de degradación de corrección rápida codificados a cero para todos los satélites visibles indicados en la máscara PRN.

3.5.7.3.3.1 Si el SBAS no proporciona la función de corrección diferencial básica, el SBAS indicará que el satélite no es funcional ("no utilizar") si el error de seudodistancia excede de 150 m.

3.5.7.3.3.2 Si el SBAS no proporciona la función de corrección diferencial básica, el SBAS indicará que el satélite es “no supervisado” si no puede determinarse el error de seudodistancia.

3.5.7.3.3.3 Si el SBAS no proporciona la función de corrección diferencial básica, el SBAS transmitirá un UDREIi de 13 si el satélite es “no utilizar” o “no supervisado”.

3.5.7.3.3.4 El parámetro IODFj en los mensajes de tipos 2 a 5, 6 ó 24 será igual a 3. 3.5.7.4 Función de corrección diferencial básica. Si un SBAS proporciona una función de corrección diferencial básica, cumplirá con los requisitos que figuran en esta sección además de los requisitos de la función de estado del satélite GNSS definidos en 3.5.7.3.

3.5.7.4.1 Actuación de la función de corrección diferencial básica. Dada cualquier combinación válida de datos activos, la probabilidad de un error horizontal que exceda de HPLSBAS (según lo definido en 3.5.5.6) en más de 8 segundos consecutivos será inferior a 10-7 en cualquier hora, suponiéndose un usuario con latencia 0.

Nota.— *Se definen los datos activos como aquellos que no hayan expirado según 3.5.8.1.2. En este requisito se incluyen los fallos de las constelaciones principales de satélites y del SBAS.*

3.5.7.4.2 Correcciones a largo plazo. Salvo en el caso de los satélites SBAS del mismo proveedor de servicios, el SBAS determinará y radiodifundirá las correcciones a largo plazo respecto a cada satélite **GNSS** visible (véase la nota) indicadas en la máscara **PRN** (valor de máscara **PRN** igual a “1”). Las correcciones a largo plazo serán tales que el error de posición de los satélites en las constelaciones principales de satélites previsto en la línea de alcance óptico para cualquier usuario en la proyección del satélite después de estas correcciones a largo plazo sea inferior a 256 m (**TBC**). Respecto a cada satélite **GLONASS**, el **SBAS** convertirá las coordenadas de satélite en **WGS**-**84**, según se define en 3.2.5.2 antes de determinar las correcciones a largo plazo. Respecto a cada satélite **GPS**, la **IOD** de radiodifusión coincidirá con la **IODE** del **GPS** y con los 8 **LSB** de la **IODC** asociados a los datos de reloj y de efemérides utilizados para calcular las correcciones (3.1.1.3.1.4 y 3.1.1.3.2.2). Después de la transmisión de una nueva efeméride por parte de un satélite **GPS**, el **SBAS** continuará utilizando la antigua efemérides para determinar las correcciones de error rápidas y a largo plazo, por lo menos durante 2 minutos y por no más de 4 minutos. Respecto a cada satélite **GLONASS**, el **SBAS** calculará y radiodifundirá una **IOD** que conste de un tiempo de latencia y un intervalo de validez según se define en 3.5.4.4.1.

Nota.— *Los criterios en cuanto a visibilidad del satélite comprenden los lugares de las estaciones de referencia y el ángulo de máscara adquirido en estos lugares.*

3.5.7.4.2.1 Para asegurar correcciones de cambio de distancia exactas, el **SBAS** debería reducir a un mínimo las discontinuidades en las efemérides del satélite después de la aplicación de las correcciones a largo plazo.

3.5.7.4.3 Correcciones rápidas. El **SBAS** determinará las correcciones rápidas para cada satélite **GNSS** visible indicado en la máscara **PRN** (valor de máscara **PRN** igual a “1”). A no ser que **IODF** = 3, cada vez que cambian los datos de corrección rápida en un mensaje de tipo j (j = 2, 3, 4 ó 5), el **IODFj** estará en la secuencia “0, 1, 2, 0, ...”.

Nota.— *Si hay una condición de alarma, el **IODFj** puede ser igual a 3 (véase 3.5.7.4.5).*

3.5.7.4.4 Datos de temporización. Si se proporcionan datos para **GLONASS**, el **SBAS** radiodifundirá el mensaje de temporización (mensaje de tipo 12) incluyendo el desplazamiento horario **GLONASS** según se define en la **Tabla B-44.**

3.5.7.4.5 Datos de integridad. Respecto a cada satélite para el que se proporcionen correcciones, el **SBAS** radiodifundirá datos de integridad de radiodifusión (**UDREIi** y opcionalmente, datos de mensaje de tipo 27 ó 28 para calcular δ**UDRE**) tal que se satisfaga el requisito de integridad indicado en 3.5.7.4.1. Si las correcciones rápidas o a largo plazo exceden de su gama de codificación, el SBAS indicará que el satélite no funciona normalmente ("No utilizar"). Si no puede determinarse σ2 i,**UDRE**, el **SBAS** indicará que el satélite es "No supervisado".

Si se utiliza un mensaje de tipo 6 para radiodifundir σ2 i,UDRE, entonces:

a) el IODFj coincidirá con IODFj para las correcciones rápidas recibidas en el mensaje de tipo j respecto al cual se aplica σ2 i,UDRE; o

b) el IODFj será igual a 3 si se aplica el valor σ2 i,UDRE para todas las correcciones rápidas válidas recibidas en el mensaje de tipo j que no haya expirado.

3.5.7.4.6 Datos de degradación. El **SBAS** radiodifundirá los parámetros de degradación (mensaje de tipo 7) para indicar el intervalo aplicable de temporización para las correcciones rápidas y asegurar que se satisface el requisito de integridad indicado en 3.5.7.4.1.

3.5.7.5 Función de corrección diferencial precisa. Si un SBAS proporciona una función de corrección diferencial precisa, cumplirá con los requisitos incluidos en esta sección además de los requisitos de la función de corrección diferencial básica de 3.5.7.4.

3.5.7.5.1 Actuación de la función de corrección diferencial precisa. Dada cualquier combinación válida de datos activos, la probabilidad de que se produzca una condición de fuera de tolerancia que dure más que el tiempo hasta la alerta correspondiente será inferior a 2×10^{-7} durante cualquier aproximación, suponiéndose un usuario de latencia cero. El tiempo hasta la alerta deberá ser de 5,2 segundos para **SBAS** que permiten operaciones de aproximación de precisión, y de 8 segundos para **SBAS** que permiten operaciones **APV** o **NPA**. Se definirá una condición de fuera de tolerancia como un error horizontal que excede de **HPLSBAS** o un error vertical que excede de **VPLSBAS** (según lo definido en 3.5.5.6). Cuando se detecta una condición de fuera de tolerancia, el mensaje de alerta resultante (radiodifundido en mensajes de tipos 2 a 5 y 6, 24, 26 ó 27) será repetido tres veces después de la modificación inicial de la condición de alerta por un total de cuatro veces en 4 segundos.

Nota 1.— *Se definen los datos activos como aquellos datos que no hayan expirado según 3.5.8.1.2. En este requisito se incluyen los fallos de las constelaciones principales de satélites y del **SBAS**.*

Nota 2.— *Los mensajes subsiguientes pueden ser transmitidos a la velocidad normal de actualización.*

3.5.7.5.2 Máscara de punto reticular ionosférico (IGP). El **SBAS** radiodifundirá una máscara **IGP** e **IODIk** (hasta 11 mensajes de tipo 18, correspondientes a las 11 bandas **IGP**). Los valores de máscara **IGP** indicarán si se proporcionan o no datos para cada **IGP**. Si se utiliza la banda 9 de **IGP**, entonces los valores de máscara **IGP** para los **IGP** al norte del paralelo 55°N en las bandas de 0 a 8 se pondrán a "0". Si se utiliza la banda 10 de **IGP**, entonces los valores de máscara **IGP** para los **IGP** al sur del paralelo 55°S en las bandas de 0 a 8 se pondrán a "0". El **IODIk** se modificará cuando haya un cambio de los valores de máscara **IGP** en la banda k. Se radiodifundirá la nueva máscara **IGP** en un mensaje de tipo 18 antes de que se dé la referencia a un mensaje correspondiente de tipo 26. El **IODIk** en el mensaje

de tipo 26 será igual a la radiodifusión de **IODIk** en el mensaje de máscara **IGP** (mensaje de tipo 18) utilizado para designar los **IGP** respecto a los cuales se proporcionan datos en tal mensaje.

3.5.7.5.2.1 Cuando se modifica la máscara **IGP**, el **SBAS** repetirá varias veces el mensaje de tipo 18 antes de que se haga referencia al mismo en un mensaje de tipo 26 para asegurar que los usuarios reciben la nueva máscara. Debería utilizarse el mismo **IODIk** para todas las bandas. 3.5.7.5.3 Correcciones ionosféricas. El **SBAS** radiodifundirá correcciones ionosféricas para los **IGP** designados en la máscara **IGP** (valores de máscara IGP iguales a "1").

3.5.7.5.4 Datos de integridad ionosférica. Para cada **IGP** respecto al cual se proporcionan correcciones, el **SBAS** radiodifundirá datos **GIVEI** tales que se satisfaga el requisito de integridad indicado en 3.5.7.5.1. Si la corrección ionosférica o el valor σ2 i,**GIVE** excede de su gama de codificación, el **SBAS** indicará el estado "No se utilice" (designado en los datos de corrección, 3.5.4.6) para el **IGP**. Si no puede determinarse σ2 i,**GIVE**, el **SBAS** indicará que si **IGP** es "No supervisado" (designado en la codificación **GIVEI**).

3.5.7.5.5 Datos de degradación. El **SBAS** radiodifundirá parámetros de degradación (mensaje de tipo 10), de forma tal que se satisfaga el requisito de integridad indicado en 3.5.7.5.1.

3.5.7.6 FUNCIONES FACULTATIVAS

3.5.7.6.1 Datos de temporización. Si se radiodifunden parámetros de tiempo **UTC**, serán según lo definido en 3.5.4.8 (mensaje de tipo 12).

3.5.7.6.2 Indicación de servicio. Si se radiodifunden datos de indicación de servicio, estos serán según lo definido en 3.5.4.9 (mensaje de tipo 27) y los mensajes de tipo 28 no se radiodifundirán. Se incrementará el **IODS** en todos los mensajes de tipo 27 cuando haya un cambio en cualquiera de los datos del mensaje de tipo 27.

3.5.7.6.3 Matriz de covarianza de reloj-efemérides. Si se radiodifunden los datos de matriz de covarianza de reloj-efemérides, los mismos se radiodifundirán para todos los satélites supervisados según se define en 3.5.4.10 (mensaje de tipo 28) y no se radiodifundirán los mensajes de tipo 27.

3.5.7.7 SUPERVISIÓN

3.5.7.7.1 Supervisión de frecuencia de radio **SBAS**. El **SBAS** supervisará los parámetros de satélite **SBAS** indicados en la **Tabla B-55** y adoptará las medidas indicadas.

Nota.— *Además de los requisitos de supervisión de radiofrecuencias de esta sección, será necesario presentar disposiciones especiales para supervisar la aceleración de pseudodistancia especificada en el Capítulo 3, 3.7.3.4.3.5 y el ruido de fase de portadora especificado en 3.5.2.2 y la pérdida de correlación especificada en 3.5.2.5, a no ser que el análisis y las pruebas muestren que estos parámetros no pueden exceder de los límites declarados.*

3.5.7.7.2 Supervisión de datos. El **SBAS** supervisará las señales de satélite para detectar condiciones que lleven a un funcionamiento inadecuado del procesamiento diferencial en los receptores de a bordo con la actuación de seguimiento definida en el **Adjunto D, 8.11.**

3.5.7.7.2.1 El subsistema de tierra utilizará el máximo más fuerte de correlación en todos los receptores empleados para generar las correcciones de seudodistancia.

3.5.7.7.2.2 El subsistema de tierra detectará también condiciones que lleven a más de un cero de cruce por los receptores de a bordo en los que se utiliza la función de discriminador pronto-tarde según lo definido en el **Adjunto D, 8.11**.

3.5.7.7.2.3 La medida de supervisión será poner **UDRE** a “No utilizar” para el satélite.

3.5.7.7.2.4 El **SBAS** supervisará todos los datos activos que puedan ser utilizados por cualquier usuario dentro del área de servicio.

3.5.7.7.2.5 El **SBAS** activará una alarma en un plazo de 5,2 segundos si cualquier combinación de datos activos y de señal en el espacio del **GNSS** llevan a una condición de fuera de tolerancia para una aproximación de precisión (3.5.7.5.1).

3.5.7.7.2.6 El **SBAS** activará una alarma en un plazo de 8 segundos si cualquier combinación de datos activos y señales en el espacio del **GNSS** llevan a una condición de fuera de tolerancia respecto a la fase en ruta hasta la **APV** I (3.5.7.4.1).

Nota.— *La supervisión se aplica a todas las condiciones de falla, incluidas las fallas en las constelaciones principales de satélites o en los satélites del **SBAS**. En esta supervisión se supone que el elemento de aeronave cumple con los requisitos de **RTCA/DO-229D** con el cambio 1, excepto cuando están suplantados por 3.5.8 y el **Adjunto D, 8.11.***

3.5.7.7.3 Supervisión de la **IOD**. El **SBAS** monitorizará los valores de la **IODE** del **GPS** para detectar posibles transmisiones inválidas de valores utilizados previamente para un conjunto distinto de parámetros de efemérides dentro del intervalo o los intervalos de tiempo que se especifican en 3.1.1.3.2.2, y tomará las medidas apropiadas para garantizar la integridad de sus correcciones de radiodifusión, en caso de que se detecte dicha utilización inválida.

Nota 1.— *La unicidad de la **IOD** se otorga por diseño en el caso de los satélites GLONASS con aumentación **SBAS**.*

Nota 2.— *La **IODC** del **GPS** (de acuerdo con la sección 3.1.1.3.1.4) no se utiliza actualmente en el procesamiento de mensajes de navegación **GPS L1** en modo de receptor **SBAS**. Por lo tanto, no se requiere específicamente la monitorización.*

3.5.7.8 Resistencia a fallas de las constelaciones principales de satélites. Al ocurrir una anomalía en las constelaciones principales de satélites, el **SBAS** continuará funcionando normalmente a base de las señales disponibles de satélites funcionales que puedan ser objeto de seguimiento.

3.5.8 ELEMENTOS SBAS L1 DE AERONAVE

Nota 1.— *Los parámetros a los que se hace referencia en esta sección están definidos en 3.5.4.*

Nota 2.— *Es posible que algunos de los requisitos de esta sección no tengan aplicación a equipo en el que se integran los sensores adicionales de navegación, tales como equipo en el que se integra el **SBAS** a sensores de navegación inercial.*

3.5.8.1 Receptor **GNSS** con capacidad **SBAS**. Excepto si se indica específicamente, el receptor **GNSS** con capacidad **SBAS** procesará las señales del **SBAS** y satisfará los requisitos especificados en 3.1.3.1 (receptor **GPS**) o en 3.2.3.1 (receptor **GLONASS**). Se adaptarán las mediciones de seudodistancia para cada satélite usando mediciones de portadora y un filtro de adaptación que se desvía menos de 0,25 metros en un plazo de 200 segundos después de la inicialización, relativo a la respuesta de estado permanente del filtro definido en 3.6.5.1 en presencia de deriva entre la fase de código y la fase de portadora integrada de hasta 0,018 m/s.

3.5.8.1.1 Adquisición de satélites **GEO**. El receptor podrá adquirir y seguir satélites **GEO** para los que un receptor estacionario en el emplazamiento de recepción del usuario experimentaría un desplazamiento Doppler de hasta ±450 Hz.

3.5.8.1.2 Condiciones de utilización de los datos. El receptor utilizará datos provenientes de un mensaje **SBAS** únicamente si se ha verificado la **CRC** de dicho mensaje. La recepción de un mensaje de tipo 0 proveniente de un satélite **SBAS** tendrá como consecuencia que deje de seleccionarse tal satélite por lo menos durante un minuto y que se descarten todos los datos provenientes del satélite, pero no se requiere descartar datos de mensajes de tipo 12 y tipo 17. Con respecto a los satélites **GPS**, el receptor aplicará correcciones a largo plazo solamente si la **IOD** coincide con la **IODE** y con los 8 **LSB** de la **IODC**. Con respecto a los satélites **GLONASS**, el receptor aplicará correcciones a largo plazo únicamente si la hora de recepción (tr) de la efemérides **GLONAS** está dentro del intervalo de validez **IOD** siguiente, según se define en 3.5.4.4.1:

$$t_{LT} - L - V \leq t_r \leq t_{LT} - L$$

Nota 1.— *Para satélites **SBAS**, no hay ningún mecanismo de enlace entre los datos de la función telemétrica **GEO** (mensaje de tipo 9) y las correcciones a largo plazo.*

Nota 2.— *Este requisito no implica que el receptor haya de interrumpir el seguimiento del satélite **SBAS**.*

3.5.8.1.2.1 Identificación de satélites **SBAS**. En la adquisición o nueva adquisición de un satélite **SBAS**, el receptor no utilizará datos de satélites **SBAS** a menos que la separación calculada entre la posición del satélite, derivada de sus parámetros de función telemétrica **GEO**, y la derivada del mensaje de almanaque recibido más recientemente del mismo proveedor de servicio dentro de los últimos 15 minutos sea inferior a 200 km.

Nota.— *Esta verificación permite asegurarse de que un receptor no confundirá dos satélites **SBAS** debido a una correlación cruzada durante una adquisición o nueva adquisición.*

3.5.8.1.2.2 El receptor utilizará los datos de integridad o de corrección solamente si el **IODP** asociado a los datos coincide con el **IODP** asociado a la máscara **PRN**.

3.5.8.1.2.3 El receptor utilizará datos ionosféricos proporcionados por el **SBAS** (estimación de retardo vertical **IGP** y **GIVEIi**) solamente si el **IODIk** asociado a esos datos en un mensaje de tipo 26 se adapta al **IODIk** asociado a la máscara de banda **IGP** pertinente transmitida en un mensaje de tipo 18.

3.5.8.1.2.4 El receptor utilizará los datos de integridad más recientemente recibidos respecto a los cuales el **IODFj** es igual a 3 o el **IODFj** coincide con el **IODFj** asociados a los datos de corrección rápida que se estén aplicando (si se proporcionan correcciones).

3.5.8.1.2.5 El receptor aplicará cualquier degradación regional al σ2 i,**UDRE** según lo definido por el mensaje de servicio de tipo 27. Si un mensaje de tipo 27 con un **IODS** nuevo indica un δ**UDRE** superior para emplazamiento del usuario, se aplicará inmediatamente este δ**UDRE** superior. No se aplicará ningún δ**UDRE** inferior en un mensaje de tipo 27 hasta que se haya recibido el conjunto completo de mensajes con el nuevo **IODS**.

3.5.8.1.2.6 El receptor aplicará cualquier degradación de satélite al **σ2** i,**UDRE** según lo definido por el mensaje de matriz de covarianza de reloj-efemérides de tipo 28. El **δUDRE** obtenido de un mensaje de tipo 28 con un **IODP** correspondiente al de la máscara **PRN** se aplicará inmediatamente.

3.5.8.1.2.7 En el caso de una pérdida de cuatro mensajes **SBAS** sucesivos durante una operación de aproximación basada en el **SBAS** con un **HAL** de 40 m o un **VAL** de 50 m o menos, el receptor invalidará todos los datos **UDREI** de ese satélite.

3.5.8.1.2.8 El receptor no utilizará ningún parámetro de datos de radiodifusión después de que hayan expirado, según lo definido en la **Tabla B-56**.

3.5.8.1.2.9 El receptor no utilizará una corrección rápida si Δt para la corrección de cambio de distancia asociada excede del intervalo de expiración para correcciones rápidas, o si la antigüedad del **RRC** excede de **8Δt.**

3.5.8.1.2.10 Se iniciará nuevamente el cálculo del **RRC** si se recibe respecto a tal satélite una indicación de “No utilizar” o “No supervisado”.

Tabla B-56. Intervalos de expiración de datos

Datos	Tipos de mensajes asociados	Expiración en ruta, terminal, NPA	Expiración para aproximación de precisión, APV
Matriz de covarianza de reloj-efemérides	28	360	240
SBAS en modo de prueba	0	N/A	N/A
Máscara PRN	1	600 s	600 s
UDREI	2 a 6, 24	18 s	12 s
Correcciones rápidas	2 a 5, 24	(véase la Tabla B-57)	(véase la Tabla B-57)
Correcciones a largo plazo	24, 25	360 s	240 s
Datos de función telemétrica GEO	9	360 s	240 s
Degradación de corrección rápida	7	360 s	240 s
Parámetros de degradación	10	360 s	240 s
Máscara de retícula ionosférica	18	1 200 s	1 200 s
Correcciones ionosféricas, GIVEI	26	600 s	600 s
Datos de temporización	12	86 400 s	86 400 s
Desplazamiento horario GLONASS	12	600 s	600 s
Datos de almanaque	17	Ninguna	Ninguna
Nivel de servicio	27	86 400 s	86 400 s

Nota.— Se definen los intervalos de expiración desde el fin de la recepción de un mensaje.

Tabla B-57. Evaluación del intervalo de expiración de corrección rápida

Indicador de factor de degradación de corrección rápida (a_{i_i})	Intervalo de expiración NPA para correcciones rápidas (I_{fc})	Intervalo de expiración PA/APV para correcciones rápidas (I_{fc})
0	180 s	120 s
1	180 s	120 s
2	153 s	102 s
3	135 s	90 s
4	135 s	90 s
5	117 s	78 s
6	99 s	66 s
7	81 s	54 s
8	63 s	42 s
9	45 s	30 s
10	45 s	30 s
11	27 s	18 s
12	27 s	18 s
13	27 s	18 s
14	18 s	12 s
15	18 s	12 s

3.5.8.1.2.11 Para aproximaciones de precisión de base **SBAS** u operaciones **APV**, el receptor utilizará solamente satélites cuyos ángulos de elevación sean iguales o superiores a 5 grados.

3.5.8.1.2.12 El receptor no prestará ya apoyo a aproximaciones de precisión de base **SBAS** o a operaciones **APV** utilizando un satélite particular si el **UDREIi** recibido es superior a 12.

3.5.8.2 FUNCIÓN TELEMÉTRICA

3.5.8.2.1 Aproximaciones de precisión y operaciones **APV.** La media cuadrática (1 sigma) de la contribución del error total a bordo al error en una seudodistancia corregida para

un satélite **SBAS** al nivel mínimo de potencia de la señal recibida (Capítulo 3, 3.7.3.4.4.3) en el entorno de interferencias más perjudicial, según lo definido en 3.7 será inferior o igual a 1,8 metros, excluidos los efectos de multitrayectos, los errores residuales troposféricos y los errores residuales ionosféricos.

Nota.— *El elemento de aeronave enlazará los errores ocasionados por multitrayectos y troposféricos (3.5.8.4.1). Para fines de predicción del servicio, se supone que el error de multitrayectos es inferior a 0,6 metros (1 sigma).*

3.5.8.2.2 Operaciones de salida, en ruta, de terminal, y aproximaciones que no son de precisión. La media cuadrática de la contribución total a bordo al error en una seudodistancia corregida para un satélite **SBAS** al nivel mínimo de potencia de la señal recibida (Capítulo 3, 3.7.3.4.4.3) en las condiciones ambientales de interferencia más perjudicial, según lo definido en 3.7, será inferior o igual a 5 metros, excluidos los errores por multitrayectos, troposféricos e ionosféricos.

3.5.8.2.3 Posición del satélite SBAS

3.5.8.2.3.1 Cálculo de la posición. El receptor decodificará el mensaje de tipo 9 y determinará el desplazamiento de fase de código y la posición (XG, YG, ZG) del satélite **SBAS**. 3.5.8.2.3.2 Identificación del satélite **SBAS**. El receptor distinguirá entre satélites **SBAS**.

Nota.— *Este requisito se aplica a una adquisición falsa de un satélite por razón de una correlación cruzada.*

3.5.8.2.4 Datos de almanaque

3.5.8.2.4.1 Deberían utilizarse para adquisición los datos de almanaque proporcionados por el sistema **SBAS**.

Nota.— *La información sobre funcionalidad y estado proporcionada entre los datos de almanaque **GEO** no tiene predominio ni invalida los datos proporcionados en otros mensajes **SBAS**. El uso de los bits 0 a 2 por el equipo de a bordo es opcional; no existen requisitos relativos a su uso.*

3.5.8.3 Función de estado del satélite **GNSS**. El receptor excluirá en la solución de la posición los satélites que se identifiquen por el **SBAS** como “No utilizar”. Si se utiliza la integridad proporcionada por el **SBAS**, no se requerirá que el receptor excluya los satélites **GPS** basado en la bandera de funcionalidad de efemérides proporcionada por el **GPS**, según lo requerido en 3.1.3.1.1 o que excluya los satélites **GLONASS** basado en la bandera de funcionalidad de efemérides proporcionada por el **GLONASS**, según lo requerido en 3.2.3.1.1.

Nota 1.— *En el caso de un satélite designado como marginal o disfuncional por la bandera de funcionalidad de las constelaciones principales de satélite, el **SBAS** puede radiodifundir correcciones de efemérides y de reloj que permitan al usuario continuar utilizando el satélite.*

Nota 2.— *Si se utilizan satélites identificados como “No supervisados” por el **SBAS**, en la solución de la posición, el **SBAS** no proporciona la función de integridad. Pueden utilizarse el **ABAS** o **GBAS**, si se dispone de los mismos, para proporcionar la función de integridad.*

3.5.8.4 FUNCIONES DIFERENCIALES BÁSICAS Y PRECISAS

3.5.8.4.1 Exactitud telemétrica de las constelaciones principales de satélites. La media cuadrática (1 sigma) de la contribución total a bordo al error en una seudodistancia corregida respecto a un satélite **GPS** a los niveles mínimo y máximo de potencia de la señal recibida (Capítulo 3, 3.7.3.1.7.4) en las condiciones ambientales de interferencia más perjudiciales, según lo definido en 3.7 será inferior o igual a 0,36 metros para el nivel de señal mínimo y a 0,15 metros para el nivel máximo,

excluidos los efectos de multitrayectos, los errores residuales troposféricos y los errores residuales ionosféricos. La media cuadrática de la contribución total a bordo al error en una seudodistancia corregida para un satélite **GLONASS** al nivel mínimo de potencia de la señal recibida (Capítulo 3, 3.2.5.4) en las condiciones ambientales de interferencia más perjudiciales, según lo definido en 3.7, será inferior o igual a 0,8 metros, excluidos los errores residuales por multiproyectos, troposféricos e ionosféricos.

3.5.8.4.2 Aproximaciones de precisión y operaciones APV

3.5.8.4.2.1 El receptor obtendrá datos de corrección e integridad para todos los satélites en la solución de posición de la misma señal del **SBAS** (código **PRN**).

3.5.8.4.2.2 El receptor calculará y aplicará correcciones a largo plazo, correcciones rápidas, correcciones de seudodistancia y las correcciones ionosféricas de radiodifusión. Para los satélites **GLONASS**, las correcciones ionosféricas recibidas del **SBAS** se multiplicarán por el cuadrado de la relación de las frecuencias **GLONASS** a **GPS** (**fGLONASS/fGPS**) 2 .

3.5.8.4.2.3 El receptor utilizará una solución de posición de mínima cuadrática ponderada.

3.5.8.4.2.4 El receptor aplicará un modelo troposférico tal que los errores residuales de seudodistancia tengan un valor medio (μ) inferior a 0,15 metros y una desviación de 1 sigma inferior a 0,07 metros.

Nota.— *Se elaboró un modelo que satisface este requisito. Se proporciona orientación en el* ***Adjunto D, 6.5.4****.*

3.5.8.4.2.5 El receptor calculará y aplicará niveles de protección horizontal y vertical definidos en 3.5.5.6. En este cálculo, σi,tropo será:

$$\frac{1{,}001}{\sqrt{0{,}002001 + \text{sen}^2(\theta_i)}} \times 0{,}12 \text{ m}$$

siendo θ_i el ángulo de elevación la i$^{-ésima}$ del satélite.

Además, σi,air satisfará la condición de que una distribución normal de media a cero y una desviación normal igual a σi,airr limitan la distribución de errores para los errores residuales de seudodistancia de la aeronave en la forma siguiente:

$$\int_{y}^{\infty} f_i(x)dx \leq Q\left(\frac{y}{\sigma}\right) \text{ para cualquier } \frac{y}{\sigma} \geq 0 \text{ y}$$

$$\int_{-\infty}^{-y} f_i(x)dx \leq Q\left(\frac{y}{\sigma}\right) \text{ para cualquier } \frac{y}{\sigma} \geq 0$$

siendo:

fi(x) = función de densidad de probabilidad del error residual de seudodistancia de aeronave y

$$Q(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{x}^{\infty} e^{-\frac{t^2}{2}} dt$$

Nota.— *El margen normalizado para multitrayectos a bordo definido en 3.6.5.5.1 puede ser utilizado para limitar los errores de multitrayectos.*

3.5.8.4.2.6 Los parámetros que definen la trayectoria de aproximación para una sola aproximación de precisión o **APV** figurarán en el bloque de datos **FAS**.

Nota 1.— *La trayectoria del **FAS** es una línea en el espacio definida por el punto de umbral de aterrizaje/punto de umbral ficticio **(LTP/FTP**), punto de alineación de la trayectoria de vuelo (**FPAP**), altura de franqueamiento del umbral (**TCH**) y ángulo de trayectoria de planeo (**GPA**). El plano horizontal local para la aproximación es un plano perpendicular a la vertical local que pasa por el **LTP/FTP** (es decir, tangente al elipsoide en el **LTP/FTP**. La vertical local para la aproximación es normal al elipsoide **WGS-84** en el **LTP/FTP**. El punto de intersección de la trayectoria de planeo (**GPIP**) es aquél en que la trayectoria de aproximación final corta al plano horizontal local.*

Nota 2.— *Para el **SBAS**, los bloques de datos **FAS** se almacenan en las bases de datos de a bordo. El formato de los datos para la validación de la verificación de redundancia cíclica se indica en el Adjunto D, 6.6 y difiere del bloque de datos **FAS** del **GBAS** indicado en 3.6.4.5.*

3.5.8.4.2.6.1 Los parámetros **SBAS L1** del bloque de datos **FAS** serán los siguientes (véase la **Tabla B-57A):**

Nota 1. — *Véanse en 3.5.15.3.5 las definiciones de tipo de operación, ID de proveedor de servicio **SBAS** y designador de actuación de aproximación aplicable a los receptores **SBAS DFMC**.*

Nota 2. — *Los "receptores **SBAS L1**" son los receptores que cumplen las especificaciones de **RTCA/DO-229**.*

Tipo de operación: procedimiento de aproximación directa u otros tipos de operación aplicables a los receptores **SBAS L1**.

Codificación: 0 = procedimiento de aproximación directa

1 a 15 = libre (extra)

ID de proveedor de servicio **SBAS**: indicará el proveedor del servicio asociado a este bloque de datos **FAS**.

Codificación:

0-13 = Véase la Tabla B-27.

14 = bloque de datos **FAS** que debe utilizarse solamente con **GBAS**.

15 = bloque de datos **FAS** que puede utilizarse con cualquier proveedor de servicio **SBAS**.

ID de aeropuerto: designador de tres o cuatro letras utilizado para designar un aeródromo.

Codificación: Se codifica cada caracter utilizando los 6 bits inferiores de su representación en IA-5. Para cada caracter, b1 se transmite en primer lugar y se adjuntan 2 bits cero después de b6 de forma que se transmitan 8 bits para cada caracter. Solamente se utilizan mayúsculas, dígitos numéricos y IA-5 "espacio". Se transmite en primer lugar el caracter más a la derecha. Para una ID de aeropuerto de tres caracteres, el caracter más a la derecha (primero transmitido) será IA-5 "espacio".

Número de pista: orientación de la pista, curso de aproximación final respecto al punto en el espacio o curso según el procedimiento únicamente de circuito SBAS redondeado a los 10° más cercanos y reducido a dos caracteres.

Codificación: 01 a 36 = número de pista

Nota.— *Para operaciones de helipuerto, el valor del número de pista es el número entero que se aproxime más a una décima parte del curso de la aproximación final, excepto cuando dicho número entero sea cero, en cuyo caso el número de pista es 36.*

Tabla B-57A. Bloque de datos del tramo de aproximación final (FAS)

Contenido de datos	Bits usados	Gama de valores	Resolución
Tipo de operación	4	0 a 15	1
ID de proveedor de servicio SBAS	4	0 a 15	1
ID de aeropuerto	32	—	—
Número de pista	6	01 a 36	1
Letra de pista	2	—	—
Designador de performance de aproximación	3	0 a 7	1
Indicador de ruta	5	—	—
Selector de datos para trayectoria de referencia	8	0 a 48	1
Identificador de trayectoria de referencia	32	—	—
Latitud de LTP/FTP	32	±90,0°	0,0005 segarc
Longitud de LTP/FTP	32	±180,0°	0,0005 segarc
Altura de LTP/FTP	16	−512,0 a 6 041,5 m	0,1 m
Latitud de ΔFPAP	24	±1,0°	0,0005 segarc
Longitud de ΔFPAP	24	±1,0°	0,0005 segarc
TCH de aproximación *(Nota 1)*	15	0 a 1 638,35 m o (0 a 3 276,7 ft)	0,05 m o (0,1 ft)
Selector de unidades TCH de aproximación	1	—	—
Ángulo de trayectoria de planeo (GPA)	16	0 a 90,0°	0,01°
Anchura de curso	8	80,0 a 143,75 m	0,25 m
Desplazamiento de longitudΔ	8	0 a 2 032 m	8 m
Límite de alerta horizontal (HAL)	8	0 a 51,0 m	0,2 m
Límite de alerta vertical (VAL*) (Nota 2)*	8	0 a 51,0 m	0,2 m
CRC de tramo de aproximación final	32	—	—

Nota 1.— *La información puede proporcionarse en pies o en metros, según lo indicado en el selector de unidades TCH de aproximación.*

Nota 2.— *Cuando VAL es 0, significa que las desviaciones verticales no se emplearán (es decir, una aproximación únicamente con guía lateral). Esto no impide que se proporcione guía vertical de asesoramiento para tales aproximaciones; véase FAA AC 20-138.*

Letra de pista: designador de una letra utilizado, según corresponda, para distinguir entre pistas paralelas.

Codificación: 0 = ninguna letra
1 = R (derecha)
2 = C (centro)
3 = L (izquierda)

Designador de actuación de aproximación: este campo no se utilizará para receptores SBAS L1.

Indicador de ruta: “espacio en blanco” o identificador de una letra utilizado para distinguir entre múltiples procedimientos al mismo extremo de pista.

Nota.— *Los procedimientos se consideran diferentes aunque sólo difieran por el tramo de aproximación final.*

Codificación: La letra se codifica utilizando los bits b1 a b5 de su representación en IA-5. El bit b1 se transmite en primer lugar. Solamente se utilizan

mayúsculas, excluidas “I” y “O”, o “espacio” (espacio en blanco) IA-5. El espacio en blanco indica que hay un solo procedimiento al extremo de pista. Para múltiples procedimientos al mismo extremo de pista, el indicador de ruta se codifica utilizando una letra a partir de Z y retrocediendo en el alfabeto para procedimientos adicionales.

Selector de datos de trayectoria de referencia (RPDS): este campo no se utiliza para SBAS.

Identificador de trayectoria de referencia (RPI): cuatro caracteres utilizados para designar inequívocamente la trayectoria de referencia; consisten en tres caracteres alfanuméricos más un espacio en blanco o cuatro caracteres alfanuméricos.

Nota.— *La mejor práctica de la industria ajusta la codificación del segundo y tercer caracteres con el número de pista codificado. El último carácter es una letra a partir de A o un “espacio en blanco”.*

Codificación: Se codifica cada carácter utilizando los bits b1 a b6 de su representación en IA-5. Para cada carácter, b1 se transmite en primer lugar y se adjuntan 2 bits cero después de b6 de forma que se transmitan 8 bits para cada carácter. Solamente se utilizan mayúsculas, dígitos numéricos y IA-5 “espacio”. Se transmite en primer lugar el carácter más a la derecha. Para un identificador de trayectoria de referencia de tres caracteres, el carácter más a la derecha (primero transmitido) será IA-5 “espacio”.

Nota.— *El LTP/FTP es un punto por encima del cual pasa la trayectoria FAS a una altura por encima de la altura LTP/FTP definida por la TCH.*

Latitud LTP/FTP: latitud del punto LTP/FTP en segundos de arco.

Codificación: un valor positivo denota latitud norte.
un valor negativo denota latitud sur.

Longitud de LTP/FTP: longitud del punto LTP/FTP en segundos de arco.

Codificación: un valor positivo denota longitud este.
un valor negativo denota longitud oeste.

Altura LTP/FTP: altura del LTP/FTP por encima del elipsoide WGS-84.

Codificación: Este campo se codifica como un número de punto fijo sin signo con un desplazamiento de –512 m. Un valor de cero en este campo coloca al LTP/FTP 512 m por debajo del elipsoide terrestre.

Nota.— *El FPAP es un punto a la misma altura que el LTP/FTP utilizado para definir la alineación de la aproximación. El origen de las desviaciones angulares en sentido lateral se define como 305 m (1 000 ft) más allá del FPAP a lo largo de la trayectoria FAS lateral. Para una aproximación alineada con la pista, el FPAP está en el extremo de parada de la pista o más allá.*

Latitud ΔFPAP: diferencia de latitud del FPAP de la pista respecto al LTP/FTP en segundos de arco.

Codificación: Un valor positivo denota que la latitud del FPAP está al norte de la latitud del LTP/FTP.
Un valor negativo denota que la latitud del FPAP está al sur de la latitud del LTP/FTP.

Longitud ΔFPAP: diferencia de longitud del FPAP de la pista respecto al LTP/FTP en segundos de arco.

Codificación: Un valor positivo denota que la longitud del FPAP está al este de la longitud del LTP/FTP.
Un valor negativo indica que la longitud del FPAP está al oeste de la longitud del LTP/FTP.

TCH de aproximación: altura de la trayectoria del FAS por encima del LTP/FTP definida en pies o metros según lo indicado por el selector de unidades TCH.

Selector de unidades TCH de aproximación: las unidades utilizadas para describir la TCH.
Codificación: 0 = pies
1 = metros

Anchura de curso: desplazamiento lateral respecto a la trayectoria definida por el FAS en el LTP/FTP en que se obtiene la deflexión de escala completa de un indicador de desviación de curso.

Codificación: Se codifica este campo como un número de punto fijo sin signo con un desplazamiento de 80 m. Un valor de cero en este campo indica una anchura de curso de 80 m en el LTP/FTP.

Desplazamiento de longitudΔ: distancia desde el extremo de parada de la pista hasta el FPAP.

Codificación: 1111 1111 = no se proporciona.

HAL: Límite de alarma horizontal que debe utilizarse durante la aproximación (en metros).

VAL: Límite de alarma vertical que debe utilizarse durante la aproximación (en metros).

CRC de tramo de aproximación final: CRC de 32 bits que se adjunta al extremo de cada bloque de datos FAS para asegurar la integridad de los datos de aproximación. Se calculará la CRC del tramo de aproximación final de 32 bits de conformidad con 3.9. La longitud del código CRC será de k = 32 bits.

El polinomio generador de CRC será:

$$G(x) = x^{32} + x^{31} + x^{24} + x^{22} + x^{16} + x^{14} + x^{8} + x^{7} + x^{5} + x^{3} + x + 1$$

El campo de información CRC M(x) será:

$$M(x) = \sum_{i=1}^{288} m_i \, x^{288-i} = m_1 x^{287} + m_2 x^{286} + \ldots + m_{288} x^{0}$$

Se formará M(x) a partir de todos los bits del bloque de datos FAS asociado, excluida la CRC. Se dispondrán los bits en el orden transmitido de forma que m1 corresponda al LSB del campo de tipo de operación y m288 al MSB del campo de límite de alarma vertical (VAL). La CRC se pondrá en un orden tal que r1 sea el LSB y r32 el MSB.

3.5.8.4.2.6.2 Para las aproximaciones de precisión y operaciones APV, la ID del proveedor de servicio radiodifundida en el mensaje de tipo 17 será idéntica a la ID del proveedor de servicio que figura en el bloque de datos FAS, excepto si la ID es igual a 15 en el bloque de datos FAS.

Nota.— *Si la ID del proveedor de servicio en el bloque de datos FAS es igual a 15, entonces puede utilizarse cualquier proveedor de servicio. Si la ID del proveedor de servicio en el bloque de datos FAS es igual a 14, entonces no pueden utilizarse para la aproximación las correcciones diferenciales precisas del SBAS.*

3.5.8.4.2.6.3 Exactitud de los puntos de datos FAS del SBAS. El error de levantamiento de todos los puntos de datos FAS, respecto a WGS-84, será inferior a 0,25 m en sentido vertical y a 1 m en sentido horizontal.

3.5.8.4.3 Operaciones de salida, en ruta, de terminal y aproximaciones que no son de precisión.

3.5.8.4.3.1 El receptor calculará y aplicará las correcciones a largo plazo, las correcciones rápidas y las correcciones de cambio de distancia.

3.5.8.4.3.2 El receptor calculará y aplicará las correcciones ionosféricas.

Nota.— *En 3.1.2.4 y 3.5.5.5.2 se proporcionan dos métodos de calcular las correcciones ionosféricas.*

3.5.8.4.3.3 El receptor aplicará un modelo troposférico tal que los errores residuales de seudodistancia tengan un valor medio (μ) inferior a 0,15 metros y una desviación normal inferior a 0,07 metros.

Nota.— *Se elaboró un modelo que satisface este requisito. Se proporciona orientación en el Adjunto D, 6.5.4.*

3.5.8.4.3.4 El receptor calculará y aplicará los niveles de protección horizontal y vertical definidos en 3.5.5.6. En este cálculo σtropo se obtendrá ya sea a partir de la fórmula que figura en 3.5.8.4.2.5, que puede usarse para ángulos de elevación no inferiores a 4º, o de la fórmula alternativa que aparece a continuación, que puede usarse para ángulos de elevación no inferiores a 2º.

$$\frac{1{,}001}{\sqrt{0{,}002001 + \text{sen}^2(\theta_i)}} \times \left(1 + 0{,}015 \times \left(\max(0, 4 - \theta_i)\right)^2\right) \times 0{,}12 \text{ m}$$

siendo θ_i el ángulo de elevación la $i^{\text{ésima}}$ del satélite.

Además, σi,air satisfará la condición de que una distribución normal de media a cero y una desviación normal igual a σi,air limitan la distribución de errores para los errores residuales de seudodistancia de la aeronave en la forma siguiente:

$$\int_{y}^{\infty} f_i(x)dx \le Q\left(\frac{y}{\sigma}\right) \text{ para cualquier } \frac{y}{\sigma} \ge 0 \text{ y}$$

$$\int_{-\infty}^{-y} f_i(x)dx \le Q\left(\frac{y}{\sigma}\right) \text{ para cualquier } \frac{y}{\sigma} \ge 0$$

siendo:

$f_i(x) =$ función de densidad de probabilidad del error residual de seudodistancia de aeronave y

$$Q(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{x}^{\infty} e^{-\frac{t^2}{2}} dt$$

Nota.— *El margen normalizado para multitrayectos a bordo definido en 3.6.5.5.1 puede ser utilizado para limitar los errores de multitrayectos*

3.5.8.4.4 Para operaciones de salida, en ruta, de terminal y aproximaciones que no son de precisión, el receptor debería utilizar las correcciones ionosféricas de radiodifusión, de disponer de las mismas, y un modelo troposférico con actuación igual a la especificada en 3.5.8.4.3.

3.5.9 CARACTERÍSTICAS DE RF DE LA SEÑAL L5 DE SBAS

3.5.9.1 *Estabilidad de frecuencia portadora.* La estabilidad a corto plazo de la frecuencia portadora de L5 (raíz cuadrada de la varianza de Allan) a la salida de la antena de

transmisión del satélite será de 6,7 × 1011 o mejor por un período de 1 a 10 segundos.

3.5.9.2 *Ruido de fase de portadora.* La densidad espectral de ruido de fase de la portadora no modulada será tal que un bucle de enganche de fase con una anchura de banda de ruido unilateral de 10 Hz sea capaz de rastrear la portadora con una exactitud de 0,1 radianes (1 sigma).

3.5.9.3 *Emisiones no esenciales.* La potencia de las emisiones no esenciales será como mínimo 40 dB inferior a la potencia de la portadora no modulada en todas las frecuencias.

3.5.9.4 *Coherencia de código/frecuencia portadora.*

3.5.9.4.1 Para la L5, la tasa de cambio de código menos portadora será inferior a 0,5 metros/segundo.

3.5.9.4.2 Para los satélites telemétricos SBAS DFMC:

Nota. — *Para una descripción de los filtros adaptadores que deben usarse para los siguientes requisitos, véanse los párrafos 3.5.1.1 y 3.5.1.2.*

3.5.9.4.2.1 La media cuadrática sobre 3 600 segundos de la diferencia entre la pseudodistancia del código de L5 y la pseudodistancia del código de L5 tras aplicarle una adaptación a portadora de 10 segundos a la pseudodistancia basada en el código será inferior a 0,200 metros.

3.5.9.4.2.2 La media cuadrática sobre 86 400 segundos de la diferencia entre la pseudodistancia del código de L5 y la pseudodistancia del código de L5 tras aplicarle una adaptación a portadora de 100 segundos a la seudodistancia basada en el código será inferior a 0,255 metros.

3.5.9.4.2.3 La media cuadrática sobre 3 600 segundos de la diferencia entre la pseudodistancia del código de L1 y la pseudodistancia del código de L1 tras aplicarle una adaptación a portadora de 10 segundos a la seudodistancia basada en el código será inferior a 0,15 metros.

3.5.9.4.2.4 La media cuadrática sobre 86 400 segundos de la diferencia entre la pseudodistancia del código de L1 y la pseudodistancia del código de L1 tras aplicarle una adaptación a portadora de 100 segundos a la pseudodistancia basada en el código será inferior a 0,19 metros.

3.5.9.4.2.5 *Coherencia fraccionaria de corto plazo código/frecuencia portadora entre L1 y L5.* En las señales L1 y L5 que radiodifunde un satélite de telemetría SBAS, el valor de la media cuadrática sobre 3 600 segundos de la diferencia entre la pseudodistancia libre de ionosfera y la pseudodistancia libre de ionosfera tras aplicarle una adaptación a portadora de 10 segundos a la combinación de la pseudodistancia libre de ionosfera de L1 y L5 será inferior a 0,29 metros.

3.5.9.4.2.6 *Coherencia fraccionaria de largo plazo código/frecuencia portadora entre L1 y L5.* En las señales L1 y L5 que radiodifunde un satélite de telemetría SBAS, el valor de la media cuadrática sobre 86 400 segundos de la diferencia entre la seudodistancia libre de ionosfera y la seudodistancia libre de ionosfera tras aplicarle una adaptación a portadora de 100 segundos a la combinación de la seudodistancia libre de ionosfera de L1 y L5 será inferior a 0,37 metros.

3.5.9.5 *Pérdida de correlación.* La pérdida de potencia de la señal recuperada por imperfecciones en la modulación de la señal y la distorsión de la forma de onda no excederá de 1 dB.

Nota.— *La pérdida de correlación se define como la razón de las potencias de salida de un correlacionador perfecto en dos casos:*

a) la señal SBAS L5 efectivamente recibida correlacionada por referencia a un ruido seudoaleatorio no filtrado perfecto; y

b) una señal de ruido pseudoaleatorio no filtrado perfecto normalizada a la misma potencia total que la señal SBAS del caso a) y correlacionada por referencia a un ruido pseudoaleatorio no filtrado perfecto.

3.5.9.6 *Desviación de fase máxima del código.* La señal L5 transmitida no se desviará de la hora equivalente en la red SBAS (SNT) para el SBAS DFMC en más de ±210 segundos.

3.5.9.7 *Coherencia de código/datos. Cada símbolo de 2 milisegundos estará sincronizado con una de cada dos épocas de código.*

3.5.9.8 *Sincronización de mensaje. El borde anterior del primer símbolo que depende del primer bit del mensaje actual se radiodifundirá desde el satélite SBAS en sincronización con una época de 1 segundo de SNT para SBAS DFMC.*

Nota.— *La referencia horaria de SNT se proporciona en el mensaje de tipo 37, como se describe en 3.5.11.5.*

3.5.9.9 *Codificación convolucional y bi-binaria.*

3.5.9.9.1 *Codificación convolucional.* El tren de datos de 250 bits por segundo se codificará a razón de 2 símbolos por bit mediante un código convolucional limitado a una longitud de 7 para producir 500 símbolos por segundo. Se aplicará la disposición de la lógica de codificación convolucional que se ilustra en la Figura B-11, seleccionando la salida G3 para la primera mitad de cada período de bits de datos de cuatro milisegundos.

3.5.9.9.2 *Codificación bi-binaria.* Además de la codificación convolucional que se detalla en el párrafo 3.5.9.9.1, el canal de datos de 500 símbolos por segundo codificados por convolución volverá a tener una codificación bi-binaria, de manera que el símbolo “0” se convierta en el par “01” y el símbolo “1” se convierta en el par “10”, resultando en un canal de datos que opere a 1 kHz.

Nota.— *Véase el Adjunto D, Sección 6.4.4.*

3.5.9.10 *Códigos de ruido seudoaleatorio (PRN) para L5.* Cada código PRN será un código de 10 230 bits y se le añadirá el Módulo-2 con el tren de datos del mensaje de navegación generado en el párrafo 3.5.9.9.2.

Nota.— *En IS-GPS-705F se brinda información adicional sobre el código PRN.*

El estado inicial del registro de desplazamiento XA será “1111111111111”, y el estado inicial del registro Xbi será el que se ilustra en la Tabla B-89.

Tabla B-89. Códigos PRN de la señal L5 del SBAS

Número de código PRN	Estado inicial del código XB (Canal I) (Nota 1)	Avance de código XB (chips) (Canal I) (Nota 2)
120	1101001100010	2 797
121	1100011001100	934
122	1000011000101	3 023
123	1111011011011	3 632
124	0000001100100	1 330
125	1101110000101	4 909
126	1100001000010	4 867
127	0001101001101	1 183
128	1010100101011	3 990
129	1111011110100	6 217
130	1111111101100	1 224
131	0000010000111	1 733
132	1111110000010	2 319
133	0011100111011	3 928
134	1101100010101	2 380
135	0101011111011	841
136	0001100011011	5 049
137	0001101110111	7 027
138	1110011110000	1 197
139	0111100011111	7 208
140	0011101110000	8 000
141	1111001001000	152
142	0001101110010	6 762
143	0101100111100	3 745
144	0010010111101	4 723
145	1101110110011	5 502
146	0011110011111	4 796
147	1001010101111	123
148	0111111101111	8 142
149	0000100100001	5 091
150	1110001101011	7 875
151	1111010010001	330
152	1011010111101	5 272
153	0001101110000	4 912
154	0000010111100	374
155	0100101111100	2 045
156	1110110111010	6 616
157	1101110101011	6 321
158	1101000110001	7 605

3.5.10 ESTRUCTURA DE DATOS DE LA SEÑAL L5 DEL SBAS

Nota.— *Los mensajes que se radiodifunden para usarlos con el servicio SBAS DFMC son independientes de los destinados al servicio SBAS L1. La información radiodifundida por la señal L5 del SBAS se usa únicamente para las soluciones del servicio SBAS DFMC que usan mediciones de doble frecuencia de constelaciones principales.*

3.5.10.1 *Sumario del formato.* Todos los mensajes tendrán un preámbulo, un identificador de tipo de mensaje, un campo de datos y una verificación cíclica de redundancia, según se ilustra en la Figura B-21.

3.5.10.2 *Preámbulo.* Para la señal L5, el preámbulo constará de la secuencia de bits "0101 1100 0110 1001 0011 1010" distribuidos en seis bloques sucesivos. El principio de cada preámbulo de 24 bits estará sincronizado con la hora del día SNT en segundos de Módulo 6.

3.5.10.3 *Identificador de tipo de mensaje.* El identificador de tipo de mensaje L5 será un valor de 6 bits por el que se identifique el tipo de mensaje, como se define en la Tabla B-90. El identificador de tipo de mensaje se transmitirá con el MSB en primer lugar.

Tabla B-90. Tipos de mensaje transmitidos en L5

Tipo de mensaje L5	Contenido
0	"No utilizar" – contenido para servicio SBAS DFMC únicamente
1-30	Extra
31	Máscara de satélites SBAS
32	Correcciones y matriz de covarianza de efemérides-reloj
33	Extra
34, 35, 36	Información de integridad (DFREI y DFRECI)
37	Parámetros de degradación y tabla de escala
38	Extra
39	Reloj-efemérides y matriz de covarianza de satélites SBAS - 1
40	Reloj-efemérides y matriz de covarianza de satélites SBAS - 2
41	Extra
42	Desplazamiento por conversión de SNT a UTC
43-46	Extra
47	Almanaques de satélites SBAS
48-61	Extra
62	Reservado – Contenido para servicio SBAS DFMC únicamente
63	Mensaje nulo – Contenido para servicio SBAS DFMC únicamente
Nota.— *Los mensajes en L1 (Tabla B-24) se usan con el servicio SBAS L1 y los mensajes en L5 (Tabla B-90) se usan con el servicio SBAS DFMC. Los mensajes de tipos 0, 62 y 63 se usan independientemente en ambos servicios, SBAS L1 y SBAS DFMC, y su contenido únicamente se aplica a su respectivo servicio.*	

3.5.10.4 *Campo de datos.* El campo de datos de L5 será de 216 bits según lo definido en 3.5.13. Cada parámetro de campo de datos será transmitido con MSB en primer lugar.

3.5.10.5 *Verificación por redundancia cíclica (CRC)*. El código CRC de mensaje SBAS en L5 se calculará de conformidad con 3.9.

3.5.10.5.1 La longitud del código CRC será de k = 24 bits.

3.5.10.5.2 El polinomio generador de CRC tendrá la siguiente expresión:

$$G(x) = x^{24} + x^{23} + x^{18} + x^{17} + x^{14} + x^{11} + x^{10} + x^{7} + x^{6} + x^{5} + x^{4} + x^{3} + x + 1$$

3.5.10.5.3 El campo de información de CRC, M(x), tendrá la siguiente expresión:

$$M(x) = \sum_{i=1}^{226} m_i x^{226-i} = m_1 x^{225} + m_2 x^{224} + \ldots + m_{226} x^0$$

3.5.10.5.4 Se formará M(x) a partir del preámbulo de mensaje SBAS de 4 bits, del identificador de tipo de mensaje de 6 bits, y el campo de datos de 216 bits. Los bits se colocarán en el orden transmitido desde el satélite SBAS, de forma que m1 corresponda al primer bit transmitido del preámbulo y m226 corresponda al bit 216 del campo de datos.

3.5.10.5.5 Los r bits del código de CRC se ordenarán de forma que r1 sea el primer bit transmitido y r24 sea el último bit transmitido.

3.5.11 Contenido de datos de SBAS DFMC

3.5.11.1 *Parámetros de máscara de satélites.* Los parámetros de máscara de satélites serán los siguientes:

Máscara de satélites SBAS: La máscara de satélites será un conjunto de 214 bits donde cada bit representa un satélite específico, como se muestra en la Tabla B-91, y el valor de ese bit indicará si ese satélite proporciona o no aumentación. Se radiodifundirá en el mensaje de tipo 31.

Nota. — *La máscara de satélites puede abarcar hasta 92 satélites de los 214 satélites que están disponibles para recibir aumentación.*

Número de posición orbital del satélite: número único que representa una posición específica en la máscara de satélites SBAS (las posiciones van del 1 al 214) asignada a un satélite específico para el cual se puede proporcionar aumentación.

Nota 1. — *El primer bit transmitido de la máscara de satélites corresponde al código PNR de GPS número 1.*

Nota 2. — *Este parámetro también se radiodifunde en los mensajes de tipo 32 para identificar al satélite al que se aplican las correcciones.*

Tabla B-91. Distribución de números de posición orbital de satélites

Número de posición orbital de satélite	Lógica de distribución
1 – 32	PRN GPS
33 – 37	Reservado (GPS)
38 – 69	Número de ID GLONASS más 37
70 – 74	Reservado (GLONASS)
75 – 110	Identificador de vehículo espacial Galileo más 74
111	Reservado (Galileo)
112 – 119	Extra
120 – 158	PRN SBAS GEO
159 – 195	Número de código telemétrico BDS más 158
196 – 207	Reservado
208 – 214	Extra

Nota 1.— Un SBAS puede aumentar diferentes conjuntos de satélites para suministrar el servicio SBAS L1 y el servicio SBAS DFMC.

Nota 2.— "Reservado" significa que el número de posición orbital no se ha distribuido aún pero está previsto distribuirlo a una constelación específica de satélites.

Señales satelitales con aumentación SBAS: las normas de SBAS DFMC permitirán la aumentación de la combinación libre de ionosfera de la siguiente señal por cada constelación principal:

a) para GPS: la señal L1 C/A de GPS (que se describe en el Capítulo 3, 3.7.3.1.1.8 y 3.1.1.1.1) y la señal L5-Q de GPS (que se describe en el Capítulo 3, 3.7.3.1.8 y 3.1.1.1.4). Los datos de LNAV en GPS L1C/A se usarán en modo de solución de posición SBAS DFMC;

b) para GLONASS: la señal L1 OC de GLONASS (que se describe en el Capítulo 3, 3.7.3.1.2.10 y 3.1.2.1.5) y la señal L3 OC de GLONASS (que se describe en el Capítulo 3, 3.7.3.1.2.9 y 3.1.2.1.5). Los datos en GLONASS L1 OC se usarán en modo de solución de posición SBAS DFMC;

c) para Galileo: la señal E1-C de Galileo (que se describe en el Capítulo 3, 3.7.3.1.3.11 y 3.1.3.1.1.2) y la señal E5a-Q de Galileo (que se describe en el Capítulo 3, 3.7.3.1.3.11 y 3.1.3.1.1.3). Los datos de FNAV en Galileo E5a-I se usarán en modo de solución de posición SBAS DFMC;

d) para BDS: la señal B1C de BDS (que se describe en el Capítulo 3, 3.7.3.1.4.9 y 3.1.4.1.1.3) y la señal B2a de BDS (que se describe en el Capítulo 3, 3.7.3.1.4.10 y 3.1.4.1.1.4). Los datos de B-CNAV2 en B2a de BDS se usarán en modo de solución de posición SBAS DFMC; y

e) para SBAS: la señal L1 de SBAS (que se describe en 3.5.2) y la señal L5 de SBAS (que se describe en 3.5.9). Los datos radiodifundidos en SBAS L5 se usarán en modo de solución de posición SBAS DFMC.

Valor de posición orbital de satélite: indicación binaria correspondiente a cada posición orbital de satélite que indica si se proporciona corrección y datos de integridad para el satélite.

Codificación: 0 = no se proporcionan datos

1 = se proporcionan datos

Índice de posición aumentada: número en la secuencia de valores de posición orbital de satélites que se fija en “1” (1 a 92) en la máscara de satélites SBAS.

Nota.— *El índice de posición aumentada es “1” para el número más bajo de posición orbital de satélite que tiene como valor “1”.*

Expedición de datos – máscara (IODM): indicador que se proporciona en los mensajes de tipo 31, 34, 35 y 36 para asociar los datos de integridad proporcionados en los mensajes de tipo 34, 35 y 36 con los índices de posición de aumentación del mensaje de tipo 31 que tiene la misma IODM.

3.5.11.2 *Parámetros de corrección y matriz de covarianza de reloj-efemérides. Los parámetros de función de corrección de reloj-efemérides y matriz de covarianza serán los siguientes:*

Número de posición orbital de satélite: véase 3.5.11.1.

Expedición de datos – navegación (IODN): indicador de 10 bits transmitido en mensajes de tipo 32 que asocia las correcciones de reloj y efemérides de un satélite con los datos de efemérides que radiodifunde ese satélite. La IODN de un satélite dado coincide con la siguiente información (IOD) que radiodifunde el mismo satélite:

a) para GPS: Parámetro IODC (3.1.1.1.3.1.4) en el mensaje LNAV L1;

b) para GLONASS: parámetro tb (3.1.2.1.3.1) en las cadenas de mensajes de navegación de tipo 10, 31, 32 de L1OC;

c) para Galileo: Parámetro IODnav (3.1.3.1.3.7) en el mensaje F/NAV;

d) para BDS: Parámetro IODC (3.1.4.1.3.2.4.2) en el mensaje B-CNAV2; y

e) para SBAS: Parámetro IODG (3.5.11.5) en los mensajes de tipo 39/40.

Correcciones de parámetros de órbita y reloj: Los parámetros de órbita se definirán de la siguiente forma:

δx(ECEF): corrección de efemérides del eje X en las coordenadas ECEF WGS84;

δy(ECEF): corrección de efemérides del eje Y en las coordenadas ECEF WGS84;

δz(ECEF): corrección de efemérides del eje Z en las coordenadas ECEF WGS84;

δB(EC*EF): corrección del desplazamiento del reloj expresado en metros;*

δẋ(ECEF): corrección de velocidad de efemérides del eje X en las coordenadas ECEF WGS84;

δẏ(ECEF): corrección de velocidad de efemérides del eje Y en las coordenadas ECEF WGS84;

δż(ECEF): corrección de velocidad de efemérides del eje Z en las coordenadas ECEF WGS84;

δḂ(ECEF): corrección de error por deriva de reloj expresado en metros por segundo; y

tD: tiempo de aplicabilidad de los parámetros δx, δy, δz, δB, δẋ, δẏ, δż y δḂ expresado en segundos del día (véase el Adjunto D, 6.7.11).

Exponente de escala: término empleado para calcular el factor de escala utilizado para codificar los elementos de factorización de Cholesky.

Elementos de factorización de Cholesky (Ei,j): elementos de una matriz triangular superior que comprime la información en la matriz de covarianza de reloj y efemérides. Estos elementos se utilizan para calcular el factor de ubicación de usuario (δDFREI) como función de la posición del usuario (véase 3.5.12.4.1).

Indicador de error telemétrico en doble frecuencia (DFREI): indicador de 4 bits del valor del error telemétrico en doble frecuencia (DFRE), donde en una gama de 0 a 15 el valor 15 corresponde a "No utilizar con SBAS".

Nota 1.— *Para los demás valores (0 a 14), en 3.5.11.4 se presenta la tabla que define la correspondencia entre los valores de DFREI y la desviación normal (σDFRE, en metros).*

Nota 2.— *Los valores de desviación normal radiodifundidos (dentro de las gamas permitidas que se definen en 3.5.11.4) dependen del SBAS.*

δRCORR: multiplicador del parámetro de degradación de primer grado.

Nota.— *Todos los parámetros se radiodifunden en el mensaje de tipo 32.*

3.5.11.3 Parámetros del mensaje de integridad. Los parámetros del mensaje de integridad consistirán de:

Indicador de cambio de error telemétrico en doble frecuencia (DFRECI): indicador de 2 bits que denota el estado de integridad de un satélite específico identificado por su índice de posición aumentada (véase 3.5.11.1), como se especifica en la Tabla B-92.

Tabla B-92. Indicador DFRECI

DFRECI	Estado
0 (“00”)	DFREI sin cambio
1 (“01”)	DFREI con cambio
2 (“10”)	Valor DFREI activo aumentado por uno
3 (“11”)	No utilizar este satélite en modo SBAS
Nota.— *Para un satélite dado, la indicación DFRECI “00” y “10” siempre se refiere al último DFREI válido recibido (DFREI activo) para ese satélite. Un DFREI activo puede ser cualquier DFREI radiodifundido que aún no haya expirado. Las indicaciones de DFRECI “10” no son acumulativas.*	

Expedición de datos – máscara (IODM): véase 3.5.11.1.

Indicador de error telemétrico en doble frecuencia (DFREI): véase 3.5.11.2.

Nota.— *Los parámetros se radiodifunden usando uno o más de los siguientes tipos de mensajes:*

a) el mensaje de tipo 34 que proporciona el DFRECI para todos los satélites aumentados, el DFREI para un máximo de siete satélites aumentados y la IODM; y

b) los mensajes de tipo 35 y 36 que radiodifunden los valores de IODM y DFREI para un conjunto máximo de 53 y 39 satélites aumentados, respectivamente.

3.5.11.4 *Parámetros de degradación y de tabla de escala de DFREI.* Los parámetros de datos viejos pero activos (OBAD) y los parámetros de la tabla de escala de DFREI serán los siguientes:

Parámetros OBAD comunes: conjunto de parámetros comunes a todos los satélites aumentados, donde:

(IVALID)32 es el intervalo de validez del mensaje de tipo 32;

(IVALID)39/40 es el intervalo de validez de los mensajes de tipo 39 y 40;

CER es el parámetro de degradación en escalón para aplicaciones en ruta hasta la aproximación que no es de precisión;

CCOVARIANZA es el parámetro de degradación de la covarianza de reloj-efemérides; y

Selector de ecuación de la degradación indica cómo los términos de la degradación se combinan para la varianza del modelo por el error residual de doble frecuencia.

Codificación:

0 = δDFRE sólo multiplica σDFRE, los residuales de corrección se llevan a la raíz cuadrada de la suma de los cuadrados

1 = δDFRE multiplica la suma lineal de σDFRE y los parámetros de degradación *Parámetro OBAD específico*: conjunto de parámetros asociados a una constelación principal dada y que se usan para capturar la degradación de las correcciones que son viejas pero siguen siendo válidas, donde:

I_{CORR} es el intervalo de tiempo para la aplicación de $C_{CORR;}$

CCORR es el parámetro de degradación en escalón para uso en aproximaciones de precisión; y

RCORR: es el parámetro de degradación de primer grado.

Identificador de referencia horaria: parámetro que especifica en qué constelación de GNSS está alineada la SNT para el SBAS DFMC, donde:

"0" es GPS;

"1" es GLONASS;

"2" es Galileo;

"3" es BDS;

"4" está reservado; y

"5", "6" y "7" son extra.

Tabla de escala DFREI: muestra la correspondencia entre el parámetro DFREI (véase 3.5.11.2) y el valor σDFRE que se especifica en la Tabla B-93.

σDFRE es la desviación normal del error telemétrico residual de reloj y efemérides libre de ionosfera tras aplicar las correcciones de reloj y efemérides de SBAS DFMC (mensaje de tipo 32) o de reloj y efemérides de satélite SBAS (mensaje tipo 39/40).

Tabla B-93. Evaluación de σ_{DFRE} en metros

Valor del campo$_{dec}$	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15
Valor del campo$_{bin}$	0000	0001	0010	0011	0100	0101	0110	0111	1000	1001	1010	1011	1100	1101	1110	1111
σ_{DFRE}: DFREI=0	0,125	0,1875	0,25	0,3125	0,375	0,4375	0,5	0,5625	0,625	0,6875	0,75	0,8125	0,875	0,9375	1	1,0625
σ_{DFRE}: DFREI=1	0,25	0,375	0,5	0,625	0,75	0,875	1,0	1,125	1,25	1,375	1,5	1,625	1,75	1,875	2,0	2,125
σ_{DFRE}: DFREI=2	0,375	0,5	0,625	0,75	0,875	1,0	1,125	1,25	1,375	1,5	1,625	1,75	1,875	2,0	2,125	2,25
σ_{DFRE}: DFREI=3	0,5	0,625	0,75	0,875	1,0	1,125	1,25	1,375	1,5	1,625	1,75	1,875	2,0	2,125	2,25	2,375
σ_{DFRE}: DFREI=4	0,625	0,75	0,875	1,0	1,125	1,25	1,375	1,5	1,625	1,75	1,875	2,0	2,125	2,25	2,375	2,5
σ_{DFRE}: DFREI=5	0,75	1,0	1,25	1,5	1,75	2,0	2,25	2,5	2,75	3,0	3,25	3,5	3,75	4,0	4,25	4,5
σ_{DFRE}: DFREI=6	1,0	1,25	1,5	1,75	2,0	2,25	2,5	2,75	3,0	3,25	3,5	3,75	4,0	4,25	4,5	4,75
σ_{DFRE}: DFREI=7	1,25	1,5	1,75	2	2,25	2,5	2,75	3	3,25	3,5	3,75	4	4,25	4,5	4,75	5
σ_{DFRE}: DFREI=8	1,5	1,75	2,0	2,25	2,5	2,75	3,0	3,25	3,5	3,75	4,0	4,25	4,5	4,75	5,0	5,25
σ_{DFRE}: DFREI=9	1,75	2,0	2,25	2,5	2,75	3,0	3,25	3,5	3,75	4,0	4,25	4,5	4,75	5,0	5,25	5,5
σ_{DFRE}: DFREI=10	2,0	2,5	3,0	3,5	4,0	4,5	5,0	5,5	6,0	6,5	7,0	7,5	8,0	8,5	9,0	9,5
σ_{DFRE}: DFREI=11	2,5	3,0	3,5	4,0	4,5	5,0	5,5	6,0	6,5	7,0	7,5	8,0	8,5	9,0	9,5	10,0
σ_{DFRE}: DFREI=12	3,0	4,0	5,0	6,0	7,0	8,0	9,0	10,0	11,0	12,0	13,0	14,0	15,0	16,0	17,0	18,0
σ_{DFRE}: DFREI=13	4,0	7,0	10,0	13,0	16,0	19,0	22,0	25,0	28,0	31,0	34,0	37,0	40,0	43,0	46,0	49,0
σ_{DFRE}: DFREI=14	10,0	16,0	22,0	28,0	34,0	40,0	46,0	52,0	58,0	64,0	70,0	76,0	82,0	88,0	94,0	100,0
σ_{DFRE}: DFREI=15	NO UTILIZAR ESTE SATÉLITE EN MODO SBAS															

Nota.— *Todos los parámetros se radiodifunden en el mensaje de tipo 37*

3.5.11.5 *Parámetros de la matriz de covarianza, de reloj y de efemérides de satélites SBAS. Los datos de radiodifusión de reloj, efemérides y covarianza de satélites SBAS serán los siguientes:*

Expedición de datos – GEO (IODG): indicador de expedición de datos que asocia los mensajes de tipo 39 y 40.

Nota.— *Cada mensaje de un par de mensajes de tipo 39/40 contiene el mismo IODG de 2 bits.*

ID de proveedor de servicio SBAS: identifica al proveedor de servicio SBAS responsable de radiodifundir las señales por el satélite SBAS, como se define en la Tabla B-27.

Parámetros keplerianos: la información de efemérides para determinar la ubicación del centro de fase de la antena de doble frecuencia libre de ionosfera de L1/L5 es la siguiente:

Cuc es la amplitud de los términos de corrección armónica de coseno para el argumento de latitud;

Cus es la amplitud de los términos de corrección armónica de seno para el argumento de latitud;

Idot es la tasa del ángulo de inclinación;

a es el eje semimayor;

ω es el argumento del perigeo;

Ω0 es la longitud del nodo ascendente del plano orbital a te;

M0 es la anomalía media a te;

I es la inclinación a te; y

e es la excentricidad;

Posición orbital de satélite delta: identifica en la Tabla B-113 al satélite SBAS que radiodifunde;

Nota.— *En el mensaje de tipo 47 se usa 0 como valor de posición orbital de satélite delta para indicar que el mensaje no va seguido de datos de almanaque.*

Tabla B-113. Distribución de posición orbital de satélites delta

Posición orbital de satélite delta	Lógica de distribución
0	Ningún satélite SBAS (sólo se usa en los mensajes de tipo 47)
1 - 39	PRN 120-158 de satélites GEO SBAS
40 - 63	Extra

Hora de efemérides SBAS te: hora de aplicabilidad del mensaje de efemérides en segundos del día;

parámetros de reloj: se proporcionan para la posición libre de ionosfera, como sigue:

aGf0 : desplazamiento de reloj; y

aGf1 : velocidad de reloj;

exponente de escala: véase 3.5.11.2;

matriz de covarianza: véase 3.5.11.2;

indicador de error telemétrico en doble frecuencia (DFREI): véase 3.5.11.2; y

δRCORR : véase 3.5.11.2.

Nota.— *Todos los parámetros se radiodifunden en mensajes combinados de tipo 39 y tipo 40.*

3.5.11.6 Parámetros de desplazamiento de la hora GNSS. Los parámetros de la hora GNSS serán los siguientes:

Los parámetros de UTC comunes son:

A1SNT: coeficiente de deriva de la escala de SNT para SBAS DFMC respecto de la UTC;

A0SNT: coeficiente del sesgo de la escala de SNT para SBAS DFMC respecto de la escala de tiempo de UTC;

t0t: hora de la semana de referencia de los datos horarios;

WNt: número de semana de referencia de los datos;

ΔtLS: cuenta actual o anterior de segundos intercalares;

WNLSF: número de semana de referencia de segundos intercalares;

DN: número de día de referencia de segundos intercalares;

ΔtLSF: cuenta actual o futura de segundos intercalares; e

Identificador de norma UTC (como se define en 3.5.4.8)

Los parámetros del modelo de validez del desplazamiento por conversión de SNT a UTC son:

TOWapp: hora de inicio en hora de la semana del período de validez de la información radiodifundida en el campo de parámetros comunes de UTC;

WNapp: número de semana asociado a la TOWapp que define el período de validez de la información radiodifundida en el campo de parámetros comunes de UTC. WNapp en 0 significa que WNapp = WNt-1. WNapp en 1 significa que WNapp= WNt;

VP: identifica la duración del período de validez (expiración) según la Tabla B-116 de la información común de UTC; y

Estado del desplazamiento respecto de UTC: estado de validez del desplazamiento horario por conversión de SNT a UTC definido según la Tabla B-115.

Tabla B-115. Parámetro de estado de desplazamiento respecto de UTC

Estado de desplazamiento respecto	Estado
0	La información común de UTC recibida antes sigue siendo válida, período de validez sin cambios
1	La información común de UTC recibida antes ya no es válida y no se usará más

Tabla B-116. Parámetro de período de validez (VP)

VP	Duración de VP	VP	Duración de VP
0 (“000”)	1 día desde radiodifusión	4 (“100”)	6 horas
1 (“001”)	1 hora	5 (“101”)	9 horas
2 (“010”)	2 horas	6 (“110”)	12 horas
3 (“011”)	4 horas	7 (“111”)	24 horas

La hora de expiración de la información sobre desplazamiento por conversión de SNT a UTC (que abajo se identifica como TO42) se definirá de la forma siguiente:

a) si VP es 0: TO42 = hora de recepción del mensaje de tipo 42 + 86 400 s;

b) si VP es un valor distinto de 0: TO42 = hora de inicio en segundos (dada por TOWapp y WNapp) + (duración de VP) × 3600.

Nota 1.— *Todos los parámetros se radiodifunden en un mensaje de tipo 42.*

Nota 2.— *No es la intención que los mensajes de tipo 42 se usen para servicios de posicionamiento con integridad, dado que el sistema de SBAS no tiene definido un presupuesto de integridad para los parámetros de desplazamiento de hora.*

3.5.11.7 Parámetros de satélites SBAS. Los parámetros de los satélites SBAS serán los siguientes:

posición de satélite delta: véase 3.5.11.5.

ID de proveedor de servicio SBAS: véase 3.5.11.5;

indicador de radiodifusión: si su valor es 1, identifica los datos de almanaque del satélite que radiodifunde. En los demás casos tendrá valor 0;

parámetros de almanaque: radiodifusión usando parámetros keplerianos, donde:

a es el eje semimayor;

e es la excentricidad;

I es la inclinación;

ω es el argumento del perigeo;

Ω0 es la longitud del nodo ascendente del plano orbital al inicio de la semana;

*ΩΩ*es la velocidad de ascensión recta del nodo ascendente;

M0 es la anomalía media a ta; y

ta es la hora de almanaque de SBAS (la época de referencia del almanaque en segundos del día); y

cuenta de reinicio del número de semana (WNROcuenta): cantidad de veces que se reinició el número de semana en la constelación GNSS identificada con el identificador de hora de referencia a la hora de referencia del almanaque, ta, difundido en el bloque de parámetros keplerianos de SBAS I del mensaje de tipo 47 (véase la Tabla B-104). Se usará una WNROcuenta de valor 15 para indicar que el parámetro no es válido y que se actualizará. La hora de inicio por constelación por relación a la UTC será:

a) para GPS: la medianoche entre el 5 de enero de 1980 y el 6 de enero de 1980 (véase 3.1.1.4);

b) para GLONASS: la medianoche entre el 31 de diciembre de 1995 y el 1 de enero de 1996 (véase 3.1.2.4);

c) para Galileo: 13 segundos antes de la medianoche entre el 21 de agosto de 1999 y el 22 de agosto de 1999 (véase 3.1.3.4); y

d) para BDS: la medianoche entre el 31 de diciembre de 2005 y el 1 de enero de 2006 (véase 3.1.4.4).

Nota 1.— *Todos los parámetros se radiodifunden en un mensaje de tipo 47.*

Nota 2.— *El mensaje de tipo 47 ofrece la capacidad de transmitir los parámetros de los almanaques SBAS de dos satélites SBAS.*

3.5.12 DEFINICIONES DE PROTOCOLOS PARA APLICACIONES DE DATOS SBAS DFMC

Nota.— *En esta sección se definen los parámetros que usa SBAS (elementos de aeronave y otros elementos) y que se necesitan para calcular la solución de navegación y su correspondiente integridad (niveles de protección).*

3.5.12.1 Información general sobre el protocolo de datos SBAS DFMC

Se usarán los siguientes valores convencionales para calcular las coordenadas con fijo centrado en la Tierra del centro de fase de la antena del vehículo espacial SBAS:

π = 3,1415926535898 (relación entre la circunferencia del círculo y su diámetro);

$\mu\mu$ = 3,986005 x 1014 m3/s2 (parámetro gravitacional de la Tierra);

$\Omega\Omega ee$= 7,2921151467 x 10-5 rad/s (velocidad de rotación de la Tierra); y

c = 299 792 458 m/s (velocidad de la luz en el vacío).

Nota.— *SBAS no radiodifunde estos parámetros, pero es necesario usar los valores correctos para mantener la interoperabilidad entre las diferentes instancias de SBAS.*

Al calcular la diferencia horaria (t−t0), donde la referencia horaria t0 está expresada en SNT (como es el caso de tD que se radiodifunde en el mensaje de tipo 32, te en el mensaje de tipo 40, ta en el mensaje de tipo 47), el tiempo t utilizado en 3.5.12 se expresará en el mismo lapso de tiempo, habida cuenta de los elementos de conversión de la Tabla B-117

Tabla B-117 Conversión de hora de referencia de constelación principal a la SNT

		"0"	"1"	"2"	"3"
Hora de referencia de constelación principal	GPS	$t^{(SNT=0)} = t^{(GPST)}$	$t^{(SNT=1)} = t^{(GPST)} - \Delta tLS + 10\,800$ s	$t^{(SNT=2)} = t^{(GPST)}$	$t^{(SNT=3)} = t^{(GPST)} - 14$ s
	GLONASS	$t^{(SNT=0)} = t^{(GLONASST)} + \Delta tLS - 10\,800$ s	$t^{(SNT=1)} = t^{(GLONASST)}$	$t^{(SNT=2)} = t^{(GLONASST)} + \Delta tLS - 10\,800$ s	$t^{(SNT=3)} = t^{(GLONASST)} + \Delta tLS - 10\,800$ s
	Galileo	$t^{(SNT=0)} = t^{(GST)}$	$t^{(SNT=1)} = t^{(GST)} - \Delta tLS + 10\,800$ s	$t^{(SNT=2)} = t^{(GST)}$	$t^{(SNT=3)} = t^{(GST)} - 14$ s
	BDS	$t^{(SNT=0)} = t^{(BDT)} + 14$ s	$t^{(SNT=1)} = t^{(BDT)} - \Delta tLS + 10\,800$ s	$t^{(SNT=2)} = t^{(BDT)} + 14$ s	$t^{(SNT=3)} = t^{(BDT)}$

Nota 1.— ΔtLS se calcula en función de la información de la constelación principal.

Nota 2.— En la Tabla B-117 se muestra cómo convertir la hora del día t^((GNSST)) expresada en la hora de referencia de una constelación principal de GNSS en hora del día t^((SNT=i)) expresada en la SNT especificada por el identificador de hora de referencia i.

3.5.12.2 Determinación de la posición de un satélite SBAS a partir de su almanaque.

Se usarán los siguientes parámetros definidos en 3.5.11.7 para calcular la posición de un satélite SBAS a partir de su almanaque:

ta: la hora de almanaque de SBAS (la época de referencia del almanaque o los almanaques en hora del día);

a: eje semimayor (m);

e: excentricidad (adimensional);

M0: anomalía media (rad) a ta;

ω: argumento del perigeo (rad);

I: ángulo de inclinación (rad);

Ω0: longitud del nodo ascendente del plano orbital al inicio de la semana (rad); y

ΩΩ: es la velocidad de ascensión recta del nodo ascendente (rad/s);

La posición del satélite SBAS se calculará para la época t, expresada en la trama de SNT para SBAS DFMC. La "época de referencia de almanaque" se radiodifundirá en forma de hora del día mediante ta. Los usuarios de SBAS tendrán en cuenta que ta es un parámetro trunco.

3.5.12.2.1 Cálculo de la anomalía media (Mt)

La anomalía media (Mt) en la época t se calculará con la siguiente expresión:

donde

$$M_t = M_0 + n_0 \Delta_t$$

$$n_0 = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}}$$

$$\Delta_t = t - t_a.$$

Nota.— *El usuario de SBAS debe cerciorarse de que t y ta tengan la misma referencia horaria al calcular Δt. Dado que el parámetro de radiodifusión ta es una*

hora del día, se precisará una conversión para dar cuenta de los cambios de día o semana.

3.5.12.2.2 CÁLCULO DE LA ANOMALÍA EXCÉNTRICA (Et)

La anomalía excéntrica (Et) en la época t se calculará resolviendo la ecuación:

$$M_t = E_t - e\,\mathrm{sen}(E_t).$$

Nota.— *La ecuación puede resolverse por iteración.*

3.5.12.2.3 Cálculo del argumento de latitud (Φt)

El argumento de latitud (Φt) para la época t se calculará con la siguiente expresión:

$$\phi_t = v_t + \omega$$

donde vt es la anomalía verdadera en la época t:

$$v_t = 2 \times \mathrm{atan}\left(\sqrt{\frac{1+e}{1-e}}\,tan\left(\frac{E_t}{2}\right)\right)$$

3.5.12.2.4 Cálculo de las coordenadas en el **plano orbital** $(x'_t;y'_t)$

Las coordenadas en el plano orbital $(x'_t;y'_t)$ en la época t se calcularán con esta expresión:

$$x'_t = r_t \cos\phi_t$$
$$y'_t = r_t \mathrm{sen}\phi_t$$

donde rt es el radio de la órbita en la época t:

$$r_t = a \times [1 - (e \times \cos E_t)]$$

3.5.12.2.5 Cálculo de las coordenadas del vehículo espacial con fijo en la Tierra (xt; yt; zt)

Las coordenadas del vehículo espacial con fijo en la Tierra (xt; yt; zt) en la época t se calcularán con la siguiente expresión:

$$x_t = (x'_t \cos\Omega_t) - (y'_t \cos I \mathrm{sen}\Omega_t)$$
$$y_t = (x'_t \mathrm{sen}\Omega_t) + (y'_t \cos I \cos\Omega_t)$$
$$z_t = y'_t \mathrm{sen} I$$

y taTOW es ta expresada en segundos como hora de la semana (o tiempo transcurrido desde el inicio de la semana de almanaque).

3.5.12.3 Determinación de la posición de un satélite SBAS a partir de sus efemérides

Se usarán los siguientes parámetros, definidos en 3.5.11.5, para calcular la posición de un satélite SBAS a partir de su efemérides:

ta: la hora de las efemérides de SBAS (la época de referencia de la o las efemérides como una hora del día);

a: eje semimayor (m);

e: excentricidad (adimensional);

M0: anomalía media (rad) a te;

ω: argumento del perigeo (rad);

I: ángulo de inclinación a te (rad);

Idot: tasa del ángulo de inclinación (rad/s);

Ω0: longitud del nodo ascendente del plano orbital a te (rad);

Cuc: amplitud de la corrección armónica de coseno para el argumento de latitud (rad); y

Cus: amplitud de la corrección armónica de seno para el argumento de latitud (rad).

La posición del satélite SBAS se calculará para la época t, expresada en la trama de SNT para SBAS DFMC. La "época de referencia de las efemérides" se radiodifundirá en forma de hora del día mediante te. Los usuarios de SBAS tendrán en cuenta que te es un parámetro trunco.

3.5.12.3.1 CÁLCULO DE LA ANOMALÍA MEDIA (Mt)

La anomalía media (Mt) en la época t se calculará con la siguiente expresión:

$$M_t = M_0 + n_0 \Delta_t$$

donde

$$n_0 = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}}$$

$$\Delta_t = t - t_e.$$

Nota.— *El usuario de SBAS debe cerciorarse de que t y te tengan la misma referencia horaria al calcular Δt. Dado que el parámetro de radiodifusión te es una hora del día, se precisará una conversión para dar cuenta de cambios de día o semana.*

3.5.12.3.2 CÁLCULO DE LA ANOMALÍA EXCÉNTRICA (Et)

La anomalía excéntrica (Et) en la época t se calculará resolviendo la ecuación:

$$M_t = E_t - e\,\mathrm{sen}(E_t)$$

Nota.— *La ecuación puede resolverse por iteración.*

3.5.12.3.3 Cálculo del argumento de latitud (Φ_t)

La anomalía excéntrica (Φ_t) en la época t se calculará con la siguiente expresión:

$$\Phi_t = v_t + \omega$$

donde v_t es la anomalía verdadera en la época **t**:

$$v_t = 2 \times \operatorname{atan}\left(\sqrt{\frac{1+e}{1-e}}\, tan\left(\frac{E_t}{2}\right)\right)$$

3.5.12.3.4 Cálculo del argumento de latitud corregido (ut)

El argumento de latitud corregido (ut) en la época t se calculará con la siguiente expresión:

$$u_t = \phi_t + \delta u_t$$

donde δut es la segunda perturbación armónica del argumento de latitud en la época t:

$$\delta u_t = [C_{us} sen(2\phi_t)] + [C_{uc} cos(2\phi_t)]$$

3.5.12.3.5 Cálculo de las coordenadas en el plano orbital

Las coordenadas en el plano orbital $(x'_t; y'_t)$ en la época t se calcularán con esta expresión:

$$x'_t = r_t cosu_t$$
$$y'_t = r_t senu_t$$

donde rt es el radio de la órbita en la época t:

$$r_t = a[1 - (e cos E_t)]$$

3.5.12.3.6 Cálculo de las coordenadas del vehículo espacial con fijo en la Tierra (x_t; y_t; z_t)

Las coordenadas del vehículo espacial con fijo en la Tierra (x_t; y_t; z_t) en la época t se calcularán con la siguiente expresión:

$$x_t = (x'_t cos\Omega_t) - (y'_t cosi_t sen\Omega_t)$$
$$y_t = (x'_t sen\Omega_t) + (y'_t cosi_t cos\Omega_t)$$
$$z_t = y'_t seni_t$$

donde Ωt es la longitud corregida del nódulo ascendente en la época t:

$$\Omega_t = \Omega_0 - (\dot{\Omega}_e \Delta_t)$$

e i_t es la inclinación corregida en la época **t**:

$$i_t = I + (I_{dot} \Delta_t)$$

Nota 1.— *Se debe tener en cuenta la corrección por el efecto Sagnac (rotación de la Tierra).*

Nota 2.— *Se toma como supuesto que la velocidad de ascensión recta del nodo ascendente es cero.*

3.5.12.4 Solución de navegación SBAS DFMC

Nota. — *3.5.12.4 ofrece fórmulas para la solución de navegación SBAS DFMC de un sistema SBAS que aumenta dos constelaciones principales, la constelación 1 (C1) y la constelación 2 (C2). Cuando el número N de constelaciones que se están aumentando es distinto de 2 (N=1, 3 o 4), será preciso ajustar en consecuencia el tamaño de G y de X. En el Adjunto D, 6.7.12 se proporciona información adicional.*

La solución de navegación mínima cuadrática ponderada tiene la forma siguiente:

$$\hat{X} = \left(G^T \cdot W \cdot G\right)^{-1} \cdot G^T \cdot W \cdot Y$$

donde:

a) $\hat{X}$ es la estimación minima cuadratica ponderada del error en la ubicación estimada del usuario para el cual se hace la linealización.

b)

$$X = [x, y, z, ct_{C1}, ct_{C1\text{-}C2}]$$

donde:

tC1 es el error sistemático del reloj del receptor en segundos con respecto a la hora de referencia de la constelación 1; y

tC1-C2 es la diferencia horaria observada por el receptor en segundos entre la constelación de referencia 2 y la constelación 1, es decir, tC1-C2 = tC2 – tC1;

Nota.— *Esta es una forma de aplicación posible. En el Adjunto D, 6.7.12, se describe una segunda forma de aplicación.*

b) Y es el vector P-dimensional que contiene las mediciones corregidas de pseudodistancia libre de ionosfera PRi,corregida , menos los valores esperados de distancia basados en la ubicación de los satélites y la ubicación estimada del usuario (X), donde P es el número de satélites que se usan en la solución de navegación;

PRi,corregida es la medición corregida de seudodistancia libre de ionosfera del satélite i que se calculó según se especifica en 3.5.1.2 con los siguientes parámetros:

b_i que se define en 3.5.1.2, es el reloj SBAS corregido:

$$b_i = c * (\delta\Delta t_{SV,i} + \Delta t_{SV,i});$$

ΔtSV,i es la corrección de la hora del satélite que se describe en 3.5.15.1.1.2; y

tD es la hora de referencia de las correcciones.

El vector de corrección del error de posición del satélite [δx(t), δy(t), δz(t)] se expresará en la trama de coordenadas ECEF WGS-84 como se indica a continuación, y se agregará al vector de las coordenadas de posición del satélite [x(t), y(t), z(t)]:

$$\begin{bmatrix} \delta x(t) \\ \delta y(t) \\ \delta z(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \delta x \\ \delta y \\ \delta z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \delta \dot{x} \\ \delta \dot{y} \\ \delta \dot{z} \end{bmatrix} (t - t_D)$$

δx, δy, δz, δẋ, δẏ yδż según se definen 3.5.11.2.

Nota 1.— *El usuario de SBAS debe cerciorarse de que t y tD tengan la misma referencia horaria al calcular t-tD. Dado que el parámetro de radiodifusión tD es una hora del día, se precisará una conversión para dar cuenta de cambios de día o semana.*

Nota 2.— *Si SBAS realiza telemetría, en las mediciones libres de ionosfera para que el SBAS proporcione información de corrección e integridad la estimación del error horario* $\delta \Delta t_{SV}$ *es cero, porque no se proporciona corrección para este satelite.*

c) G es la matriz de observación:

$$G_i = [-\cos El_i \cdot sen Az_i \quad -\cos El_i \cdot \cos Az_i \quad -sen El_i \quad 1 \quad n_i] = \text{iésima fila de G}$$

donde:

Eli es la elevación del satélite i después de corregir su posición con los parámetros descritos en 3.5.11.2;

Azi es el azimut del satélite i después de corregir su posición con los parámetros transmitidos que se describen en 3.5.11.2. El azimut positivo se mide en sentido horario desde el Norte; y ni es “1” cuando el satélite es parte de la constelación de referencia C2, o “0” si es parte de C1.

Para el satélite telemétrico SBAS: ni es “0” si C1 es GPS, y “1” si C2 es GPS.

Nota 1.— *En las normas para SBAS DFMC no se prevé aumentación de las señales telemétricas de SBAS DFMC de otros proveedores de servicios.*

Nota 2.— *Si el SBAS proporciona telemetría SBAS y no está proporcionando aumentación al GPS, se debe resolver el desfasaje horario por distancia del SBAS introduciendo una incógnita adicional en la matriz de observación, como se explica en el Adjunto D, 6.7.12.1.*

d) W es la matriz de ponderación:

$$W = \begin{bmatrix} w_1 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & w_2 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & \dots & w_P \end{bmatrix}$$

donde:

$w_i = 1/\sigma_i^2$;

$\sigma_i^2 = \sigma_{i,DFC}^2 + \sigma_{i,tropo}^2 + \sigma_{i,air\_DF}^2 + \sigma_{i,iono}^2$;

$\sigma_{i,DFC}^2$ es la varianza del modelo por el error residual derivado de las correcciones de SBAS para el satélite i como se define en 3.5.12.4.1;

$\sigma_{i,tropo}^2$ es la varianza del modelo por el error troposférico residual del satélite i, como se define en 3.5.8.4.2.4 y 3.5.8.4.2.5;

σ_{i,air_DF}^2 es la variación del modelo por la suma de errores por ruido de medición y propagación por trayectos múltiples que se aplica a la combinación libre de ionosfera de mediciones de distancia en doble frecuencia (véase 3.5.15.3.4.1) para el satélite i; y

$\sigma_{i,iono}^2$ es la varianza del modelo por el error residual libre de ionosfera para el satélite i, como se define en 3.5.15.3.4.2.

3.5.12.4.1 Cálculo de la varianza del modelo por el error residual derivado de las correcciones de SBAS σ_{DFC}^2.

Nota.— *Los siguientes cálculos se hacen para cada satélite. Para mayor facilidad, el índice i usado en 3.5.12.4 se ha suprimido de las ecuaciones.* El factor de ubicación de usuario (δ_{DFRE}) se obtendrá de la matriz C de covarianza de reloj-efemérides como sigue:

$$C = R^T R$$

donde:

$$R = 2^{(\text{exponente escala} - 5)} \begin{bmatrix} E_{1,1} & E_{1,2} & E_{1,3} & E_{1,4} \\ 0 & E_{2,2} & E_{2,3} & E_{2,4} \\ 0 & 0 & E_{3,3} & E_{3,4} \\ 0 & 0 & 0 & E_{4,4} \end{bmatrix}.$$

De modo que

$$\delta_{DFRE} = \sqrt{I^T C I} + \varepsilon_C$$

donde:

I es el vector de la línea de alcance óptico cuatridimensional del usuario al satélite en la trama de coordenadas WGS-84 donde los tres primeros componentes son el vector unitario del usuario al satélite y el cuarto componente es 1;

ε_C se obtiene de la $C_{COVARIANZA}$: (definida en 3.5.11.4) con la expresión:

$$\varepsilon_C = C_{COVARIANZA} \times 2^{\text{exponente de escala} - 5} \text{ ; y}$$

el exponente de escala está definido en 3.5.11.2 y se transmite mediante los mensajes de tipo 32 para los satélites de constelaciones principales y de tipo 40 para los satélites SBAS.

La varianza del modelo por el error residual debido a las correcciones de SBAS (σ_{DFC}^2) a la hora t se calcularán usando los parámetros de las correcciones SBAS que se describen en 3.5.11.2 (para los satélites de constelaciones principales) y 3.5.11.5 (para los satélites SBAS) vinculadas a los parámetros OBAD descritos en 3.5.11.4, sobre la base del selector de ecuación de la degradación radiodifundido, de la siguiente manera:

"0": $\sigma_{DFC}^2 = \sigma_{DFRE}^2 \times \delta_{DFRE}^2 + \varepsilon_{CORR}^2 + \varepsilon_{ER}^2$

"1": $\sigma_{DFC}^2 = (\sigma_{DFRE} + \varepsilon_{CORR} + \varepsilon_{ER})^2 \times \delta_{DFRE}^2$

donde:

$$\varepsilon_{corr} = \left\lfloor \frac{t - t_{CORR}}{I_{CORR}} \right\rfloor C_{CORR} + (t - t_{CORR}) \frac{(R_{CORR})_{SV}}{1000};$$

σ_{DFRE} es la desviación normal del error residual de distancia de reloj y efemérides libre de ionosfera que se define en 3.5.11.4;

ε_{CORR} es el parámetro de degradación para las correcciones;

ε_{er} es el parámetro de degradación para aplicaciones en ruta hasta aproximación que no es de precisión. Equivaldrá a 0 si las correcciones no hubieran expirado para las aplicaciones de aproximación (APV-I o Categoría I). Equivaldrá a C_{er} (véase 3.5.11.4) si alguna de las correcciones o DFREI/DFRECI (la información radiodifundida en mensajes válidos de tipo 32, 34, 35, 36, 39 y 40) hubiera expirado para la aplicación de aproximación pero siguiera siendo válida para aplicaciones en ruta hasta aproximación que no es de precisión;

t_{CORR} es la hora de aplicabilidad (el inicio de la época del segundo SNT que coincide con la transmisión proveniente de SBAS del primer bit del bloque de mensaje) de la información más recientemente recibida de correcciones de reloj-efemérides de satélite o SBAS que se corresponda con la efemérides del satélite;

I_{CORR} es el intervalo de tiempo para la aplicación de C_{CORR} (véase 3.5.11.4);

C_{CORR} es el parámetro de degradación en escalón para uso en aproximaciones de precisión (véase 3.5.11.4);

$(R_{CORR})_{SV}$ es el factor de degradación específico del satélite calculado a partir de R_{CORR} (véase 3.5.11.4) y δR_{CORR} como en 3.5.11.2 (para los satélites aumentados) o 3.5.11.5 (para SBAS);
si $t\text{-}t_{CORR} \leq I_{CORR}$, entonces $(R_{CORR})_{SV} = R_{CORR} \times \delta R_{CORR}$
si $t\text{-}t_{CORR} > I_{CORR}$, entonces $(R_{CORR})_{SV} = R_{CORR}$; and

$\lfloor x \rfloor$ es el número entero más alto que es igual o menor a x.

3.5.12.5 CÁLCULO DEL NIVEL DE PROTECCIÓN

Para una solución de posición general por mínimos cuadrados, la matriz de proyección S se definirá así:

$$S = \begin{bmatrix} S_{este,1} & S_{este,2} & \cdots & S_{este,P} \\ S_{norte,1} & S_{norte,2} & \cdots & S_{norte,P} \\ S_{U,1} & S_{U,2} & \cdots & S_{U,P} \\ S_{t_{C_1},1} & S_{t_{C_1},2} & \cdots & S_{t_{C_1},P} \\ S_{t_{C_1C_2},1} & S_{t_{C_1C_2},2} & \cdots & S_{t_{C_1C_2},P} \end{bmatrix} = \left(G^T \cdot W \cdot G\right)^{-1} \cdot G^T \cdot W$$

G es la matriz de observación definida en 3.5.12.4; y
W es la matriz de ponderación definida en 3.5.12.4.

Los niveles de protección horizontal (HLP) y vertical (VLP) se calcularán de la forma siguiente:

$$HPL = K_H d_{mayor}$$

$$VPL = K_{V,PA} d_U$$

donde:

$K_H = \begin{cases} 6{,}18 & \text{para las operaciones en ruta hasta aproximación que no es de precisión} \\ 6{,}0 & \text{para las operaciones de APV} - \text{I y Categoría I} \end{cases}$;

$K_{V,PA} = 5{,}33$;

d_{mayor} es la incertidumbre del error a lo largo del eje semimayor de la elipse de error definida con la siguiente expresión

$$d_{mayor} \equiv \sqrt{\frac{d_{este}^2 + d_{norte}^2}{2} + \sqrt{\left(\frac{d_{este}^2 - d_{norte}^2}{2}\right)^2 + d_{EN}^2}} \ ;$$

dU es la varianza de distribución del modelo que se sale de los límites de la distribución del error verdadero en el eje vertical que se define con la siguiente expresión:

$$d_U^2 = \sum_{i=1}^{P} s_{U,i}^2 \sigma_i^2 \ ;$$

donde:

d_{este}^2 es la varianza de distribución del modelo que se sale de los límites de la distribución del error verdadero en el eje este:

$$d_{este}^2 = \sum_{i=1}^{P} s_{este,i}^2 \sigma_i^2 \ ;$$

d_{norte}^2 la varianza de distribución del modelo que se sale de los límites de la distribución del error verdadero en el eje norte:

$$d_{norte}^2 = \sum_{i=1}^{P} s_{norte,i}^2 \sigma_i^2 \ ;$$

d_{EN}es es la covarianza de distribución del modelo en los ejes este y norte:

$$d_{EN} = \sum_{i=1}^{P} s_{este,i} s_{norte,i} \sigma_i^2 \ ;$$

$s_{este,i}$ es la derivada parcial del error de posición en la dirección este respecto del error de pseudodistancia en el iésimo satélite;

$s_{norte,i}$ es la derivada parcial del error de posición en la dirección norte respecto del error de seudodistancia en el iésimo satélite;

$s_{U,i}$ es la derivada parcial del error de posición en la dirección vertical respecto del error de seudodistancia en el iésimo satélite; y

σ_i se define en 3.5.12.4.

3.5.13 TABLAS DE MENSAJES SBAS DFMC

Cada mensaje SBAS se codificará de acuerdo con el formato de mensaje correspondiente que se define en las Tablas B-94 a B-106. Todos los parámetros con signo de estas tablas se representarán en complementos a dos y el bit del signo ocupará el lugar del MSB.

Nota 1.— *El valor de cada parámetro dentro del mensaje DFMC se calcula de la forma siguiente, considerando que el campovalor es el valor decimal del número binario después de transformarlo en complementos a dos si así se especifica en la columna de descripción de la tabla:*

*• si el parámetro está codificado como complemento a dos: parámetro = campovalor*escalafactor; y*
*• si el parámetro no está codificado como complemento a dos: parámetro = desplazamiento + campovalor*escalafactor; donde el desplazamiento se especifica en la columna de observaciones si difiere de la gama efectiva mínima.*

***Nota 2.—** Los bits reservados de los mensajes DFMC pueden tener cualquier valor.*

Tabla B-94. Mensaje de tipo 0 "No utilizar" radiodifundido en L5

Sección	Nombre	Longitud	Factor de escala	Gama efectiva		Unidad	Observaciones
				mín.	máx.		
Reservado	Reservado	216	-	-	-	-	

***Nota 1.—** Este mensaje es el equivalente del mensaje tipo 0 de SBAS L1, pero únicamente se aplica a los mensajes radiodifundidos en el servicio SBAS DFMC.*

***Nota 2**.— Cuando se radiodifunde este mensaje, indica que la señal no se usa para operaciones críticas para la seguridad de la vida. El SBAS puede radiodifundir el campo de datos de cualquier tipo de mensaje en cada mensaje de tipo 0.*

Tabla B-95. Máscara de satélites SBAS de tipo 31

Sección	Nombre	Longitud	Factor de escala	Gama efectiva		Unidad	Observaciones
				mín.	máx.		
Máscara GPS	Del número de posición orbital 1	1	1	0	1	-	Del bit para primer satélite GPS
	al número de posición orbital 32	1	1	0	1	-	al bit para el 32° satélite GPS
	Del número de posición orbital 33	1	1	0	1	-	De reservado para GPS, bit 1
	al número de posición orbital 37	1	1	0	1	-	a reservado para GPS, bit 5
Máscara GLONASS	Del número de posición orbital 38	1	1	0	1	-	Del bit para primer satélite GLONASS
	al número de posición orbital 69	1	1	0	1	-	al bit para el 32° satélite GLONASS
	Del número de posición orbital 70	1	1	0	1	-	De reservado para GLONASS, bit 1
	al número de posición orbital 74	1	1	0	1	-	a reservado para GLONASS, bit 5
Máscara Galileo	Del número de posición orbital 75	1	1	0	1	-	Del bit para primer satélite Galileo
	al número de posición orbital 110	1	1	0	1	-	al bit para 36° satélite Galileo
	Número de posición orbital 111	1	1	0	1	-	Reservado para Galileo
Extra	Del número de posición orbital 112	1	1	0	1	-	
	al número de posición orbital 119	1	1	0	1	-	
Máscara SBAS	Del número de posición orbital 120	1	1	0	1	-	Del bit para primer satélite GEO SBAS
	al número de posición orbital 158	1	1	0	1	-	al bit para 39° satélite SBAS GEO
Máscara BDS	Del número de posición orbital 159	1	1	0	1	-	Del bit para primer satélite BDS
	al número de posición orbital 195	1	1	0	1	-	al bit para 37° satélite BDS
Reservado	Del número de posición orbital 196	1	1	0	1	-	de reservado, bit 1
	al número de posición orbital 207	1	1	0	1	-	a reservado, bit 12
Extra	Del número de posición orbital 208	1	1	0	1	-	
	al número de posición orbital 214	1	1	0	1	-	
IOD	IODM	2	1	0	3	-	

***Nota. —** Todos los parámetros están definidos en 3.5.11.1.*

Tabla B-96. Correcciones de efemérides-reloj y matriz de covarianza de tipo 32

Sección	Nombre	Longitud	Factor de escala	Gama efectiva		Unidad	Observaciones
				mín.	máx.		
Encabezado de mensaje	Número de posición orbital	9	1	1	214	-	El desplazamiento es 0 y la gama de codificación (0 a 511) supera la gama efectiva. El código 1 corresponde al número de posición orbital 1. La gama efectiva se define en la Tabla B-91.
	IODN	10	1	0	1023	-	
Parámetros de órbita	$\delta x_{(ECEF)}$	11	0,0625	-64	63,9375	m	Codificado como complemento a dos
	$\delta y_{(ECEF)}$	11	0,0625	-64	63,9375	m	Codificado como complemento a dos
	$\delta z_{(ECEF)}$	11	0,0625	-64	63,9375	m	Codificado como complemento a dos
	$\delta B_{(ECEF)}$	12	0,03125	-64	63,96875	m	Codificado como complemento a dos
	$\delta \dot{x}_{(ECEF)}$	8	2^{-11}	-0,0625	0,06201171875	m/s	Codificado como complemento a dos
	$\delta \dot{y}_{(ECEF)}$	8	2^{-11}	-0,0625	0,06201171875	m/s	Codificado como complemento a dos
	$\delta \dot{z}_{(ECEF)}$	8	2-11	-0,0625	0,06201171875	m/s	Codificado como complemento a dos
	$\delta \dot{B}_{(ECEF)}$	9	2-12	-0,0625	0,062255859375	m/s	Codificado como complemento a dos
	t_D	13	16	0	86384	s	La gama de codificación (0 a 131056) supera la gama efectiva.
Parámetros de covarianza	Exponente de escala	3	1	0	7	-	
	$E_{1,1}$	9	1	0	511	-	
	$E_{2,2}$	9	1	0	511	-	
	$E_{3,3}$	9	1	0	511	-	
	$E_{4,4}$	9	1	0	511	-	
	$E_{1,2}$	10	1	-512	511	-	Codificado como complemento a dos
	$E_{1,3}$	10	1	-512	511	-	Codificado como complemento a dos
	$E_{1,4}$	10	1	-512	511	-	Codificado como complemento a dos
	$E_{2,3}$	10	1	-512	511	-	Codificado como complemento a dos
	$E_{2,4}$	10	1	-512	511	-	Codificado como complemento a dos
	$E_{3,4}$	10	1	-512	511	-	Codificado como complemento a dos
Parámetros de integridad	DFREI	4	1	0	15	-	
δR_{CORR}	Factor de escala R_{CORR}	3	1/8	1/8	1	-	

Nota 1.— *Este mensaje contiene los parámetros de corrección para un solo satélite que se identifica por el parámetro de número de posición orbital.*

Nota 2.— *Todos los parámetros están definidos en 3.5.11.2.*

Tabla B-97. Mensaje de tipo 34 con información de integridad

Sección	Nombre	Longitud	Factor de escala	Gama efectiva		Unidad	Observaciones
				mín.	máx.		
De DFRECI	De DFRECI 1	2	1	0	3	-	
	a DFRECI 92	2	1	0	3	-	
DFREI	De DFREI 1	4	1	0	15	-	
	a DFREI 7	4	1	0	15	-	
Reservado	Reservado	2	-	-	-	-	
IOD	IODM	2	1	0	3	-	

Nota 1.— *DFREI está definido en 3.5.11.2.*

Nota 2.— *IODM está definida en 3.5.11.1.*

Nota 3.— *DFRECI está definido en 3.5.11.3.*

Nota 4.— *Para más orientación, véase el Adjunto D, 6.7.14.*

Tabla B-98. Mensaje de tipo 35 con información de integridad

Sección	Nombre	Longitud	Factor de escala	Gama efectiva		Unidad	Observaciones
				mín.	máx.		
DFREI	De DFREI 1	4	1	0	15	-	
	a DFREI 53	4	1	0	15	-	
Reservado	Reservado	2	-	-	-	-	
IOD	IODM	2	1	0	3	-	

Nota 1.— *DFREI está definido en 3.5.11.2.*

Nota 2.— *IODM está definida en 3.5.11.1.*

Tabla B-99. Mensaje de tipo 36 con información de integridad

Sección	Nombre	Longitud	Factor de escala	Gama efectiva		Unidad	Observaciones
				mín.	máx.		
DFREI	De DFREI 54	4	1	0	15	-	
	a DFREI 92	4	1	0	15	-	
Extra	Extra	56	-	-	-	-	
Reservado	Reservado	2	-	-	-	-	
IOD	IODM	2	1	0	3	-	

Nota 1.— *DFREI está definido en 3.5.11.2.*

Nota 2.— *IODM está definida en 3.5.11.1.*

Nota 3.— *Para más orientación, véase el Adjunto D, 6.7.14.*

Tabla B-100. Mensaje de tipo 37 con parámetros de degradación y tabla de escala DFREI

Sección	Nombre	Longitud	Factor de escala	Gama efectiva		Unidad	Observaciones
				mín.	máx.		
Parámetros OBAD comunes	$(I_{VALID})_{32}$	6	6	30	408	s	
	$(I_{VALID})_{39/40}$	6	6	30	408	s	
	C_{ER}	6	0,5	0	31,5	m	
	$C_{COVARIANZA}$	7	0,1	0	12,7	-	
Parámetros OBAD de GPS	I_{CORR}	5	6	30	216	s	
	C_{CORR}	8	0,01	0	2,55	m	
	R_{CORR}	8	0,2	0	51	mm/s	
Parámetros OBAD de GLONASS	I_{CORR}	5	6	30	216	s	
	C_{CORR}	8	0,01	0	2,55	m	
	R_{CORR}	8	0,2	0	51	mm/s	
Parámetros OBAD de Galileo	I_{CORR}	5	6	30	216	s	
	C_{CORR}	8	0,01	0	2,55	m	
	R_{CORR}	8	0,2	0	51	mm/s	
Parámetros OBAD de BDS	I_{CORR}	5	6	30	216	s	
	C_{CORR}	8	0,01	0	2,55	m	
	R_{CORR}	8	0,2	0	51	mm/s	
Parámetros OBAD de SBAS	I_{CORR}	5	6	30	216	s	
	C_{CORR}	8	0,01	0	2,55	m	
	R_{CORR}	8	0,2	0	51	mm/s	
Parámetros OBAD reservados	I_{CORR}	5	6	30	216	s	
	C_{CORR}	8	0,01	0	2,55	m	
	R_{CORR}	8	0,2	0	51	mm/s	

Sección	Nombre	Longitud	Factor de escala	Gama efectiva		Unidad	Observaciones
				mín.	máx.		
Tabla de escala DFREI	σ_{DFRE}: DFREI = 0	4	0,0625	0,125	1,0625	m	
	σ_{DFRE}: DFREI = 1	4	0,125	0,25	2,125	m	
	σ_{DFRE}: DFREI = 2	4	0,125	0,375	2,25	m	
	σ_{DFRE}: DFREI = 3	4	0,125	0,5	2,375	m	
	σ_{DFRE}: DFREI = 4	4	0,125	0,625	2,5	m	
	σ_{DFRE}: DFREI = 5	4	0,25	0,75	4,5	m	
	σ_{DFRE}: DFREI = 6	4	0,25	1	4,75	m	
	σ_{DFRE}: DFREI = 7	4	0,25	1,25	5	m	
	σ_{DFRE}: DFREI = 8	4	0,25	1,5	5,25	m	
	σ_{DFRE}: DFREI = 9	4	0,25	1,75	5,5	m	
	σ_{DFRE}: DFREI = 10	4	0,5	2	9,5	m	
	σ_{DFRE}: DFREI = 11	4	0,5	2,5	10	m	
	σ_{DFRE}: DFREI = 12	4	1	3	18	m	
	σ_{DFRE}: DFREI = 13	4	3	4	49	m	
	σ_{DFRE}: DFREI = 14	4	6	10	100	m	
ID de ref. horaria	Identificador de referencia horaria	3	1	0	7	-	
Parámetros OBAD comunes	Selector de ecuación de la degradación	1	1	0	1	-	
	RSS_{DFRE}	1	1	0	1	-	
Extra	Extra	1	-	-	-	-	

Nota.— *Toda la información se define en 3.5.11.4.*

Tabla B-101. Mensaje de tipo 39 de reloj, efemérides y matriz de covarianza SBAS - 1

Sección	Nombre	Longitud	Factor de escala	Gama efectiva		Unidad	Observaciones
				mín.	máx.		
Encabezado de mensaje	Posición orbital delta	6	1	1	39	-	El desplazamiento es 0 y la gama de codificación (0 a 63) supera la gama efectiva. El código 1 corresponde a la posición orbital delta 1. Véase la Tabla B-113
	IODG	2	1	0	3	-	
	ID de proveedor de SBAS	5	1	0	31	-	
Parámetros de órbita	C_{uc}	19	$\pi \times 2^{-19}$ × 10-4	$-\pi/2 \times 10^{-4}$	$\pi/2 \times 10^{-4} \times (1-2^{-18})$	rad	Codificado c/complemento a dos
	C_{us}	19	$\pi \times 2^{-19} \times 10^{-4}$	$-\pi/2 \times 10^{-4}$	$\pi/2 \times 10^{-4} \times (1-2^{-18})$	rad	Codificado c/complemento a dos
	Idot	22	$7\pi/6 \times 2^{-21} \times 10^{-6}$	$-7\pi/6 \times 10^{-6}$	$7\pi/6 \times 10^{-6} \times (1-2^{-21})$	rad/s	Codificado c/complemento a dos
	ω	34	$\pi \times 2^{-33}$	$-\pi$	$\pi \times (1-2^{-33})$	rad	Codificado c/complemento a dos
	Ω_o	34	$\pi \times 2^{-33}$	$-\pi$	$\pi \times (1-2^{-33})$	rad	Codificado c/complemento a dos

Sección	Nombre	Longitud	Factor de escala	Gama efectiva		Unidad	Observaciones
				mín.	máx.		
	M0	34	$\pi \times 2^{-33}$	$-\pi$	$\pi \times (1-2^{-33})$	rad	Codificado c/complemento a dos
Parámetros de reloj	a_{Gf0}	25	0,02	-292766,06	292766,06	m	Codificado c/complemento a dos La gama de codificación (-335544,32 a 335544,30) supera la gama efectiva
	a_{Gf1}	16	4×10^{-5}	-1,31072	1,31068	m/s	Codificado c/complemento a dos

Nota 1.— *Toda la información se define en 3.5.11.5.*
Nota 2.— *3.5.9.6 limita el valor aGf0 a ±292766,07 m.*

Tabla B-102. Mensaje de tipo 40 de reloj, efemérides y matriz de covarianza SBAS - 2

Sección	Nombre	Longitud	Factor de escala	Gama efectiva		Unidad	Observaciones
				mín.	máx.		
Encabezado de mensaje	IODG	2	1	0	3	-	
Parámetros de órbita	I	33	$\pi \times 2^{-33}$	0	$\pi \times (1-2^{-33})$	rad	
	e	30	2^{-30}	0	$1-2^{-30}$	-	
	a	31	0,02	6370000	49319672,94	m	
Hora de efemérides SBAS	t_e	13	16	0	86384	s	La gama de codificación (0 a 131 056) supera la gama efectiva.
Parámetros de covarianza	Exponente de escala	3	1	0	7		
	$E_{1,1}$	9	1	0	511	-	
	$E_{2,2}$	9	1	0	511	-	
	$E_{3,3}$	9	1	0	511	-	
	$E_{4,4}$	9	1	0	511	-	
	$E_{1,2}$	10	1	-512	511	-	Codificado como complemento a dos
	$E_{1,3}$	10	1	-512	511	-	Codificado como complemento a dos
	$E_{1,4}$	10	1	-512	511	-	Codificado como complemento a dos
	$E_{2,3}$	10	1	-512	511	-	Codificado como complemento a dos
	$E_{2,4}$	10	1	-512	511	-	Codificado como complemento a dos
	$E_{3,4}$	10	1	-512	511	-	Codificado como complemento a dos
Parámetros de integridad	DFREI	4	1	0	15	-	
δR_{CORR}	Factor de escala R_{CORR}	3	1/8	1/8	1	-	
Extra	Extra	1	1	0	1	-	

Nota 1.— *DFREI y δRCORR están definidos en 3.5.11.2.*
Nota 2.— *Toda la demás información se define en 3.5.11.5.*

Tabla B-103. Mensaje de tipo 42 de desplazamientos horarios GNSS

Sección	Nombre	Longitud	Factor de escala	Gama efectiva mín.	Gama efectiva máx.	Unidad	Observaciones
Parámetros UTC comunes	A_{1SNT}	24	2^{-50}	$-2^{23}*2^{-50}$	$(2^{23}-1)*2^{-50}$	s/s	Coeficiente de deriva de la escala de tiempo SBAS respecto a la escala de tiempo UTC (codificado como complemento a dos)
	A_{0SNT}	35	2^{-33}	-2	$2-2^{-33}$	s	Coeficiente de sesgo de la escala de tiempo SBAS respecto a la escala de tiempo UTC (codificado como complemento a dos)
	t_{0t}	8	3600	0	601200	s	La gama de codificación (0 a 918000) de la hora de la semana usada como dato de referencia horaria supera la gama efectiva.
	WN_t	8	1	0	255	semana	Número de semana usado como dato de referencia horaria
	Dt_{LS}	8	1	-128	127	s	Cuenta actual o anterior de segundos intercalares (codificado como complemento a dos)
	WN_{LSF}	8	1	0	255	semana	Segundo intercalar número de semana usado como referencia
	DN	3	1	1	7	día	Número del día de referencia del segundo intercalar El desplazamiento es 0 y la gama de codificación (0 a 7) supera la gama efectiva. El código 1 corresponde al DN 1.
	Dt_{LSF}	8	1	-128	127	s	Cuenta actual o futura de segundos intercalares (codificado como complemento a dos)
	Identificador de norma UTC	4	1	0	15	-	Identificador de norma UTC
Parámetros del período de validez	Estado de desplazamiento respecto de UTC	1	1	0	1	-	Estado de validez del desplazamiento por conversión de SNT a UTC
	TOW_{spp}	8	3600	0	601200	s	Hora de la semana que sirve de referencia para el período de validez La gama de codificación (0 a 918000) supera la gama efectiva.
	WN_{spp}	1	1	0	1	-	Número de semana usado como referencia del período de validez respecto a WNt
	VP	3	1	0	7	A	Duración del período de validez
Extra	Extra	97	1	-	-	-	

Tabla B-104. Almanaques de satélite SBAS de tipo 47

Sección	Nombre	Longitud	Factor de escala	Gama efectiva		Unidad	Observaciones
				mín.	máx.		
Encabezado SBAS I	Posición orbital delta	6	1	1	39	-	El desplazamiento es 0 y la gama de codificación (0 a 63) supera la gama efectiva. El código 1 corresponde a la posición orbital delta 1. Véase la Tabla B-113
	ID de proveedor de SBAS	5	1	0	31	-	
	Indicador transmitido	1	-	-	-	-	
Parámetros keplerianos de SBAS I	a	16	650	6370000	48967750	m	
	e	8	2^{-8}	0	0,99609375	-	
	I	13	$\pi \times 2^{-13}$	0	$\pi \times (1-2^{-13})$	rad	
	ω	14	$\pi \times 2^{-13}$	$-\pi$	$\pi \times (1-2^{-13})$	rad	Codificado como complemento a dos
	Ω0	14	$\pi \times 2^{-13}$	$-\pi$	$\pi \times (1-2^{-13})$	rad	(Codificado como complemento a dos)
	Ω	8	1×10^{-9}	$-1{,}28\times10^{-7}$	$1{,}27\times10^{-7}$	rad/s	(Codificado como complemento a dos)
	M_0	15	$\pi \times 2^{-14}$	$-\pi$	$\pi \times (1-2^{-14})$	rad	(Codificado como complemento a dos)
	t_a	6	1 800	0	84 600	s	La gama de codificación (0 a 113400) supera la gama efectiva.
Encabezado SBAS II	Posición orbital delta	6	1	0	39	-	La gama de codificación (0 a 63) supera la gama efectiva. El código 1 corresponde a la posición orbital delta 1. Véase la Tabla B-113
	ID de proveedor de SBAS	5	1	0	31	-	
	Indicador transmitido	1	-	-	-	-	
Parámetros keplerianos de SBAS II	a	16	650	6 370 000	48 967 750	m	
	e	8	2^{-8}	0	0,99609375	-	
	I	13	$\pi \times 2^{-13}$	0	$\pi \times (1-2^{-13})$	rad	
	ω	14	$\pi \times 2^{-13}$	$-\pi$	$\pi \times (1-2^{-13})$	rad	(Codificado como complemento a dos)
	Ω_0	14	$\pi \times 2^{-13}$	$-\pi$	$\pi \times (1-2^{-13})$	rad	(Codificado como complemento a dos)
	Ω	8	1×10^{-9}	$-1{,}28\times10^{-7}$	$1{,}27\times10^{-7}$	rad/s	(Codificado como complemento a dos)
	M_0	15	$\pi \times 2^{-14}$	$-\pi$	$\pi \times (1-2^{-14})$	rad	(Codificado como complemento a dos)
	t_a	6	1 800	0	84 600	s	La gama de codificación (0 a 113400) supera la gama efectiva.
Reinicios de cuenta de WN	$WNRO_{cuenta}$	4	1	0	15	-	15 significa que el parámetro es inválido.

Nota 1.— *Los identificadores de proveedor de servicio SBAS se definen en 3.5.1.1.*

Nota 2.— *Todos los demás parámetros se definen en 3.5.11.7.*

Tabla B-105. Reservada

Tabla B-106. Mensaje nulo de tipo 63 radiodifundido en L5

Sección	Nombre	Longitud	Factor de escala	Gama efectiva		Unidad	Observaciones
				mín.	máx.		
Reservado	Reservado	216	-	-	-	-	

Nota.— *El mensaje nulo se usa como mensaje de relleno si no hay otros mensajes disponibles para radiodifundir en el intervalo de tiempo de un segundo.*

Tabla B-107. Intervalos de expiración de los datos en los mensajes de L5

Datos	Tipos de mensaje	Intervalo máximo de actualización	Expiración en ruta, terminal, aprox. no de precisión	Expiración aprox. de precisión, con guía vertical
"No utilizar"	0	6 s	N/A	N/A
Máscara de satélite	31	120 s	600 s	600 s
DFREI o DFRECI	32	6 s	18 s	12 s
	34	6 s	18 s	12 s
	35	6 s	18 s	12 s
	36	6 s	18 s	12 s
	40	6 s	18 s	12 s
Correcciones de efemérides-reloj y matriz de covarianza	32	$0{,}5x(I_{Valid})_{32}$ s por satélite corregido	$1{,}5x(I_{Valid})_{32}$	$(I_{Valid})_{32}$
Reloj, efemérides y matriz de covarianza SBAS	39 40	$0{,}5x(I_{Valid})_{39/40}$ s	$1{,}5x(I_{Valid})_{39/40}$	$(I_{Valid})_{39/40}$
Parámetros de degradación	37	120 s	600 s	600 s
Tabla de escala DFREI	37	120 s	600 s	600 s
Identificador de referencia horaria	37	120 s	600 s	600 s
Identificador de proveedor de servicio SBAS	47	120 s	600 s	600 s
Desplazamiento por conversión de SNT a UTC	42	240 s	Nota 3	Nota 3

Nota 1.— Los intervalos de expiración se definen a partir de la hora de llegada del último bit del mensaje al puerto de antena del receptor.

Nota 2.— Para los demás parámetros del mensaje de tipo 47, no hay más requisitos de expiración que los enumerados arriba.

Nota 3.— La información sobre desplazamiento por conversión de SNT a UTC del mensaje de tipo 42 expira según se define en 3.5.11.6 tomando en cuenta los parámetros Wnapp, TOW_{app} y VP.

3.5.14 ELEMENTOS SBAS DFMC AJENOS A LA AERONAVE

Nota.— *Los parámetros mencionados en esta sección se definen en 3.5.11.*

3.5.14.1 *GENERALIDADES*

3.5.14.1.1 *Datos e intervalos de radiodifusión requeridos.* El SBAS radiodifundirá los datos requeridos para las funciones habilitadas que se describen en el Capítulo 3, 3.7.3.4.2, como se muestra en la Tabla B-108.

Nota.— *El SBAS puede radiodifundir mensajes nulos (mensajes de tipo 63) para rellenar los intervalos de tiempo en los que no se radiodifunde ningún otro dato.*

3.5.14.1.1.1 Todos los datos que radiodifunda SBAS, se necesiten o no para una función particular, se ajustarán a los requisitos de actualización de la Tabla B-108.

Tabla B-108. Intervalos de radiodifusión de datos en L5 y funciones habilitadas

Tipo de datos	Intervalo máximo de radiodifusión	Telemetría por SBAS DFMC	Corrección diferencial libre de ionosfera	Tipos de mensaje
"No utilizar"	6 s			0
Correcciones de errores de efemérides-reloj y datos de matriz de covarianza	$0,5x(I_{Valid})_{32}$ s por satélite corregido		R	32
Máscara de satélites SBAS	120 s	R	R	31
Información de integridad (DFREI y opcionalmente DFRECI)	6 s	R	R	32, 34, 35, 36 y 40
Correcciones de efemérides-reloj y datos de matriz de covarianza SBAS	$0,5x(I_{Valid})_{39/40}$ s	R		39 y 40
OBAD, tabla de escala DFREI e identificador de referencia horaria	120 s	R	R	37
Parámetros de datos de almanaque SBAS, indicador de radiodifusión e ID de proveedor de servicio SBAS	120 s	R	R	47
Desplazamiento por conversión de SNT a UTC	240 s			42

Nota 1.— "R" significa que deben radiodifundirse los datos para habilitar la función.

Nota 2.— La información de integridad incluye el DFRECI únicamente si se radiodifunde el mensaje de tipo 34, de lo contrario sólo incluye el DFREI.

3.5.14.1.2 *Supervisión de la radiofrecuencia en SBAS*. El SBAS supervisará los parámetros de satélite SBAS indicados en la Tabla B-109 y ejecutará la acción indicada.

Tabla B-109. Supervisión de la radiofrecuencia SBAS L5

Parámetro	Referencia	Límite de alarma	Acción requerida (Nota 1)
Nivel de potencia de la señal	Capítulo 3, 3.7.3.4.5.3 y 3.7.3.4.6.3	potencia mínima especificada potencia máxima especificada *(Nota 2)*	Mínima: detener la función de telemetría de SBAS DFMC. Máxima: detener la radiodifusión.
Modulación	Capítulo 3, 3.7.3.4.5.5 y 3.7.3.4.6.5	Monitor de distorsión de forma de onda	Detener la función de telemetría de SBAS DFMC.
Estabilidad de frecuencia portadora	3.5.2.1 y 3.5.9.1	N/A *(Nota 3)*	Detener la función de telemetría de SBAS DFMC a menos que σ2DFRE refleje error.
Coherencia de código/frecuencia	3.5.2.4 y 3.5.9.4.2	N/A *(Nota 3)*	Detener la función de telemetría de SBAS DFMC a menos que σ2DFRE refleje error.
Desviación máxima de fase de código	3.5.2.6 y 3.5.9.6	N/A *(Notas 2 y 3)*	Detener la función de telemetría de SBAS DFMC a menos que σ2DFRE refleje error.
Codificación convolucional y bi-binaria	3.5.2.9 y 3.5.9.9	Todos los mensajes transmitidos son erróneos	Cesar radiodifusión.

Notas.—
1. Los parámetros de supervisión que requieren "detener la función de telemetría de SBAS DFMC" sólo se requieren para los satélites SBAS que proporcionan servicio de telemetría SBAS DFMC. El cese de la función telemétrica se logra radiodifundiendo un DFREI de "No utilizar con SBAS" para ese satélite SBAS.
2. Estos parámetros pueden supervisarse mediante su impacto en la calidad de la señal recibida (impacto C/N0), puesto que es el impacto en el usuario.
3. No se especifican los límites de alarma porque el error inducido es aceptable, a condición de que esté representado en el parámetro σ 2DFRE. Si no puede representarse el error, debe cesar la función telemétrica.

3.5.14.1.3 *"No utilizar".* El SBAS radiodifundirá un mensaje de "No utilizar" (mensaje de tipo 0) cuando se necesite informar a los usuarios que no deben usar los datos radiodifundidos por el satélite SBAS en L5 y función telemétrica de doble frecuencia.

3.5.14.1.4 *Desplazamiento Doppler en el satélite SBAS.* El desplazamiento Doppler de la señal del satélite SBAS que se observa en un emplazamiento fijo dentro de la proyección de cualquier satélite no será mayor a:

a) ±337 Hz para la señal de un satélite GEO; y

b) ±7 kHz para la señal de cualquier otro satélite.

3.5.14.1.5 *Parámetros de efemérides SBAS.* Al radiodifundir parámetros de efemérides, cada satélite SBAS radiodifundirá parámetros de efemérides para sí mismo como se define en 3.5.11.5.

3.5.14.1.5.1 El proveedor de servicio SBAS se cerciorará de que el parámetro horario te de las efemérides SBAS incluido en el mensaje de tipo 40 esté ubicado entre -43 200 s y +43 199 s del tiempo de radiodifusión y se ajuste para compensar el paso de un día al otro.

Nota.— *te se codifica como una hora del día y el día/la semana aplicable está dentro del intervalo previsto [-43 200 s; +43 199 s].*

3.5.14.1.6 Datos de almanaque. Cada satélite SBAS transmitirá datos de almanaque como se define en 3.5.11.7 para todos los satélites SBAS del mismo proveedor de servicios.

Nota.— *En el Adjunto D, 6.7.5, se da información adicional relativa a determinadas órbitas de SBAS.*

3.5.14.1.6.1 El error de la posición estimada del satélite que se deriva de un mensaje de tipo 47 transmitido dentro de los 15 minutos precedentes respecto de la posición verdadera del satélite no excederá los 3 000 km.

3.5.14.1.6.2 El error en la predicción del desplazamiento Doppler que se calcula a partir del mensaje de tipo 47 no excederá de ± 337 Hz para un período de siete días a partir de la radiodifusión del mensaje de tipo 47.

Nota.— *Los receptores SBAS pueden fiarse de esta precisión de almanaque por un período de siete días a partir de la recepción del mensaje de almanaque. Corresponde al receptor realizar los ajustes necesarios por el paso de un día a otro o una semana a otra, ya que la hora de referencia del almanaque se expresa únicamente en segundos del día.*

3.5.14.1.6.3 Si con el mensaje de tipo 47 se proporciona sólo un almanaque de satélite SBAS, los bits entre 118 y 225 asignados al segundo almanaque de satélite SBAS se codificarán con valor "0".

3.5.14.1.6.4 El SBAS fijará el indicador de radiodifusión en "1" para el satélite SBAS que radiodifunde el mensaje de tipo 47 y en "0" para todos los demás satélites SBAS.

3.5.14.1.6.5 El proveedor de servicio SBAS se cerciorará de que el ID de proveedor de servicio SBAS sea correcto usando en los mensajes de tipo 47 el valor que tenga asignado en la Tabla B-27.

3.5.14.1.6.6 El proveedor de servicio SBAS se cerciorará de que el parámetro horario te del almanaque SBAS incluido en el mensaje de tipo 47 esté ubicado entre -43 200 s y +43 199 s del tiempo de radiodifusión y esté ajustado para reflejar el paso de un día al otro.

Nota.— *ta se codifica como una hora del día y el día/la semana aplicable está dentro del intervalo previsto [-43 200 s; +43 199 s].*

3.5.14.2 *Función telemétrica.* Si un SBAS proporciona una función telemétrica SBAS DFMC, también cumplirá los requisitos que figuran en esta sección.

3.5.14.2.1 Requisitos de actuación

Nota.— *Véase el Capítulo 3, 3.7.3.4.3.*

3.5.14.2.2 *Datos de función telemétrica.* El SBAS radiodifundirá los parámetros de efemérides, matriz de covarianza y valor de DFREI únicamente para el satélite SBAS que radiodifunde mediante los mensajes de tipo 39 y 40, ambos vinculados por sus IODG.

3.5.14.2.3 *IODG activa.* El SBAS no tendrá más de tres IODG activas. Una IODG activa corresponde a un parámetro de IODG radiodifundido en los mensajes de tipo 39 o 40 que no han expirado de acuerdo con la Tabla B-107.

3.5.14.3 *Función de corrección diferencial libre de ionosfera.* Si un SBAS proporciona una función de corrección diferencial libre de ionosfera, también cumplirá los requisitos que figuran en esta sección.

3.5.14.3.1 Actuación de la corrección diferencial libre de ionosfera.

3.5.14.3.1.1 Para las aplicaciones en ruta, de terminal y de aproximación que no es de precisión, dada una combinación válida de datos activos, la probabilidad de error horizontal que supere el HPL (que se define en 3.5.12.5) durante más de ocho segundos consecutivos será inferior a 10-7 en una hora cualquiera, tomando por supuesto un usuario con latencia cero.

3.5.14.3.1.2 Dada una combinación válida de datos activos, la probabilidad de una condición fuera de tolerancia (por ej., un error horizontal superior al HPL o un error vertical superior al VPL, como se definen en 3.5.12.5) con un tiempo hasta la alerta de más de 5,2 segundos consecutivos será inferior a 2 × 10–7 durante una aproximación, tomando por supuesto un usuario con latencia cero.

3.5.14.3.1.3 Cuando el SBAS detecta que la probabilidad de que el error exceda el nivel de protección es más alta que el riesgo de integridad exigido para una de las operaciones SBAS, la información de alerta (pasar a un valor más alto de DFRE o “No utilizar con SBAS”) que se transmite en los mensajes de tipo 32, 34, 35, 36 o 40 se repetirá tres veces seguidas después de la notificación inicial del estado de alerta, totalizando cuatro veces en cuatro segundos.

Nota 1.— *También puede enviarse el mensaje de tipo 0 cuatro veces seguidas para indicar una condición de alerta. Para más orientación, véase el Adjunto D, 6.7.4.*

Nota 2.— *Son datos activos los datos que no han expirado según lo indicado en 3.5.15.1.4.2.* Este requisito comprende las fallas de una o más constelaciones principales de satélites y del SBAS.

Nota 3.— *Los mensajes subsiguientes pueden transmitirse a la velocidad normal de actualización.*

3.5.14.3.2 *Máscara de satélites SBAS y expedición de datos – máscara (IODM).* El SBAS radiodifundirá una máscara de satélites SBAS y una IODM (mensaje de tipo 31). Los valores de posición orbital de satélites indicarán si se están proporcionando o no datos para cada satélite GNSS.

3.5.14.3.2.1 El SBAS cambiará la IODM cuando se produzca un cambio en la máscara de satélites SBAS, aumentando por 1 el último valor transmitido del Módulo 4 de IODM.

3.5.14.3.2.2 La IODM en los mensajes de tipo 34, 35 y 36 será igual a la IODM transmitida en el mensaje de máscara de satélites (mensaje de tipo 31) que se use para identificar los satélites para los que se proporcionen datos en esos mensajes.

3.5.14.3.2.3 El SBAS no tendrá más de dos IODM activas. Una IODM activa corresponde a una máscara de satélites transmitida en un mensaje de tipo 31 que no ha expirado de acuerdo con la Tabla B-107.

3.5.14.3.3 Correcciones de errores de efemérides-reloj y matriz de covarianza.

3.5.14.3.3.1 Excepto por el satélite SBAS que radiodifunde, el SBAS radiodifundirá correcciones de reloj y efemérides y matriz de covarianza (mensaje de tipo 32) para cualquier satélite en la máscara de satélites SBAS (es decir, cuyo número de posición orbital sea igual a “1”) cuando el SBAS tenga un DFREI con valor entre 0 y 14.

Nota.— *El mensaje de tipo 39/40 proveniente del satélite que radiodifunde no necesita otras correcciones, por lo que dicho satélite SBAS radiodifusor no enviará datos de corrección para sí mismo.*

3.5.14.3.3.2 El SBAS radiodifundirá datos de corrección de reloj y efemérides y de matriz de covarianza con una expedición de datos – navegación (IODN) que coincida con los datos de reloj y efemérides provenientes de los satélites GNSS que se estén corrigiendo (IOD). El valor de IODN se derivará de las IOD de los datos de reloj y efemérides de los satélites GNSS, como se describe en 3.5.11.2.

3.5.14.3.3.3 Para que todos los usuarios de SBAS puedan capturar los nuevos datos de GNSS cuando los satélites GNSS transmitan los nuevos datos válidos de reloj y efemérides, el SBAS seguirá radiodifundiendo correcciones y matrices de covarianza relativas a los datos de reloj y efemérides viejos durante:

a) 120 a 240 segundos para GPS;

b) 150 a 320 segundos para GLONASS;

c) 150 a 350 segundos para Galileo; y

d) 120 a 300 segundos para BDS.

Nota.— *Al hablar de “datos válidos de reloj y efemérides” lo que quiere decirse es que la información transmitida por los satélites GNSS está de acuerdo con el documento de control de interfaz (ICD) de su señal, con la norma de actuación y con los SARPS.*

3.5.14.3.3.4 Para los satélites que no sean SBAS, el SBAS sólo radiodifundirá un mensaje de tipo 32 para un satélite cuando haya supervisado los datos de efemérides y reloj de ese satélite ininterrumpidamente durante 300 segundos como mínimo.

Nota.— *La IOD definida en 3.5.11.2 incluye la comparación de la IODE de LNAV GPS con los ocho LSB de la IODC de LNAV GPS. Los datos de efemérides y reloj se derivan del mensaje de navegación de la constelación principal que es objeto de aumentación proveniente del SBAS DFMC, como se menciona en 3.5.11.1.*

3.5.14.3.3.5 El proveedor de servicio SBAS se cerciorará de que el parámetro te de tiempo de aplicabilidad de la corrección incluido en el mensaje de tipo 32 esté ubicado entre -43 200 s y +43 199 s de la hora de radiodifusión y esté ajustado para reflejar el paso de un día al otro.

Nota.— *tD se codifica como una hora del día y el día/la semana aplicable está dentro del intervalo previsto [-43 200 s; +43 199 s].*

3.5.14.3.4 Datos de integridad. Para cada satélite en la máscara de satélites SBAS, el SBAS radiodifundirá información de DFREI usando los parámetros de DFREI o DFRECI, la matriz de covarianza, el exponente de escala y los parámetros de degradación de forma de cumplir el requisito de integridad de 3.5.14.3.1. Si las correcciones exceden la gama de codificación, o si no es posible determinar σ^2_{DFC} (como se describe en 3.5.12.4.1), entonces el SBAS indicará que el satélite no es adecuado para la determinación de la posición por SBAS ("No usar con SBAS").

Nota.— *El receptor de SBAS aplicará el DFRECI a su DFREI activo actual, que puede ser cualquier DFREI activo transmitido.*

3.5.14.3.4.1 El SBAS proporcionará información de DFREI directamente a través del parámetro del DFREI o indirectamente por el parámetro DFRECI, para que se pueda calcular el valor σ_{DFRE} (como se define en 3.5.11.4) para el satélite en la máscara de satélites que el SBAS supervisa con mensajes de tipo 34, 35 o 36 cada seis segundos como mínimo.

3.5.14.3.4.1.1 Al usar un mensaje de tipo 34, el SBAS transmitirá como máximo siete DFRECI con valor "1".

Nota 1.— *En lugar de transmitir los valores de DFREI actualizados en el mensaje de tipo 34, el SBAS puede usar algunos DFRECI con valor "2" o "3" para modificar los DFREI en más de siete satélites sin dejar de usar el mensaje de tipo 34. También puede usarse un mensaje de tipo 35 o 36 en lugar de los mensajes de tipo 34 para proporcionar más valores actualizados de DFREI.*

Nota 2.— *Los DFRECI siguen el orden del índice de posición orbital de satélite aumentado que se deriva del mensaje de tipo 31 con una IODM coincidente.*

3.5.14.3.4.1.2 Cuando use un mensaje de tipo 34 con un DFRECI de valor "1", el SBAS radiodifundirá los nuevos valores de DFREI en el orden correspondiente al orden de DFRECI con valor "1" en todo el campo de DFRECI. El nuevo valor de DFREI se aplicará al índice de posición orbital de satélite aumentado del correspondiente valor de DFRECI fijado en "1".

3.5.14.3.4.2 El SBAS dará un valor de "15" a cualquier DFREI que aparezca en el campo de datos de los mensajes de tipo 35 y 36, y que corresponda a un número de posición orbital de satélite no fijado en la máscara.

3.5.14.3.4.2.1 Cuando use un mensaje de tipo 34, el SBAS le asignará el valor "3" a las posiciones orbitales de DFRECI que superen el índice máximo de posición orbital del satélite aumentado.

3.5.14.3.4.2.2 Si en un mensaje de tipo 34 el número N de DFRECI de valor "1" es inferior a siete, los últimos valores 7-N de DFREI de dicho mensaje se fijarán en un valor de "15".

3.5.14.3.4.3 Cuando use un mensaje de tipo 34, el SBAS transmitirá un DFRECI de valor "3" ("No utilizar con SBAS") en lugar de transmitir un DFRECI de valor "2" ("DFREI aumentado por uno") si el DFREI activo más reciente tuviera un valor de "14" y el correspondiente valor de DFRE ya no fuera adecuado para mantener la integridad como se indica en 3.5.14.3.1.

3.5.14.3.4.4 El SBAS enviará (IVALID)32 y (IVALID)39/40 en los mensajes de tipo 37 correspondientes a los intervalos de tiempo durante los cuales se puedan usar los datos de integridad de los mensajes de tipo 32 y 39/40.

Nota.— *Estos intervalos de tiempo se miden desde la hora de llegada del último bit del mensaje de tipo 32 o el último bit del último mensaje de los mensajes en par de tipo 39/40 que se reciban en el puerto de antena del receptor de SBAS.*

3.5.14.3.4.5 El requisito de integridad de 3.5.14.3.1 se aplicará durante toda la actualización de los parámetros en el mensaje de tipo 37.

Nota.— *Se prevé que muy rara vez se modifique la tabla de escala de DFREI durante la vida de un SBAS.*

3.5.14.3.4.5.1 Para cada DFREI, el valor σDFRE será siempre superior al valor de σDFRE especificado para el DFREI inferior en la tabla de escala del mensaje de tipo 37.

3.5.14.3.5 *Datos viejos pero activos (OBAD).* El SBAS radiodifundirá los parámetros de OBAD (mensaje de tipo 37) que sean necesarios para que se cumpla el requisito de integridad de 3.5.14.3.1.

3.5.14.3.6 DATOS DE TEMPORIZACIÓN

3.5.14.3.6.1 El SBAS indicará en qué referencia horaria está alineada la SNT del SBAS DFMC usando el campo de identificador de referencia horaria del mensaje de tipo 37.

3.5.14.3.6.2 Si un SBAS proporciona la información de WNROcuenta con un parámetro que no está fijado permanentemente en “15”, el SBAS supervisará el reinicio de número de semana actualizando la cuenta de reinicio de número de semana (WNROcuenta) en el mensaje de tipo 47 para la constelación GNSS identificada en el identificador de referencia horaria del mensaje de tipo 37.

Nota.— *La cuenta de reinicio del número de semana se usa para resolver la posible ambigüedad del valor de número de semana transmitido a través de los datos de navegación GNSS. En 3.5.11.7 puede encontrarse información sobre la hora de referencia por constelación para calcular la* WNROcuenta*.*

3.5.14.3.6.3 Si se radiodifunde un mensaje de tipo 42, el SBAS proporcionará información para derivar el desplazamiento por conversión de SNT a UTC de acuerdo con la información establecida en el parámetro de VP.

Nota.— *El SBAS puede usar el parámetro de estado de desplazamiento respecto a UTC para dejar sin efecto información transmitida previamente.*

3.5.14.3.6.4 Si se radiodifunde un mensaje de tipo 42 y el SBAS no puede radiodifundir el desplazamiento por conversión de SNT a UTC, el SBAS transmitirá todos los parámetros del campo de parámetros comunes con todos los bits puestos en cero, excepto por el identificador de norma UTC que se codificará con valor “7”.

3.5.14.4 SUPERVISIÓN

3.5.14.4.1 *Supervisión de la radiofrecuencia en SBAS*. El SBAS supervisará los parámetros de satélite SBAS indicados en la Tabla B-109 y ejecutará la acción indicada.

Nota.— *Además de los requisitos de supervisión de radiofrecuencias de esta sección, será necesario hacer arreglos especiales para supervisar la aceleración de seudodistancia especificada en el Capítulo 3, 3.7.3.4.3.5, el ruido de fase portadora especificado en 3.5.9.2 y la pérdida de correlación especificada en 3.5.9.5, a menos que el análisis y las pruebas muestren que estos parámetros no pueden exceder los límites establecidos.*

3.5.14.4.2 *Supervisión de datos.* El SBAS supervisará las señales telemétricas de GNSS para cerciorarse de que los datos activos cumplan los requisitos de 3.5.14.3.1.

3.5.14.4.2.1 El subsistema de tierra fijará los principales picos de correlación de las señales rastreadas que el SBAS usa para la aumentación.

3.5.14.4.2.2 El subsistema de tierra se cerciorará de que los datos transmitidos delimiten el error residual para receptores de a bordo de acuerdo con las limitaciones de diseño

de los receptores de SBAS DFMC definidas en 3.5.15.1.1.3 al encontrarse con las distorsiones de señales GNSS que se definen en el Adjunto D, 8.

Nota.— *El receptor de SBAS fija el pico de correlación principal de la señal rastreada según lo requerido en 3.5.15.1.5.*

3.5.14.4.2.3 La acción de supervisión consistirá en dar a DFRE un valor más alto o fijarlo en "No utilizar con SBAS" para ese satélite.

3.5.14.4.2.4 El SBAS supervisará todos los datos activos que cualquier usuario pueda usar dentro del área de cobertura.

3.5.14.4.2.5 El SBAS generará una alerta dentro de un lapso de 5,2 segundos si se produce una combinación de datos activos y señales en el espacio GNSS que provoque un error de posición horizontal o vertical superior al HPL o VPL, respectivamente (de acuerdo con 3.5.14.3.1).

Nota.— *La supervisión se aplica a todas las condiciones de falla, incluidas las fallas en la o las constelaciones principales de satélites o en los satélites SBAS. La supervisión toma por supuesto que el elemento de aeronave cumple los requisitos de 3.5.15.*

3.5.14.4.3 *Supervisión de IOD.* El SBAS actuará como corresponda para garantizar la integridad de la información transmitida cuando la IODN activa que se describe en 3.5.11.2 pueda vincularse a más de una efemérides válida.

Nota 1.— *Son datos activos los datos que no han expirado según lo indicado en la Tabla B-107. Este requisito comprende las fallas de una o más constelaciones principales de satélites y del SBAS.*

Nota 2.— *En 3.5.15.1.4.8 se da información adicional sobre las correcciones que aplica el receptor SBAS y puede usarse para evaluar el tiempo durante el cual el SBAS puede considerar una desalineación entre la IODN y la constelación principal.*

3.5.14.5 *Resistencia a las fallas de una o más constelaciones.* El SBAS seguirá proporcionando sus servicios tras el retiro de uno o múltiples satélites, o de una constelación principal entera.

Nota.— *Se supone que los sistemas SBAS sigan funcionando al producirse fallas o anomalías en uno o varios satélites o la falla de una constelación principal entera. El nivel de servicio proporcionado se va degradando a medida que se retiran más satélites. El retiro de un satélite con fallas o disfuncional no afecta la capacidad de supervisar y corregir otros satélites.*

3.5.15 ELEMENTOS SBAS DFMC DE AERONAVE

Nota 1.— *Los parámetros a los que se hace referencia en esta sección están definidos en 3.5.11.*

Nota 2.— *Todos los receptores SBAS procesan señales de satélites SBAS GEO; el procesamiento de señales provenientes de otros satélites es opcional.*

3.5.15.1 Receptor GNSS con capacidad SBAS DFMC.

3.5.15.1.1 *Receptor GNSS con capacidad SBAS DFMC.* Salvo que se señale específicamente, el receptor GNSS con capacidad SBAS DFMC procesará las señales del SBAS y cumplirá los requisitos aplicables a las constelaciones principales que rastrea y que se especifican en 3.1.1.3.1 (receptor GPS), y/o 3.1.2.3.1 (receptor GLONASS), y/o 3.1.3.3.1 (receptores Galileo), y/o 3.1.4.3.1 (receptores BDS). Las mediciones de pseudodistancia para cada satélite se adaptarán usando mediciones de portadora y el filtro que se define en 3.5.1.1. con los siguientes valores observables de pseudodistancia:

$PP1,kk$ es la medición cruda de pseudodistancia en metros de L1 C/A o L1OCd o E1-C o B1C_piloto o SBAS L1;

$PP2,kk$ es la medición cruda de pseudodistancia en metros de L5-Q o L3OCd o E5a-Q o B2a_piloto o SBAS L5;

$\varphi\varphi 1,kk$ es la medición acumulada cruda de fase portadora en metros de L1 C/A o L1OCd o E1-C o B1C_piloto o SBAS L1;

$\varphi\varphi 2,kk$ es la medición acumulada cruda de fase portadora en metros de L5-Q o L3OCd o E5a-Q o B2a_piloto o SBAS L5;

$\gamma_{12} = \left(\frac{f_1}{f_2}\right)^2$ es la relación del cuadrado de la frecuencia, donde f1 es L1 C/A o L1OCd o E1-C o B1C_piloto o SBAS L1 y f2 es L5-Q o L3OCd o E5a-Q o B2a_piloto o SBAS L5; y

$\alpha\alpha$ es la función de ponderación del filtro, que se define como sigue: transcurridos 100 segundos desde la inicialización del filtro, $\alpha\alpha$ será igual al intervalo de muestra en segundos dividido por la constante de tiempo de 100 segundos. En los primeros 100 segundos desde la inicialización del filtro, $\alpha\alpha$ será igual al intervalo de muestra en segundos dividido por el tiempo en segundos desde la inicialización del filtro.

3.5.15.1.1.1 El receptor procesará las señales aumentadas de la siguiente forma:

a) para GPS: el receptor usará una réplica de BPSK(1) para la señal L1 C/A y una réplica de BPSK(10) para la señal L5-Q. La posición del satélite y el reloj del satélite se basarán en las efemérides contenidas en el mensaje LNAV en L1. Se aplicará la corrección por retardo de grupo contenida en el mensaje LNAV en L1;

b) para GLONASS: el receptor usará una réplica de BPSK (1) para la señal L1OCd y una réplica de BPSK(10) para la señal L3OCd. La posición del satélite y el reloj del satélite se basarán en las efemérides de las cadenas 10, 11 y 12 de L1OCd o L3OCd;

c) para Galileo: el receptor usará una réplica de BOC (1,1) para la señal E1-C y una réplica de BPSK(10) para la señal E5a-Q. La posición del satélite y el reloj del satélite se basarán en la efemérides contenida en el mensaje F/LNAV en E5a; y

d) para BDS: el receptor usará una réplica de BOC (1,1) para la señal B1C_piloto y una réplica de BPSK(10) para la señal B2a_piloto. La posición de satélite y el reloj de satélite se basarán en las efemérides del mensaje B-CNAV2 en B2a.

Nota. — *En BDS-SIS-ICD-B2a (V1.0), 7.8.3, se describe el cálculo del equivalente específico libre de ionosfera tomando en cuenta los retardos de grupo transmitidos en el mensaje B-CNAV2*.

3.5.15.1.1.2 La corrección de la hora del satélite $(\Delta \mathbf{t}_{SV,i})$ para el satélite i que se define en 3.5.12.4 se calculará usando la siguiente información:

a) para GPS: la corrección del reloj del satélite $(\Delta \mathbf{t}_{SV,i})$ se calculará como se describe en 3.1.1.2.1.2 tomando en cuenta la corrección por retardo de grupo transmitida en el mensaje LNAV;

b) para GLONASS: la corrección del reloj del satélite $(\Delta \mathbf{t}_{SV,i})$ se calculará como se describe en 3.1.2.2.2;

c) para Galileo: la corrección del reloj del satélite $(\Delta \mathbf{t}_{SV,i})$ se calculará como se describe en 3.1.3.2.2;

d) para BDS: la corrección del reloj del satélite $(\Delta \mathbf{t}_{SV,i})$ se calculará como se describe en 3.1.4.2.2.1; y

e) para el satélite telemétrico SBAS: la corrección del reloj del satélite $(\Delta t_{SV,i})$ se calculará con la expresión $\Delta t_{SV,i} = a_{Gf0} + a_{Gf1}\Delta_t$, tomando aGf0 and aGf1 de la transmisión del mensaje de tipo 39 y Δt como se define en 3.5.12.3.1.

3.5.15.1.1.3 LIMITACIONES DE DISEÑO DE LOS ELEMENTOS SBAS DFMC DE AERONAVE.

3.5.15.1.1.3.1 Para procesar las señales L1, L5, E1, E5a, B1C y B2a, el elemento de aeronave se ajustará a las siguientes limitaciones:

a) anchura de banda de 3 dB entre 12 y 24 MHz centrada en torno a 1 575,42 MHz y 1 176,45 MHz;

b) retardo de grupo diferencial que no exceda de 150 ns;

c) discriminación temprano-tarde;

d) espaciado de correlacionador L1/E1/B1C entre 0,08 y 0,12 chips L1;

e) espaciado de correlacionador L5/E5a/B2a entre 0,9 y 1,1 chips L5;

f) atenuación de frecuencia de como mínimo 24 dB por octava hasta alcanzar la atenuación mínima para lograr los objetivos de prestación en presencia de señales de interferencia en los umbrales de interferencia especificados en 3.7;

g) mantener la atenuación mínima para lograr los objetivos de prestación en presencia de señales de interferencia en los umbrales de interferencia especificados en 3.7; y

h) filtrar las frecuencias del centro en torno a 1 575,42 MHz y 1 176,45 MHz en un rango de +/- 10 % de la anchura de banda de 3 dB especificada en a).

Nota 1.— *Este requisito limita la totalidad de la instalación de la capacidad SBAS DFMC en la aeronave, y no sólo el receptor SBAS DFMC.*

Nota 2. — *El nivel de 0 dB corresponde a la respuesta normalizada del filtro en pico de banda.*

3.5.15.1.1.3.2 Para procesar las señales L1=C y L3OC, el elemento de la aeronave respetará las siguientes limitaciones:

a) anchura de banda de 3 dB entre 12 y 24 MHz centrada en torno a 1 600,995 MHz y en torno a 1 202,025 MHz;

b) retardo diferencial de grupo no superior a 150 ns;

c) discriminador temprano-tarde;

d) espaciado de correlacionador L1OC entre 0,08 y 0,12 chips L1;

e) espaciado de correlacionador L3OC entre 0,9 y 1,1 chips L5;

f) atenuación de frecuencia de como mínimo 24 dB por octava hasta alcanzar la atenuación mínima para lograr los objetivos de prestación en presencia de señales de intererencia en los umbrales de interferencia especificados en 3.7;

g) mantener la atenuación mínima para lograr los objetivos de prestación en presencia de señales de interferencia en los umbrales de interferencia especificados en 3.7; y

h) filtrar las frecuencias del centro en torno a 1 600,995 MHz y 1 202,025 MHz en un rango de +/- 10 % de la anchura de banda de 3 dB especificada en a).

Nota 1.— *El requisito limita la totalidad de la instalación de la capacidad SBAS DFMC en la aeronave, y no sólo el receptor SBAS DFMC.*

Nota 2. — *El nivel de 0 dB corresponde a la respuesta normalizada del filtro en pico de banda.*

3.5.15.1.2 *Adquisición de satélites SBAS GEO en L5.* El receptor será capaz de adquirir y rastrear satélites GEO por los que un receptor estacionario en el emplazamiento del receptor del usuario experimentaría un desplazamiento Doppler de hasta ±337 Hz.

3.5.15.1.3 *Adquisición de otros satélites SBAS (no GEO) en L5.* El receptor no habilitado para satélites SBAS GEO será capaz de adquirir y rastrear otros satélites (no GEO) por los que un receptor estacionario en el emplazamiento del receptor del usuario experimentaría un desplazamiento Doppler de hasta ±7 Hz.

Nota.— *En el Adjunto D, 6.7.5, se proporciona información adicional sobre el alcance Doppler de satélites no GEO.*

3.5.15.1.4 Condiciones de uso de los datos en L5.

3.5.15.1.4.1 El receptor utilizará datos de un mensaje SBAS únicamente si se ha verificado la CRC del mensaje.

3.5.15.1.4.2 El receptor usará la información transmitida en mensajes DFMC únicamente dentro del período de expiración que se define en la Tabla B-107, comenzando a partir de la recepción del último bit del mensaje.

3.5.15.1.4.3 Al recibir un mensaje de tipo 0, el receptor dejará de usar todos los datos recibidos de esta señal que tengan intervalos de expiración definidos en la Tabla B-107, excepto el identificador de proveedor de servicio SBAS, que únicamente podrá usarse para el proceso de adquisición de SBAS.

3.5.15.1.4.4 El receptor únicamente aplicará datos de integridad cuando la IODM de los correspondientes mensajes de tipo 34, 35 o 36 coincida con la IODM de un mensaje de tipo 31 activo.

3.5.15.1.4.5 El nuevo DFREI que se reciba sustituirá al anterior.

3.5.15.1.4.6 Requisitos del DFRECI

3.5.15.1.4.6.1 Al recibir un DFRECI = 0 o un DFRECI = 2, el receptor actuará como si hubiera recibido una copia nueva del último DFREI activo recibido en mensajes de tipo 32, 34, 35, 36 o 40.

3.5.15.1.4.6.2 Al recibir un DFRECI = 2, el equipo usará el último DFREI activo recibido en mensajes de tipo 32, 34, 35, 36 o 40 y el σDFRE que corresponda al DFREI activo aumentado por uno.

Nota.— El efecto de recibir un DFRECI = 2 (“aumento del valor por 1”) no es acumulativo.

3.5.15.1.4.6.3 Al recibir un DFRECI = 3, el receptor fijará el DFREI en 15 (“No utilizar con SBAS”) y excluirá al satélite de la solución de posición SBAS.

3.5.15.1.4.6.4 Al recibir un DFRECI = 1, el receptor actualizará el valor de DFREI decodificando su lugar en el orden que tiene un DFRECI de valor “1” de mensaje de tipo 34 en todo el campo de DFRECI.

3.5.15.1.4.7 El receptor usará la tabla de DFREI hasta el último mensaje de tipo 37 decodificado para calcular σDFRE a partir de los DFREI recibidos.

3.5.15.1.4.8 Al recibir el mensaje de tipo 32 inicial válido aplicable a un satélite no SBAS en particular, el receptor invalidará para ese satélite los datos de reloj/efemérides que hubiera retenido y que contengan como mínimo un parámetro recibido por última vez más de cinco minutos antes de recibir el mensaje de tipo 32 inicial válido.

Nota.— *El "mensaje de tipo 32 inicial válido" es el primer mensaje de tipo 32 que se recibe cuando no hay ningún mensaje de tipo 32 activo de la señal L5 de SBAS que esté en uso.*

3.5.15.1.4.9 El receptor aplicará los parámetros de efemérides y reloj, los parámetros de matriz de covarianza, los parámetros de OBAD y los parámetros de integridad según lo descrito en 3.5.12.4 y 3.5.12.5.

3.5.15.1.4.10 El receptor usará el contenido de los mensajes de tipo 39 y 40 únicamente cuando se hayan recibido esos tipos de mensaje que tengan la misma IODG y que no hayan expirado.

3.5.15.1.4.11 El receptor computará correctamente el cambio por reinicio de día y semana cuando se observe después del último mensaje de tipo 47 recibido.

3.5.15.1.4.12 El receptor sólo usará distancias de satélites con aumentación SBAS provenientes de satélites con ángulos de elevación de 5 grados o más en el cálculo de posición de SBAS DFMC.

3.5.15.1.4.13 El receptor sólo usará los datos de corrección, integridad y demás obtenidos de la señal L5 de un satélite SBAS individual, identificado por su código de PRN, para todos los satélites utilizados en la solución de posición.

Nota.— *Al usar satélites SBAS adicionales para telemetría, el receptor utiliza los parámetros de reloj y de efemérides del mensaje de tipo 39/40 proveniente del satélite o los satélites SBAS telemétricos, y la covarianza y los parámetros de integridad (p. ej.,* DFREI, delta_RCORR) *y el mensaje de tipo 32 del satélite SBAS que se está usando para las correcciones.*

3.5.15.1.4.14 Antes de usarlo, el receptor verificará que el código de PRN SBAS rastreado coincida con el código de PRN derivado del campo de posición orbital delta en los datos de almanaque al recibir el mensaje de tipo 47 con el indicador transmitido de valor "1" o derivado del campo de posición orbital delta de un mensaje de tipo 39 activo.

3.5.15.1.4.15 En caso de pérdida de cuatro mensajes SBAS sucesivos, el receptor invalidará todos los DFREI y DFRECI recibidos previamente de este PRN SBAS.

3.5.15.1.4.16 El receptor comprobará que el parámetro tD del mensaje de tipo 32, así como los parámetros te y t aGf0 del mensaje de tipo 39/40, estén dentro de la gama efectiva indicada en las tablas de mensajes en 3.5.13. Si la comprobación de gama efectiva arroja resultado insatisfactorio, se descartará el mensaje.

Nota.— *Los bits o campos de mensaje que figuren como "Reservados" o "Extra" podrán tener cualquier valor durante la vida útil del servicio SBAS.*

3.5.15.1.5 El receptor de SBAS fijará el pico principal de correlación de cada una de las señales rastreadas que reciban aumentación del SBAS y se usen en la solución de posición SBAS.

3.5.15.2 Posición de satélite SBAS

3.5.15.2.1 Cálculo de la posición a partir de las efemérides. Al utilizar la función de telemetría SBAS, el receptor decodificará los mensajes de tipo 39/40 y determinará la posición ((XG, YG, ZG) del satélite SBAS usando el protocolo que se describe en 3.5.12.3.

3.5.15.2.2 Cálculo de la posición a partir del almanaque. Al calcular la posición del satélite SBAS con el mensaje de tipo 47, el receptor determinará la posición ((XG, YG, ZG) del satélite SBAS usando el protocolo que se describe en 3.5.12.2.

3.5.15.3 Funciones diferenciales libres de ionosfera

3.5.15.3.1 Función de estado de satélite GNSS. El receptor excluirá de la solución de posición SBAS aquellos satélites que estén identificados con la mención “No utilizar con SBAS”.

Nota 1.— *En el caso de un satélite designado como marginal o disfuncional por las banderas de funcionalidad de la constelación o las constelaciones de satélites principales, el SBAS podrá transmitir correcciones de efemérides y reloj que permitan al usuario seguir usando el satélite siempre que se cumplan los requisitos de actuación de 3.5.14.3.1.*

Nota 2.— *Si en la solución de posición se usan satélites que el SBAS identifica con la mención “No utilizar con SBAS”, SBAS no proporciona integridad.*

3.5.15.3.2 Exactitud telemétrica de la constelación o las constelaciones principales de satélites para las aproximaciones de precisión. La media cuadrática (1 sigma) de la contribución total de a bordo en régimen permanente al error de una seudodistancia libre de ionosfera corregida será inferior o igual al valor de la Tabla B-114 a la potencia mínima y máxima.

Tabla B-114. Exactitud telemétrica libre de ionosfera del receptor de un satélite de constelación principal para aproximaciones de precisión

	GPS (Véase el Capítulo 3, 3.7.3.1.1.8.6)	GLONASS (Véase el Capítulo 3, 3.7.3.1.2.9.4 y 3.7.3.1.2.10.4)	Galileo (Véase el Capítulo 3, 3.7.3.1.3.11.1 y 3.7.3.1.3.11.2)	BDS (Véase el Capítulo 3, 3.7.3.1.4.9.4.1 y 3.7.3.1.4.10.4.1)
Nivel de potencia mínima	0,4 m	0,65 m	0,4 m	0,4 m
Nivel de potencia máxima	0,3 m	0,3 m	0,3 m	0,3 m

3.5.15.3.3 El receptor utilizará el protocolo descrito en 3.5.12.4 para la solución de posición SBAS y para la diferencia horaria de las constelaciones si es más de una constelación que recibe aumentación de SBAS.

3.5.15.3.4 El receptor calculará los niveles de protección horizontal y vertical del SBAS definidos en 3.5.12.5.

3.5.15.3.4.1 La varianza del error del receptor de a bordo $\sigma^2_{\mathrm{air,DF}}$ para el satélite (i) se calculará así:

$$\sigma^2_{air,DF}[i] = \sigma^2_{ruido}[i] + \sigma^2_{MP\&AGDV,DF}[i]$$

donde:

$\sigma^2_{ruido}[i]$ está definido en 3.5.15.3.2;

$\sigma^2_{MP\&AGDV,DF}$, el modelo de error por variación del retardo de grupo por multitrayectorias y antena para las mediciones en doble frecuencia libre de ionosfera con adaptación de 100 segundos, que se describe mediante una distribución normal con media cero y desviación normal de:

para GPS, Galileo, GLONASS y BDS: $\sigma_{MP\&AGDV,DF}[i] = 0{,}34 + 0{,}4\,exp\left(-El_{\mathrm{deg}}[i]/14°\right)$ (en metros); y donde $El_{gr}\ [i]$ es el ángulo de elevación del satélite i (en grados).

Nota. — *Los modelos son válidos cuando el receptor está en régimen permanente.*

3.5.15.3.4.2 Para las mediciones en doble frecuencia libre de ionosfera, la incertidumbre ionosférica residual se definirá así:

$$\sigma_{i,iono} = \frac{40{,}0}{261{,}0+(El_{gr}\ \ [i])^2} + 0{,}018 \text{ (en metros)}$$

donde $El_{gr}\ \ [i]$ es el ángulo de elevación del satélite i (en grados).

3.5.15.3.5 Los parámetros del bloque de datos SBAS FAS aplicables a los receptores SBAS DFMC serán los descritos en 3.5.8.4.2.6, excepto por el tipo de operación y el designador de actuación de aproximación, que serán como se describe a continuación:

Tipo de operación: procedimiento de aproximación directa u otros tipos de operación aplicables a los receptores SBAS DFMC.

Codificación: 0 = procedimiento de aproximación directa con SPID de 0 a 13

1 a 7 = libre (extra)

8 = procedimiento de aproximación directa con SPID de 16 a 31

9 a 15 = libre (extra)

Designador de actuación de aproximación (APD): indicará el servicio SBAS que atiende los requisitos de acuerdo con la Tabla 3.7.2.4-1 para la aproximación definida por el bloque de datos FAS, incluida la finalización de un análisis de la seguridad operacional de un sistema específico para la Categoría 1, si el límite de alerta vertical (VAL) del bloque de datos FAS es mayor de 10 m.

Codificación: 0 = servicio SBAS DFMC o SBAS L1

1 = servicio SBAS DFMC que proporciona aumentación a una o más constelaciones (no se da servicio a SBAS L1)

2 = servicio SBAS DFMC que proporciona aumentación a dos constelaciones como mínimo (no se da servicio a SBAS L1)

3 a 4 = Libre (extra)

5 = servicio SBAS DFMC que proporciona aumentación a una o más constelaciones (SBAS L1 con continuidad/disponibilidad reducida)

6 = servicio SBAS DFMC que proporciona aumentación a dos constelaciones como mínimo (SBAS L1 con continuidad/disponibilidad reducida)

7 = Libre (extra)

Nota 1.— *El objetivo de los diferentes valores de código APD es comunicar posibles diferencias de actuación de los servicios SBAS en el lugar de aproximación según el número de frecuencias GNSS y el número de constelaciones aumentadas que se utilizan. Únicamente los receptores SBAS DFMC de a bordo usan el APD para seleccionar el modo de receptor de a bordo correcto para la operación de que se trate. En el Adjunto D, 6.6.5, puede encontrarse información adicional.*

Nota 2.— *"No se da servicio a SBAS L1" significa que, para una aproximación de Categoría I, el servicio SBAS L1 en la región de aproximación no se ajusta a la evaluación de seguridad operacional del sistema específico para el VAL publicado. Véase al respecto la orientación del Adjunto D, 3.3.9 y 6.6.5.*

Nota 3.— *"SBAS L1 con continuidad/disponibilidad reducida" significa que el servicio SBAS L1 en la región de aproximación no cumple los requisitos de disponibilidad o continuidad para la aproximación. Se puede recurrir a una integración adicional de elementos de aeronave para cumplir los requisitos de disponibilidad y continuidad para la aproximación. Corresponde al ¡elemento de aeronave la responsabilidad de determinar la disponibilidad y continuidad de NSE en el dominio de posición SBAS usando integración adicional de elementos de*

aeronave, y de determinar además si tal disponibilidad y continuidad son adecuadas para la aproximación. Para una aproximación de Categoría 1, el servicio SBAS L1 sí se ajusta a la evaluación de seguridad operacional del sistema específico para el VAL publicado de acuerdo con la orientación del Adjunto D, 3.3.9 y 6.6.5.

3.5.15.3.5.1 Para operaciones definidas por un bloque de datos FAS, el receptor determinará de la siguiente forma cuál es el identificador de proveedor de servicio SBAS (SPID) operativo a utilizar: si la operación es de tipo 0, el SPID operativo será el valor de SPID en el bloque de datos FAS; si es de tipo 8, será la suma de 16 y el valor de SPID en el bloque de datos FAS.

3.5.15.3.5.2 Para operaciones definidas por el bloque de datos FAS cuando el SPID operativo no es 15, el receptor seleccionará las señales SBAS con SPID activo decodificado de un mensaje de tipo 47 recibido que coincida con el SPID operativo determinado a partir del bloque de datos FAS (véase 3.5.15.3.5.1).

3.5.15.3.5.3 Para operaciones definidas por un bloque de datos FAS, el receptor usará el APD para determinar la combinación aceptable de servicio de navegación SBAS (es decir, SBAS DFMC y/o SBAS L1) y el número de constelaciones que se necesitan para posibilitar la operación que se pretende realizar (véase el Adjunto D, 6.6.5).

3.5.15.3.5.4 Para operaciones definidas por un bloque de datos FAS con SPID operativo de 15 y APD de dos o seis, el receptor seleccionará los satélites SBAS que aumenten dos o más constelaciones que el receptor pueda usar.

Nota.— *Si el SPID operativo es 15 y el APD no es dos o seis, el receptor podrá seleccionar cualquier SBAS operativo (que no radiodifunda MT0).*

3.5.15.4 FUNCIÓN TELEMÉTRICA

3.5.15.4.1 *Exactitud telemétrica del satélite SBAS DFMC.* La media cuadrática (1 sigma) de la contribución total de a bordo en régimen permanente al error de una seudodistancia libre de ionosfera corregida de un satélite telemétrico SBAS en doble frecuencia en las peores condiciones de interferencia ambiental según lo definido en 3.7, excluidos los errores residuales por efectos troposféricos e ionosféricos y de multitrayectoria, será inferior o igual a 0,8 metros al nivel mínimo de potencia de señal recibida o igual a 0,6 metros al nivel máximo de potencia de señal recibida (Capítulo 3, 3.7.3.4.6.3).

3.5.15.5 FUNCIÓN DE TEMPORIZACIÓN

3.5.15.5.1 Si se deriva una hora UTC de un receptor SBAS a través de un mensaje de tipo 42, el receptor dará por expirada la información de conversión de SNT a UTC recibida previamente si el receptor decodifica un estado de desplazamiento respecto de UTC con valor 1.

3.5.15.5.2 Si se deriva una hora UTC de un receptor SBAS a través de un mensaje de tipo 42, el receptor no aplicará el contenido del mensaje de tipo 42 recibido si el identificador de norma UTC tiene valor 7.

Nota.— *El receptor podrá de todos modos usar la información recibida previamente si no hubiera expirado y si el estado de desplazamiento respecto de UTC tuviera valor 0 en el mensaje de tipo 42 recibido.*

3.5.16 INTERFAZ ENTRE LOS SBAS

Nota.— *En el Adjunto D, 6.3 se presentan textos de orientación acerca de la interfaz entre los diversos proveedores del servicio SBAS.*

3.6 SISTEMA DE AUMENTACIÓN BASADO EN TIERRA (GBAS) Y SISTEMAREGIONAL DE AUMENTACIÓN BASADO EN TIERRA (GRAS).

3.6.1 GENERALIDADES

El GBAS constará de un subsistema de tierra y de un subsistema de aeronave. El subsistema de tierra GBAS proporcionará datos y correcciones para las señales telemétricas del GNSS por mediación de una radiodifusión de datos VHF digitales hacia el subsistema de aeronave. El subsistema de tierra GRAS constará de uno o más subsistemas de tierra GBAS.

Nota 1.— *En el Adjunto D, 7.1 figuran textos de orientación.*

Nota 2.— *Los SARPS sobre GBAS para el uso en constelaciones múltiples de frecuencia doble (DFMC) no se han actualizado aún. Estos SARPS se aplican únicamente a la señal L1 que utiliza el código C/A del GPS y a la señal L1OF del GLONASS. En todos los SARPS sobre GBAS (Apéndice B, 3.6) y en las secciones sobre GBAS del Adjunto D, se entiende que el término GLONASS se refiere únicamente a señales y servicios del GLONASS con señal L1OF, y que el término GPS se refiere únicamente a señales y servicios del GPS con la señal L1 de código C/A.*

3.6.1.1 Tipos de servicio GBAS. El subsistema de tierra GBAS prestará apoyo al servicio de determinación de la posición o al servicio de aproximación, o bien a ambos tipos de servicio.

Nota 1.— *Tipos de servicio se refiere a un conjunto coincidente de requisitos funcionales y de actuación de tierra y de aeronave que permite garantizar que el equipo de a bordo pueda lograr una performance de navegación cuantificable. En el Adjunto D, 7.1, figuran textos de orientación relativos a los tipos de servicio.*

Nota 2.— *Las características de las instalaciones de tierra GBAS se especifican en la clasificación de las instalaciones GBAS (GFC). Muchos de los requisitos de actuación y funcionales del GBAS dependen de la GFC. Estos SARPS están organizados según los requisitos que se aplican a un determinado elemento de la clasificación de las instalaciones (es decir, la letra del tipo de servicio de aproximación de la instalación (FAST), la polarización de la instalación, etc.). En el Adjunto D, 7.1.4.1, figuran textos de orientación relativos a la clasificación de las instalaciones.*

3.6.1.2 Todos los subsistemas de tierra GBAS cumplirán los requisitos de 3.6.1, 3.6.2, 3.6.3, 3.6.4, 3.6.6 y 3.6.7, a menos que se indique otra cosa. El subsistema de tierra FAST D cumplirá con todos los requisitos de FAST C, además de los requisitos específicos de FAST D.

3.6.2 CARACTERÍSTICAS RF

3.6.2.1 Estabilidad de la frecuencia portadora. Se mantendrá la frecuencia portadora de la radiodifusión de datos en un entorno de ±0,0002% de la frecuencia asignada.

3.6.2.2 Codificación de bits a cambio fase. Se ensamblarán los mensajes GBAS en símbolos, cada uno de los cuales constará de 3 bits de mensaje consecutivos. El fin del mensaje se rellenará con uno o dos bits de relleno puestos a cero, si fuera necesario para formar el último símbolo de 3 bits del mensaje. Los símbolos se convertirán a desplazamiento de fase de portadora D8PSK ($\Delta\varphi k$), de conformidad con lo indicado en la Tabla B-58.

Nota.— *La fase de portadora para el k-ésimo símbolo (ϕk) está dada por: $\phi k = \phi k\text{-}1 + \Delta\phi k$. La señal D8PSK puede producirse, como se ilustra en la Figura B-19, al combinar dos señales RF de cuadratura cuya modulación de amplitud y cuya supresión de portadora se realicen en forma independiente y por medio de impulsos filtrados por la banda de base. Un aumento positivo en $\Delta\phi k$ representa*

una rotación en sentido contrario al de las manecillas del reloj en el plano complejo I-Q de la Figura B-19.

Tabla B-58. Codificación de datos

Bits de mensaje			Desplazamiento de fase de símbolos
I_{3k-2}	I_{3k-1}	I_{3k}	$\Delta\phi_k$
0	0	0	$0\pi/4$
0	0	1	$1\pi/4$
0	1	1	$2\pi/4$
0	1	0	$3\pi/4$
1	1	0	$4\pi/4$
1	1	1	$5\pi/4$
1	0	1	$6\pi/4$
1	0	0	$7\pi/4$

Nota.— I_j es el $j^{-ésimo}$ bit de la ráfaga por transmitir, siendo I_1 el primer bit de la secuencia de acondicionamiento.

3.6.2.3 Forma de onda de modulación y filtros de forma de impulsos. La salida del codificador de fase diferencial se filtrará mediante un filtro de forma de impulsos cuya salida s(t) se describe con la ecuación:

$$s(t)=\sum_{k=-\infty}^{k=\infty} e^{j\phi_k}\, h\,(t-kT)$$

siendo:
h = la respuesta de impulsos del filtro de coseno elevado;
ϕk = (según se define en 3.6.2.2);
t = la hora; y
T = la duración de cada símbolo = 1/10 500 segundos.

Este filtro de forma de impulsos tendrá una respuesta nominal de frecuencia compleja de un filtro de coseno elevado con α = 0,6. La respuesta de tiempo, h(t), y la respuesta de frecuencia, H(f), de los filtros de banda de base serán los siguientes:

$$h(t)=\frac{\operatorname{sen}\left(\frac{\pi t}{T}\right)\cos\left(\frac{\pi\alpha t}{T}\right)}{\frac{\pi t}{T}\left[1-\left(\frac{2\alpha t}{T}\right)^2\right]}$$

$$H(f)=\begin{cases} 1 & \text{para} \quad 0 \le f < \dfrac{1-\alpha}{2T} \\ \dfrac{1-\operatorname{sen}\left(\frac{\pi}{2\alpha}(2fT-1)\right)}{2} & \text{para} \dfrac{1-\alpha}{2T} \le f \le \dfrac{1+\alpha}{2T} \\ 0 & \text{para} \quad f > \dfrac{1+\alpha}{2T} \end{cases}$$

La salida s(t) del filtro de forma de impulsos modulará la portadora.

3.6.2.4 Magnitud del vector de error. La magnitud del vector de error de la señal transmitida será inferior a 6,5% de la media cuadrática.

3.6.2.5 Velocidad de transmisión de datos RF. La velocidad de transmisión de símbolos será de 10 500 símbolos por segundo ±0,005%, lo que lleva a una velocidad nominal de transmisión de bits de 31 500 bits por segundo.

3.6.2.6 Emisiones en intervalos de tiempo no asignados. En cualesquiera condiciones de funcionamiento, la potencia máxima dentro de la anchura de banda de canal de 25 kHz, con centro en la frecuencia asignada, al medirse en cualquier intervalo de tiempo no asignado, no excederá de –105 dB por referencia a la potencia del transmisor autorizada.

Nota.— *Es posible que el valor de –105 dBc no sea suficiente para proteger la recepción de emisiones en un intervalo asignado a otro transmisor deseado en el caso de receptores que estén a menos de 80 metros de distancia de la antena transmisora no deseada.*

3.6.3 ESTRUCTURA DE DATOS

3.6.3.1 TEMPORIZACIÓN DEL TRANSMISOR

3.6.3.1.1 Estructura de temporización para radiodifusión de datos. La estructura de temporización del acceso múltiple por división en el tiempo (TDMA) se basará en tramas e intervalos de tiempo. Cada trama tendrá una duración de 500 milisegundos. Habrá 2 de tales tramas incluidas en cada época UTC de 1 segundo. La primera de estas tramas se iniciará al principio de la época UTC y la segunda trama se iniciará 0,5 segundos después del principio de la época UTC. La trama estará multiplexada por subdivisión en el tiempo de forma tal que conste de 8 intervalos de tiempo particulares (A a H) de una duración de 62,5 milisegundos.

3.6.3.1.2 Ráfagas. Cada intervalo de tiempo asignado constará como máximo de 1 ráfaga. Para iniciar el uso de un intervalo de tiempo, el GBAS radiodifundirá una ráfaga en ese intervalo de tiempo en cada una de las 5 tramas consecutivas. Para cada intervalo de tiempo que se esté utilizando, el subsistema de tierra difundirá una ráfaga por lo menos en una trama de cada 5 tramas consecutivas.

Nota 1.— *Las ráfagas constarán de uno o más mensajes y pueden ser de longitud variable hasta el máximo permitido dentro del intervalo, según lo requerido en 3.6.3.2.*

Nota 2.— *Durante la iniciación de intervalo de tiempo, el receptor de a bordo pudiera no recibir las primeras 4 ráfagas.*

3.6.3.1.3 Balance de temporización de ráfagas

3.6.3.1.3.1 Cada ráfaga estará comprendida en un intervalo de tiempo de 62,5 milisegundos.

3.6.3.1.3.2 El principio de la ráfaga ocurrirá 95,2 microsegundos después del principio del intervalo de tiempo con una tolerancia de ±95,2 microsegundos.

3.6.3.1.3.3 En el equipo GBAS/E, el principio de la sincronización y de la parte de resolución de ambigüedades de la ráfaga, transmitido con polarización horizontal (HPOL), ocurrirá dentro de los 10 microsegundos del principio de la ráfaga transmitida con polarización vertical (VPOL).

Nota.— *En la Tabla B-59 se ilustra la temporización de ráfagas.*

3.6.3.1.4 Ascenso y estabilización de potencia del transmisor. El transmisor ascenderá hasta el 90% del nivel de potencia en estado permanente dentro de 190,5 microsegundos después del principio de la ráfaga (2 símbolos). El transmisor se estabilizará a la potencia en estado permanente dentro de 476,2 microsegundos después del principio de la ráfaga (5 símbolos).

Nota.— *El período de estabilización de potencia del transmisor puede ser utilizado por el receptor de aeronave para ajustar su control automático de ganancia.*

3.6.3.1.5 Descenso. Después de ser transmitido el símbolo final de información en un intervalo de tiempo asignado, el nivel de potencia de salida del transmisor disminuirá por lo menos hasta 30 dB por debajo de la potencia de estado permanente dentro de 285,7 microsegundos (3 símbolos).

3.6.3.2 Organización y codificación de las ráfagas. Cada ráfaga constará de los elementos de datos indicados en la Tabla B-60. En la codificación de los mensajes se seguirá la secuencia siguiente: formateo de datos de aplicación, generación de corrección de errores sin canal de retorno (FEC) de la secuencia de acondicionamiento, generación de FEC de aplicación y codificación secreta de bits.

3.6.3.2.1 Sincronización y resolución de ambigüedad. El campo de sincronización y de resolución de ambigüedad constará de la secuencia de 48 bits indicada a continuación, con el bit más a la derecha transmitido en primer lugar:

010 001 111 101 111 110 001 100 011 101 100 000 011 110 010 000

3.6.3.3 CONTENIDO DE DATOS CODIFICADOS EN SECRETO

3.6.3.3.1 Identificador de intervalo de estación (SSID). El SSID será un valor numérico correspondiente a la designación de letra A a H del primer intervalo de tiempo asignado al subsistema de tierra GBAS, estando el intervalo A representado por 0, el B por 1, el C por 2, … y el H por 7. El identificador se transmite con el LSB en primer lugar.

3.6.3.3.2 Longitud de transmisión. La longitud de transmisión indicará el número total de bits en los datos de aplicación y FEC de aplicación. La longitud de transmisión se transmite con el LSB en primer lugar.

3.6.3.3.3 FEC de la secuencia de acondicionamiento. Se calculará el FEC de la secuencia de acondicionamiento por el SSID y los campos de longitud de transmisión, utilizando un código de bloque (25, 20), de conformidad con la siguiente ecuación:

$$[P_1, ..., P_5] = [SSID_1, \ldots, SSID_3, TL_1, \ldots, TL_{17}]\, H^T$$

siendo:

P_n = el enésimo bit del FEC de la secuencia de acondicionamiento (P_1 se transmitirá en primer lugar);
$SSID_n$ = el enésimo bit del identificador de intervalo de estación ($SSID_1$ = LSB);
TL_n = el enésimo bit en la longitud de transmisión (TL_1 = LSB); y
H^T = la transposición de la matriz de paridad, definida a continuación.

$$H^T = \begin{bmatrix} 0&0&0&0&0&0&0&0&1&1&1&1&1&1&1&1&1&1&1&1&1&1&1&1&1 \\ 0&0&1&1&1&1&1&1&0&0&0&0&1&1&1&1&1&1&1&1&1&1&1&1&1 \\ 1&1&0&0&0&1&1&1&0&0&1&1&0&0&0&0&1&1&1&1&1&1&1&1&1 \\ 1&1&0&1&1&0&1&1&0&1&0&1&0&1&0&0&1&1&0&0&1&1&1&1&1 \\ 0&1&1&0&1&0&0&1&1&1&1&1&0&0&1&0&1&0&1&0&1&0&1&0&1 \end{bmatrix}^T$$

Nota.— *Este código es capaz de corregir todos los errores aislados de bits y de detectar 75 de 300 errores de bits dobles posibles.*

Tabla B-59. Temporización de ráfagas

Suceso	Duración nominal del suceso	Porcentaje nominal de la potencia de estado permanente
Ascenso	190,5 µs	0% a 90%
Estabilización de potencia del transmisor	285,7 µs	90% a 100%
Sincronización y resolución de ambigüedad	1 523,8 µs	100%
Transmisión de datos codificados en secreto	58 761,9 µs	100%
Descenso	285,7 µs (Nota 1)	100% a 0%

Notas.—

1. *La duración del suceso indicada para la transmisión de datos codificados en secreto corresponde a la longitud máxima de datos de aplicación de 1 776 bits, 2 bits de relleno y a la duración nominal de símbolos.*
2. *Estos requisitos de temporización proporcionan un tiempo de guarda de propagación de 1 259 microsegundos, permitiendo un alcance de propagación en un sentido de aproximadamente 370 km (200 NM).*
3. *Cuando puedan recibirse ráfagas de una antena de radiodifusión GBAS a una distancia que es más de 370 km (200 NM) mayor que la distancia desde otra antena de radiodifusión en la que se utiliza el siguiente intervalo adyacente, se requiere un tiempo de guarda más prolongado para evitar la pérdida de ambas ráfagas. Para proporcionar un tiempo de guarda más prolongado, es necesario limitar la longitud de los datos de aplicación de la primera ráfaga a un valor de 1 744 bits. Esto permite una diferencia de distancias de propagación de hasta 692 km (372 NM) sin ningún conflicto.*

Tabla B-60. Contenido de datos de ráfaga

Elemento	Contenidos de datos	Número de bits
Principio de ráfaga	todos ceros	15
Estabilización de potencia		
Sincronización y resolución de ambigüedad	3.6.3.2.1	48
Datos codificados en secreto:	3.6.3.3	
identificador de intervalo de estación (SSID)	3.6.3.3.1	3
longitud de transmisión	3.6.3.3.2	17
FEC de la secuencia de acondicionamiento	3.6.3.3.3	5
datos de aplicación	3.6.3.3.4	hasta 1 776
FEC de aplicación	3.6.3.3.5	48
bits de relleno (nota)	3.6.2.2	0 a 2

Nota.— La codificación secreta de datos en los bits de relleno es facultativa (3.6.3.3.6).

3.6.3.3.4 Datos de aplicación. Los datos de aplicación constarán de uno o más bloques de mensaje, según lo definido en 3.6.3.4. Se establecerá la correspondencia de los bloques de mensaje directamente con los datos de aplicación sin bitios adicionales de capas intercaladas.

3.6.3.3.5 FEC de aplicación. Se calculará el FEC de aplicación utilizando los datos de aplicación mediante un código sistemático Reed-Solomon de longitud fija (R-S) (255, 249).

3.6.3.3.5.1 La primitiva p(x), del código R-S que define el campo será:

$$p(x) = x^8 + x^7 + x^2 + x + 1$$

3.6.3.3.5.2 El polinomio generador del código R-S, g(x), será:

$$g(x)=\prod_{i=120}^{125}(x-\alpha^i)=x^6+\alpha^{176}x^5+\alpha^{186}x^4+\alpha^{244}x^3+\alpha^{176}x^2+\alpha^{156}x+\alpha^{225}$$

siendo α una raíz de p(x) utilizada para construir el campo Galois de tamaño 28 , GF(256), y αi el i-ésimo elemento de la primitiva en GF(256).

3.6.3.3.5.3 Al generar FEC de aplicación, los datos por codificar, m(x), se agruparán en símbolos R-S de 8 bits. Todos los campos de datos en los bloques de mensajes que definen los datos de aplicación se pondrán en el orden especificado en las Tablas B-61 y B-62, y en las tablas de mensajes de 3.6.6. Sin embargo, puesto que el código R-S es un código en bloques, los bloques de datos de aplicación más cortos que 249 multietos (1 992 bits) se ampliarán a 249 multietos mediante bits de relleno virtual puestos a cero y adjuntos a los datos de aplicación. Estos bits de relleno virtual no se transferirán al codificador secreto de bits. Los datos por codificar m(x) estarán definidos por:

$$m(x) = a_{248}x^{248} + a_{247}x^{247} + ... + a_{248\text{-longitud}+1}\,x^{248\text{-longitud}+1} + a_{248\text{-longitud}}\,x^{248\text{-longitud}} + ... + a_1x + a_0$$

siendo:
la longitud el número de multietos de 8 bits en el bloque de datos de aplicación;
a248 el identificador de bloque de mensaje, con el bit más a la derecha definido como LSB y el primer bit de los datos de aplicación enviado al codificador secreto de bits;
a248-longitud+1 el último multieto en el CRC de bloque de mensaje, con el bit más a la izquierda definido como el MSB y el último bit de los datos de aplicación enviados al codificador secreto de bits; y
a248-longitud, ..., a1, a0 los bits de relleno virtual (de haberlos).

3.6.3.3.5.4 Los 6 símbolos de verificación R-S (bi) se definirán como coeficientes del resto que se obtiene al dividir el polinomio del mensaje x6 m(x) por el polinomio generador g(x):

$$b(x) = \sum_{i=0}^{5} b_ix^i + b_5x^5 + b_4x^4 + b_3x^3 + b_2x^2 + b_1x + b_0 = [x^6m(x)] \bmod g(x)$$

3.6.3.3.5.5 Estos símbolos de verificación R-S de 8 bits se adjuntarán a los datos de aplicación. Cada símbolo de verificación R-S de 8 bits será transmitido con el MSB en primer lugar desde b0 a b5, es decir el primer bit FEC de aplicación transferido al codificador secreto de bits será el MSB de b0 y el bit último FEC de aplicación transferido al codificador secreto de bits será el LSB de b5.

Nota 1.— *Este código R-S es capaz de corregir hasta 3 errores de símbolos.*

Nota 2.— *El orden de los símbolos de verificación R-S de 8 bits transmitidos de la FEC de aplicación adjunta difiere del modo VDL 2. Además, para el modo VDL 2 cada símbolo de verificación R-S se transmite con LSB en primer lugar.*

Nota 3.— *En el Adjunto D, 7.15 se presentan como ejemplo los resultados de la codificación FEC de aplicación.*

3.6.3.3.6 Codificación secreta de bits

3.6.3.3.6.1 La salida de un codificador secreto de seudo-ruido con un registro de generador de 15 etapas será un OR exclusivo con los datos de ráfagas empezando con el SSID, y terminando con el FEC de aplicación. La codificación secreta de bits y el valor puesto en los bits de relleno son facultativos.

Nota.— *El receptor de aeronave no utiliza los bits de relleno y sus valores no repercuten en el sistema.*

3.6.3.3.6.2 El polinomio para las tomas de registro de codificador secreto será 1 + x + x15. El contenido del registro rotará a una velocidad de 1 desplazamiento por bit. El estado inicial del registro, antes del primer bit SSID de cada ráfaga será “1101 0010 1011 001”, con el bit más a la izquierda en la primera etapa del registro. El primer bit de salida del codificador secreto será objeto de muestreo antes del primer desplazamiento de registro.

Nota.— *En el Adjunto D, 7.4 se presenta un diagrama del codificador secreto de bits.*

3.6.3.4 Formato de bloque de mensaje. Los bloques de mensajes constarán de un encabezador de bloque de mensaje, un mensaje y una CRC de 32 bits. En la Tabla B-61 se muestra la construcción del bloque de mensaje. Todos los parámetros con signo serán números de complemento de dos y todos los parámetros sin signo serán números de punto fijo sin signo. La escala de los datos será la indicada en las tablas de mensaje de 3.6.6. Se transmitirán todos los campos de datos en el bloque de mensaje en el orden especificado en las tablas de mensajes con el LSB de cada campo transmitido en primer lugar.

Nota.— *Todas las representaciones binarias leyendo de izquierda a derecha son de MSB a LSB.*

3.6.3.4.1 Encabezador de bloque de mensaje. El encabezador de bloque de mensaje constará de un identificador de bloque de mensaje, un identificador (ID) de GBAS, un identificador de tipo de mensaje y la longitud del mensaje, según lo indicado en la Tabla B-62.

Identificador de bloque de mensaje: el identificador de 8 bits para el modo de funcionamiento del bloque de mensaje GBAS.

Codificación: 1010 1010 = Mensaje GBAS normal
1111 1111 = Mensaje GBAS de prueba
Todos los demás valores están reservados.

ID GBAS: la identificación de GBAS de 4 caracteres para distinguir entre subsistemas de tierra GBAS.

Codificación: Se codifica cada carácter utilizando los bits b1 a b6 de su representación en el alfabeto internacional núm. 5 (IA-5). Para cada carácter, el bit b1 se transmite en primer lugar y se transmiten 6 bits para cada carácter. Solamente se utilizan letras mayúsculas, dígitos numéricos y “espacio” de IA-5. El carácter más a la derecha se transmite en primer lugar. Para una ID de GBAS de 3 caracteres, el carácter más a la derecha (primero transmitido) será “espacio” de IA-5.

Tabla B-61. Formato de un bloque de mensaje GBAS

Bloque de mensaje	Bits
Encabezador de bloque de mensaje	48
Mensaje	hasta 1 696
CRC	32

Tabla B-62. Formato del encabezador de bloque de mensaje

Campo de datos	Bits
Identificador de bloque de mensaje	8
ID de GBAS	24
Identificador de tipo de mensaje	8
Longitud del mensaje	8

Nota.— *La ID de GBAS es normalmente idéntica al indicador de lugar del aeropuerto más cercano. Se coordinará la asignación de las ID de GBAS, según corresponda para evitar conflictos.*

Identificador de tipo de mensaje: la etiqueta numérica por la que se identifica el contenido del mensaje (véase la Tabla B-63).

Longitud del mensaje: la longitud del mensaje en bytes de 8 bits incluidos el encabezador de bloque de mensaje de 6 bytes, el mensaje y el código CRC de mensaje de 4 bytes.

3.6.3.4.2 Verificación de redundancia cíclica (CRC). Se calculará la CRC del mensaje GBAS de conformidad con 3.9.

3.6.3.4.2.1 La longitud del código CRC será k = 32 bits.

3.6.3.4.2.2 El polinomio generador de CRC será:

$$G(x) = x^{32} + x^{31} + x^{24} + x^{22} + x^{16} + x^{14} + x^{8} + x^{7} + x^{5} + x^{3} + x + 1$$

3.6.3.4.2.3 El campo de información CRC, M(x), será:

$$M(x) = \sum_{i=1}^{n} m_i x^{n-i} = m_1 x^{n-1} + m_2 x^{n-2} + \ldots + m_n x^{0}$$

3.6.3.4.2.4 Se formará M(x) a partir del encabezador de bloque de mensaje GBAS de 48 bits y todos los bits del mensaje de longitud variable, excluida la CRC. Se dispondrán los bits en el orden transmitido de forma que m1 corresponda al primer bit del

encabezador de bloque de mensaje transmitido, y mn corresponda al último bit transmitido de los (n-48) bits de mensaje.

3.6.3.4.2.5 La CRC se pondrá en tal orden que r1 sea el primer bit transmitido y r32 sea el último bit transmitido.

3.6.4 CONTENIDO DE DATOS

3.6.4.1 Tipos de mensaje. Los tipos de mensajes que pueden ser transmitidos por el GBAS serán los indicados en la Tabla B-63.

3.6.4.2 MENSAJE DE TIPO 1 — CORRECCIONES DE SEUDODISTANCIA

3.6.4.2.1 El mensaje de tipo 1 proporciona los datos de corrección diferencial para las fuentes telemétricas GNSS particulares (Tabla B-70). El mensaje constará de tres secciones:

a) información del mensaje (hora de validez, bandera adicional de mensaje, número de mediciones y tipo de medición);

b) información de baja frecuencia (parámetro de descorrelación de efemérides, CRC de efemérides de satélite e información de disponibilidad de satélites); y

c) bloques de medición de datos de satélite.

Nota 1.— *La transmisión de datos de baja frecuencia para fuentes telemétricas SBAS es facultativa.*

Nota 2.— *Todos los parámetros de este tipo de mensaje se aplican a seudodistancias con adaptación a portadora de 100 segundos.*

3.6.4.2.2 Cada mensaje de tipo 1 comprenderá parámetro de descorrelación de efemérides, CRC de efemérides y parámetros de duración de disponibilidad de la fuente para una fuente telemétrica de satélite. El parámetro de descorrelación de efemérides, la CRC de efemérides y la duración de disponibilidad de la fuente se aplicarán a la primera fuente telemétrica en el mensaje.

3.6.4.2.3 Los parámetros de corrección de seudodistancia serán los siguientes:

Cuenta Z modificada: indica la hora de aplicación para todos los parámetros del mensaje.

Codificación: la cuenta Z modificada se vuelve a poner a la hora (xx:00), 20 minutos después de la hora (xx:20) y 40 minutos después de la hora (xx:40) con respecto a la hora GPS.

Bandera adicional de mensaje: una identificación de si el conjunto de bloques de medición en una sola trama para un tipo de medición particular, está incluido en un solo mensaje de tipo 1 o en un par de mensajes enlazados.

Codificación:
0 = Todos los bloques de medición para un tipo particular de medición se incluyen en un mensaje de tipo 1.
1 = Este es el primer mensaje transmitido de un par enlazado de mensajes de tipo 1 que conjuntamente incluyen el conjunto de todos los bloques de medición para un tipo particular de medición.
2 = Extra.
3 = Este es el segundo mensaje transmitido de un par enlazado de mensajes de tipo 1 que incluyen el conjunto de todos los bloques de medición para un tipo particular de medición.

Nota.— *Cuando se utiliza un par enlazado de mensajes de tipo 1 para un tipo particular de medición, el número de mediciones y la información de baja frecuencia se calculan por separado para cada uno de los dos mensajes particulares.*

Número de mediciones: el número de bloques de medición en el mensaje.

Tabla B-63. Mensajes de radiodifusión de datos VHF de GBAS

Identificador de tipo de mensaje	Nombre del mensaje
0	Extra
1	Correcciones de seudodistancia
2	Datos relacionados con el GBAS
3	Mensaje nulo
4	Datos de tramo de aproximación final (FAS)
5	Disponibilidad pronosticada de fuente telemétrica
6	Reservado
7	Reservado para aplicaciones nacionales
8	Reservado para aplicaciones de prueba
9 a 10	Extra
11	Correcciones de seudodistancia– seudodistancias con adaptación de 30 segundos
12 a 100	Extra
101	Correcciones de seudodistancia GRAS
102 a 255	Extra

Nota.— Véanse en 3.6.6 los formatos de mensaje.

Tipo de medición: el tipo de señal telemétrica a partir del cual se han calculado las correcciones:

Codificación: *0 = Código L1 C/A o CSA*
1 = reservado
2 = reservado
3 = reservado
4 a 7 = extra

Parámetro de descorrelación de efemérides (P): parámetro que caracteriza el efecto de los errores residuales de efemérides debidos a la descorrelación para el primer bloque de mediciones en el mensaje.

Para un satélite geoestacionario SBAS, el parámetro de descorrelación de efemérides, si se transmite, se codificará como todos ceros.

Para los subsistemas de tierra GBAS que no radiodifunden el bloque de datos adicional 1 en el mensaje de tipo 2, el parámetro de descorrelación de efemérides se codificará como todos ceros.

CRC de efemérides: la CRC calculada con los datos de efemérides utilizados para determinar las correcciones para el primer bloque de medición en el mensaje. Se calculará la CRC de efemérides para las fuentes telemétricas de constelaciones principales de satélites de conformidad con 3.9. La longitud de la CRC será k = 16 bits. El polinomio generador del código CRC será:

$$G(x) = x^{16} + x^{12} + x^5 + 1$$

El campo de información CRC, M(x), para un determinado satélite será:

$$M(x) = \sum_{i=1}^{n} m_i x^{n-1} = m_1 x^{n-1} + m_2 x^{n-2} + \ldots + m_n x^0$$

Para un satélite GPS, M(x) tendrá una longitud de n = 576 bits. Se calculará M(x) para un satélite GPS, utilizando los 24 primeros bits de cada una de las palabras 3 a 10 de las subtramas 1, 2 y 3 de la transmisión de datos desde tal satélite, y con la máscara de efemérides de satélite GPS obtenida de la Tabla B-64. M(x) se dispondrá en el orden en que el satélite GPS transmite los bits, pero con cada byte

ordenado con el LSB primero, de forma tal que m1 corresponda al bit 68 de la subtrama 1, y m576 corresponda al bit 287 de la subtrama 3.

Nota.— *M(x) para un satélite GPS no incluye la palabra 1 (TLM) ni la palabra 2 (HOW), que empieza cada subtrama, ni los 6 bits de paridad al final de cada palabra.*

Para un satélite GLONASS, M(x) tendrá una longitud de n = 340 bits. Se calculará M(x) para un satélite GLONASS utilizando las cadenas 1, 2, 3 y 4 de la transmisión de datos desde ese satélite, y con la máscara de efemérides de satélite GLONASS obtenida de la Tabla B-65. Los bits se ordenarán según el orden de transmisión, de forma tal que m1 corresponda al bit 85 de la cadena 1 y m340 corresponda al bit 1 de la cadena 4.

Para un satélite geoestacionario SBAS, la CRC de efemérides, si se transmite, se codificará como todos ceros.

El orden de la CRC se transmitirá en el orden r9 ,. r10, r11,....., r16, r1 , r2 , r3 ,... r8, donde ri es el iésimo coeficiente del resto, R (x), como se define en 3.9.

Duración de disponibilidad de la fuente: la duración prevista a la que se espera que las correcciones para la fuente telemétrica continúen disponibles, por relación a la cuenta Z modificada para el primer bloque de medición.

Codificación: 1111 1110 = La duración es superior o igual a 2 540 segundos.

1111 1111 = Este subsistema de tierra no proporciona la duración prevista de disponibilidad de la fuente.

3.6.4.2.4 Los parámetros del bloque de medición son:

ID de fuente telemétrica: identidad de la fuente telemétrica a la que se aplican los datos subsiguientes del bloque de medición.
Codificación: 1 a 36 = ID del satélite GPS (PRN)
37 = reservado
38 a 61 = ID del satélite GLONASS (número de intervalo más 37)
62 a 119 = extra
120 a 158 = ID de satélite SBAS (PRN)
159 a 255 = extra

Expedición de datos (IOD): la expedición de datos asociados a los datos de efemérides utilizados para determinar las correcciones de seudodistancia y de cambio de distancia**.**

Codificación: para GPS, IOD = parámetro IODE GPS (3.1.1.3.2.2)

para GLONASS, IOD = parámetro “tb” GLONASS (3.2.1.3.1)

para SBAS, IOD = 1111 1111

Nota.— *Para GLONASS, debe insertarse 0 en el MSB de la IOD.*

Corrección de seudodistancia (PRC): la corrección para la seudodistancia de la fuente telemétrica.

Corrección de cambio de distancia (RRC): el régimen de cambio de la corrección de seudodistancia.

σpr_gnd: la desviación normal de una distribución normal asociada a la contribución de la señal en el espacio del error de seudodistancia en el punto de referencia GBAS (3.6.5.5.1, 3.6.5.5.2 y 3.6.7.2.2.4).

Codificación: 1111 1111 = Corrección de fuente telemétrica inválida.

Tabla B-64. Máscara de efemérides de satélite GPS

Subtrama 1:	Byte 1	Byte 2	Byte 3		Byte 1	Byte 2	Byte 3
Palabra 3	0000 0000	0000 0000	0000 0011	Palabra 4	0000 0000	0000 0000	0000 0000
Palabra 5	0000 0000	0000 0000	0000 0000	Palabra 6	0000 0000	0000 0000	0000 0000
Palabra 7	0000 0000	0000 0000	1111 1111	Palabra 8	1111 1111	1111 1111	1111 1111
Palabra 9	1111 1111	1111 1111	1111 1111	Palabra 10	1111 1111	1111 1111	1111 1100
Subtrama 2:	Byte 1	Byte 2	Byte 3		Byte 1	Byte 2	Byte 3
Palabra 3	1111 1111	1111 1111	1111 1111	Palabra 4	1111 1111	1111 1111	1111 1111
Palabra 5	1111 1111	1111 1111	1111 1111	Palabra 6	1111 1111	1111 1111	1111 1111
Palabra 7	1111 1111	1111 1111	1111 1111	Palabra 8	1111 1111	1111 1111	1111 1111
Palabra 9	1111 1111	1111 1111	1111 1111	Palabra 10	1111 1111	1111 1111	0000 0000
Subtrama 3:	Byte 1	Byte 2	Byte 3		Byte 1	Byte 2	Byte 3
Palabra 3	1111 1111	1111 1111	1111 1111	Palabra 4	1111 1111	1111 1111	1111 1111
Palabra 5	1111 1111	1111 1111	1111 1111	Palabra 6	1111 1111	1111 1111	1111 1111
Palabra 7	1111 1111	1111 1111	1111 1111	Palabra 8	1111 1111	1111 1111	1111 1111
Palabra 9	1111 1111	1111 1111	1111 1111	Palabra 10	1111 1111	1111 1111	1111 1100

Tabla B-65. Máscara de efemérides del satélite GLONASS

Cadena 1:
0 0000 0000 0000 0000 0000 1111 1111 1111 1111 1111 1111 1111
1111 1111 1111 1111 1111 1111 1111 0000 0000
Cadena 2:
0 0000 0000 0000 0000 0000 1111 1111 1111 1111 1111 1111 1111
1111 1111 1111 1111 1111 1111 1111 0000 0000
Cadena 3:
0 0000 0111 1111 1111 0000 1111 1111 1111 1111 1111 1111 1111
1111 1111 1111 1111 1111 1111 1111 0000 0000
Cadena 4:
0 0000 1111 1111 1111 1111 1111 1100 0000 0000 0000 0000 0000
0000 0000 0000 0000 0000 0000 0000 0000 0000

B1 a B4: los parámetros de integridad asociados a las correcciones de seudodistancia proporcionadas en el mismo bloque de medición. Para la i -ésima fuente telemétrica estos parámetros corresponden a Bi,1 a Bi,4 (3.6.5.5.1.2, 3.6.5.5.2.2 y 3.6.7.2.2.4). Durante la operación continua, los índices “1-4” corresponden al mismo receptor de referencia físico para cada época transmitida desde un subsistema de tierra determinado con la siguiente excepción: el receptor de referencia físico unido a cualquiera de los índices 1 a 4 puede sustituirse por cualquier otro receptor de referencia físico (incluido uno previamente eliminado) que no se haya utilizado para transmisiones durante los últimos 5 minutos.

Codificación: 1000 0000 = No se utilizó el receptor de referencia para calcular la corrección de seudodistancia.

Nota 1.— *Un receptor de referencia físico es un receptor con una antena en un emplazamiento fijo.*

Nota 2.— *Algunas integraciones inerciales de a bordo pueden esperar una correspondencia bastante estática de los receptores de referencia respecto de los índices. Véase RTCA/DO-253D, Apéndice L.*

3.6.4.3 Mensaje de tipo 2 — Datos relativos al GBAS. El mensaje de tipo 2 identificará el emplazamiento del punto de referencia GBAS al que se aplican las correcciones proporcionadas por el GBAS y proporcionará otros datos relacionados con el GBAS (Tabla B-71). Los parámetros de datos relacionados con el GBAS serán los siguientes:

Nota.— *En el mensaje de tipo 2 podrán incluirse bloques de datos adicionales. El bloque de datos adicional 1 y el bloque de datos adicional 2 están definidos. En el futuro, otros bloques de datos adicionales podrán definirse. Los bloques de datos desde 2 hasta 255 son de longitud variable y pueden añadirse al mensaje después del bloque de datos adicional 1 en cualquier orden.*

Receptores de referencia GBAS: el número de los receptores de referencia GNSS instalados en este subsistema de tierra GBAS.

Codificación: 0 = GBAS instalado con 2 receptores de referencia

1 = GBAS instalado con 3 receptores de referencia

2 = GBAS instalado con 4 receptores de referencia

3 = No tiene aplicación el número de receptores de referencia GNSS instalados en este subsistema de tierra GBAS.

Letra de designador de exactitud de tierra: el designador de letra indicando la actuación mínima en cuanto a exactitud de la señal en el espacio, proporcionada por el GBAS (3.6.7.1.1).

Codificación: 0 = designación de exactitud A

1 = designación de exactitud B

2 = designación de exactitud C

3 = extra

Designador de continuidad/integridad GBAS (GCID): el designador numérico indicando la condición de funcionamiento del GBAS.

Codificación: 0 = extra

1 = GCID 1

2 = GCID 2

3 = GCID 3

4 = GCID 4

5 = extra

6 = extra

7 = no en condiciones de funcionalidad

Nota 1.— *Se especifican los valores 2, 3 y 4 de GCID para asegurar la compatibilidad del equipo con los GBAS del futuro.*

Nota 2.— *El valor 7 de GCID indica que ninguno de los servicios de aproximación a los que presta apoyo la instalación de tierra está disponible.*

Declinación magnética local: la declinación magnética publicada en el punto de referencia GBAS.

Codificación: Valor positivo denota declinación este (sentido de las agujas del reloj desde el norte verdadero), valor negativo denota declinación oeste (sentido contrario a las agujas del reloj desde el norte verdadero)

100 0000 0000 = Procedimientos de aproximación de precisión con apoyo del GBAS se publican en base a marcación verdadera.

Nota.— *La declinación magnética local se selecciona en consonancia con el diseño del procedimiento y se actualiza durante los años de época magnética.*

$\sigma_{vert\_iono\_gradiente}$: la desviación normal de una distribución normal asociada a la incertidumbre ionosférica residual debida a la descorrelación espacial (3.6.5.4).

Índice de refractividad (Nr): el índice nominal de refractividad troposférica utilizado para calibrar la corrección troposférica asociada al subsistema de tierra GBAS (3.6.5.3).

Codificación: Este campo se codifica como número complemento de dos con un desplazamiento de + 400. Un valor de cero en este campo indica un índice de refractividad de 400.

Altura de escala (ho): un factor de escala utilizado para calibrar la corrección troposférica y la incertidumbre troposférica residual asociada al subsistema de tierra GBAS (3.6.5.3).

Incertidumbre de refractividad (σn): la desviación normal de una distribución normal asociada a la incertidumbre troposférica residual (3.6.5.3).

Latitud: la latitud del punto de referencia GBAS definida en segundos de arco.
Codificación: Valor positivo denota latitud norte.
Valor negativo denota latitud sur.

Longitud: la longitud del punto de referencia GBAS definida en segundos de arco.
Codificación: Valor positivo denota longitud este.
Valor negativo denota longitud oeste.

Altura del punto de referencia: la altura del punto de referencia por encima del elipsoide WGS-84.

3.6.4.3.1 Parámetros del bloque de datos adicional 1. Los parámetros del bloque de datos adicional 1 serán los siguientes:

SELECTOR DE DATOS DE ESTACIÓN DE REFERENCIA (RSDS): identificador numérico que se utiliza para seleccionar el subsistema de tierra GBAS.

Nota.— *El RSDS es distinto de cualquier otro RSDS y de cualquier selector de datos de trayectoria de referencia (RPDS) que radiodifunda cualquier subsistema de tierra GBAS en la misma frecuencia dentro de la región de radiodifusión.*

Codificación: 1111 1111 = no se proporciona servicio de determinación de la posición GBAS.

DISTANCIA DE USO MÁXIMA (Dmáx): distancia máxima (distancia oblicua) desde el punto de referencia GBAS dentro de la cual el elemento de la aeronave aplica las correcciones de seudodistancia.

Nota.— *Este parámetro no indica una distancia dentro de la cual se satisfacen los requisitos de intensidad de campo de radiodifusión de datos VHF.*

Codificación: 0 = sin limitación de distancia.

PARÁMETRO DE DETECCIÓN FRUSTRADA DE EFEMÉRIDES GPS, Servicio de determinación de la posición GBAS (Kmd_e_POS,GPS): multiplicador para el cálculo del límite de la posición del error de efemérides para el servicio de determinación de la posición GBAS obtenido a partir de la probabilidad de

detección frustrada, a condición de que haya un error de efemérides en un satélite GPS.

Con respecto a los subsistemas de tierra GBAS que no radiodifunden correcciones para las fuentes telemétricas GPS o que no ofrecen servicio de determinación de la posición GBAS, este parámetro se codificará como todos ceros.

PARÁMETRO DE DETECCIÓN FRUSTRADA DE EFEMÉRIDES GPS, Tipos A, B o C de servicio de aproximación GBAS (Kmd_e_GPS): multiplicador para el cálculo del límite de la posición del error de efemérides para los tipos A, B y C de servicio de aproximación GBAS obtenido a partir de la probabilidad de detección frustrada, a condición de que haya un error de efemérides en un satélite GPS.

Con respecto a los subsistemas de tierra GBAS que no radiodifunden correcciones para las fuentes telemétricas GPS, este parámetro se codificará como todos ceros.

PARÁMETRO DE DETECCIÓN FRUSTRADA DE EFEMÉRIDES GLONASS, Servicio de determinación de la posición GBAS (Kmd_e_POS,GLONASS): multiplicador para el cálculo del límite de la posición del error de efemérides para el servicio de determinación de la posición GBAS obtenido a partir de la probabilidad de detección frustrada, a condición de que haya un error de efemérides en un satélite GLONASS.

Con respecto a los subsistemas de tierra GBAS que no radiodifunden correcciones para las fuentes telemétricas GLONASS o que no ofrecen servicio de determinación de la posición GBAS, este parámetro se codificará como todos ceros.

PARÁMETRO DE DETECCIÓN FRUSTRADA DE EFEMÉRIDES GLONASS, Tipos A, B o C de servicio de aproximación GBAS (Kmd_e_GLONASS): multiplicador para el cálculo del límite de la posición del error de efemérides para los tipos A, B o C de servicio de aproximación GBAS obtenido a partir de la probabilidad de detección frustrada, a condición de que haya un error de efemérides en un satélite GLONASS.

Con respecto a los subsistemas de tierra GBAS que no radiodifunden correcciones para las fuentes telemétricas GLONASS, este parámetro se codificará como todos ceros.

3.6.4.3.2 Bloques de datos adicionales. Para los bloques de datos adicionales que no sean el bloque de datos adicional 1, los parámetros de cada bloque de datos serán los siguientes:

LONGITUD DEL BLOQUE DE DATOS ADICIONAL: el número de bytes en el bloque de datos adicional, incluidos la longitud del bloque de datos adicional y los campos de número del bloque de datos adicional.

NÚMERO DEL BLOQUE DE DATOS ADICIONAL: el identificador numérico del tipo de bloque de datos adicional.

Codificación: 0 a 1 = reservado

2 = bloque de datos adicional 2, estaciones de radiodifusión GRAS

3 = bloque de datos adicional 3, parámetros GAST D

4 = bloque de datos adicional 4, parámetros de autenticación de la VDB

5 a 255 = extra

PARÁMETROS DE DATOS ADICIONALES: el conjunto de datos definido de conformidad con el número del bloque de datos adicional.

3.6.4.3.2.1 Estaciones de radiodifusión GRAS

En los parámetros para el bloque de datos adicional 2 se incluirán los datos para una o más estaciones de radiodifusión según lo indicado a continuación (Tabla B-65A):

NÚMERO DE CANAL: el número de canal, definido en 3.6.5.7, asociado a la estación de radiodifusión GBAS.

Nota.— *El número de canal en este campo se refiere a una frecuencia y a un RSDS.*

ΔLATITUD: la diferencia de latitud de una estación de radiodifusión GBAS medida a partir de la latitud proporcionada en el parámetro de latitud del mensaje de tipo 2.

Codificación: un valor positivo denota que la estación de radiodifusión GBAS está al norte del punto de referencia GBAS.

Un valor negativo denota que la estación de radiodifusión GBAS está al sur del punto de referencia GBAS.

ΔLONGITUD: la diferencia de longitud de una estación de radiodifusión GBAS, medida a partir de la longitud proporcionada en el parámetro de longitud del mensaje de tipo 2.

Codificación: Un valor positivo denota que la estación de radiodifusión GBAS está al este del punto de referencia GBAS.

Un valor negativo denota que la estación de radiodifusión GBAS está al oeste del punto de referencia GBAS.

Nota.— *En el Adjunto D, 7.17 figuran textos de orientación relativos al bloque de datos adicional 2.*

3.6.4.3.2.2 Parámetros GAST D En los parámetros para el bloque de datos adicional 3 se incluirán los parámetros (Tabla B-65B) que se utilizarán cuando el tipo de servicio activo sea GAST D según lo que se indica a continuación:

Kmd_e_D,GLONASS (Kmd e D,GLONASS): multiplicador para el cálculo del límite de la posición del error de efemérides para GAST D obtenido a partir de la probabilidad de detección frustrada, a condición de que haya un error de efemérides en un satélite GLONASS. Con respecto a los subsistemas de tierra GBAS que no radiodifunden correcciones para las fuentes telemétricas GLONASS, este parámetro se codificará como todos ceros.

Nota.— *Este parámetro, Kmd_e_D,GLONASS, puede ser diferente del parámetro de descorrelación de efemérides Kmd_e_GLONASS proporcionado en el bloque de datos adicional 1 del mensaje de tipo 2. En el Adjunto D, 7.5.6.1.2 y 7.5.6.1.3, se proporciona información adicional sobre las diferencias de estos parámetros.*

Kmd_e_D,GPS (Kmd e D,GPS): multiplicador para el cálculo del límite de la posición del error de efemérides para GAST D obtenido a partir de la probabilidad de detección frustrada, a condición de que haya un error de efemérides en un satélite GPS. Con respecto a los subsistemas de tierra GBAS que no radiodifunden correcciones para las fuentes telemétricas GPS, este parámetro se codificará como todos ceros.

Nota.— *Este parámetro, Kmd_e_D,GPS, puede ser diferente del parámetro de descorrelación de efemérides Kmd_e_GPS proporcionado en el bloque de datos adicional 1 del mensaje de tipo 2. En el Adjunto D, 7.5.6.1.2 y 7.5.6.1.3, se proporciona información adicional sobre las diferencias de estos parámetros.*

Sigma_vert_iono_gradiente_D (σvert_iono_gradiente_D): es la desviación normal de una distribución normal asociada a la incertidumbre ionosférica residual debida a la descorrelación espacial. El equipo de a bordo utiliza este parámetro cuando su tipo de servicio de aproximación activo es D.

Nota.— *Este parámetro, Sigma_vert_iono_gradiente_D, puede ser diferente del parámetro de descorrelación ionosférica Sigma_vert_iono_gradiente proporcionado en el mensaje de tipo 2. En el Adjunto D, 7.5.6.1.2 y 7.5.6.1.3, se proporciona información adicional sobre las diferencias de estos parámetros.*

YEIG: es el valor máximo de EIG a distancia cero desde el punto de referencia GBAS. El equipo de a bordo utiliza este parámetro cuando su tipo de servicio de aproximación activo es D.

MEIG: es la pendiente de EIG máximo en función de la distancia desde el punto de referencia GBAS. El equipo de a bordo utiliza este parámetro cuando su tipo de servicio de aproximación activo es D.

Tabla B-65A. Datos de las estaciones de radiodifusión GRAS

Contenido de datos	Bits usados	Gama de valores	Resolución
Número de canal	16	20001 a 39999	1
ΔLatitud	8	±25,4°	0,2°
ΔLongitud	8	±25,4°	0,2°

Tabla B-65B. Parámetros GAST D del bloque de datos adicional 3

Contenido de datos	Bits usados	Gama de valores	Resolución
$K_{md\ e\ D,GPS}$	8	0 a 12,75	0,05
$K_{md\ e\ D,GLONASS}$	8	0 a 12,75	0,05
$\sigma_{vert\ iono\ gradiente\ D}$	8	$0 - 25{,}5 \times 10^{-6}$ m/m	$0{,}1 \times 10^{-6}$ m/m
Y_{EIG}	5	0 a 3,0 m	0,1
M_{EIG}	3	0 a 0,7 m/km	0,1

3.6.4.3.2.3 Parámetros de autenticación de la VDB

El bloque de datos adicional 4 incluye la información que se necesita para protocolos de autenticación de la VDB (Tabla B-65C).

Definición de grupo de intervalos: Este campo de 8 bits indica cuáles de los 8 intervalos (A-H) están asignados para que la estación terrestre los utilice. El campo se transmite con el LSB en primer lugar. El LSB corresponde al intervalo A, el siguiente bit al intervalo B y así sucesivamente. Un “1” en la posición del bit indica que el intervalo se asignó a la estación terrestre. Un “0” indica que no se asignó el intervalo a la estación terrestre.

Tabla B-65C. Parámetros de autenticación de la VDB

Contenido de datos	Bits usados	Gama de valores	Resolución
Definición del grupo de intervalos	8	—	—

3.6.4.4 MENSAJE DE TIPO 3 — MENSAJE NULO

3.6.4.4.1 El mensaje de tipo 3 es un ‘mensaje nulo’ de longitud variable cuyo uso se destina a subsistemas terrestres que admiten protocolos de autenticación (véase la sección 3.6.7.4).

3.6.4.4.2 Los parámetros para el mensaje de tipo 3 serán los siguientes: Relleno: Secuencia de bits que se alternan entre el “1” y el “0” con una longitud en bytes que es 10 menos que el valor correspondiente al campo de la longitud del mensaje del encabezado del mensaje.

3.6.4.5 **Mensaje de tipo 4 —** Tramo de aproximación final (FAS). El mensaje de tipo 4 incluirá uno o más conjuntos de datos FAS, cada uno definiendo una sola aproximación de precisión (Tabla B-72). Cada conjunto de datos de mensaje de tipo 4 incluirá lo siguiente:

Longitud del conjunto de datos: el número de bytes en el conjunto de datos. El conjunto de datos comprende el campo de longitud de conjunto de datos y los campos del bloque de datos FAS asociado, límite de alerta vertical (FASVAL)/estado de aproximación y límite de alerta lateral FAS (FASLAL)/estado de aproximación.

Bloque de datos FAS: el conjunto de parámetros para identificar una sola aproximación de precisión o APV y definir su trayectoria de aproximación asociada.

Codificación: Véase 3.6.4.5.1 y Tabla B-66.

Nota.— *En el Adjunto D, 7.11 figuran los textos de orientación para la definición de la trayectoria FAS. Estado de aproximación FASVAL: el valor del parámetro FASVAL utilizado en 3.6.5.6.*

Codificación: 1111 1111 = No utilizar desviaciones verticales.

Nota.— *La gama de valores y su resolución para FASVAL depende del designador de actuación de aproximación en el bloque de datos FAS asociado.*

Estado de aproximación FASLAL: el valor del parámetro FASLAL utilizado en 3.6.5.6.

Codificación: 1111 1111 = No utilizar aproximación.

Nota.— *En los Procedimientos para los servicios de navegación aérea — Operación de aeronaves (PANS-OPS) (Doc 8168), Volumen II, se especifican las convenciones que deben emplear los diseñadores de procedimientos al aplicar las definiciones y codificaciones de bloque de datos FAS para codificar procedimientos que figuran a continuación.*

3.6.4.5.1 Bloque de datos FAS. El bloque de datos del FAS incluirá los parámetros que definen una sola aproximación GAST A, B, C o D. La La trayectoria del FAS es una línea en el espacio definida por el punto de umbral de aterrizaje/punto de umbral ficticio (LTP/FTP), punto de alineación de la trayectoria de vuelo (FPAP), altura de cruce sobre el umbral (TCH) y ángulo de trayectoria de planeo (GPA). El plano horizontal local para la aproximación es un plano perpendicular a la vertical local que pasa por el LTP/FTP (es decir tangente a la elipsoide en el LTP/FTP). La vertical local para la aproximación es normal al elipsoide WGS-84 en el LTP/FTP. El punto de interceptación de la trayectoria de planeo (GPIP) es aquel en el que la trayectoria de aproximación final corta al plano horizontal local. Los parámetros del FAS serán los siguientes:

Tipo de operación: procedimiento de aproximación directa u otros tipos de operación.

Codificación: 0 = procedimiento de aproximación directa

1 a 15 = extra

Nota.— *Los procedimientos desplazados son procedimientos directos y se codifican como "0".*

ID de proveedor de servicio SBAS: indica el proveedor del servicio asociado a este bloque de datos FAS.

Codificación: Véase la Tabla B-27.

14 = bloque de datos FAS que debe utilizarse solamente con GBAS.

15 = bloque de datos FAS que puede utilizarse con cualquier proveedor del servicio SBAS.

Nota.— *No se utiliza este parámetro para aproximaciones realizadas mediante correcciones de seudodistancia GBAS o GRAS.*

Tabla B-66. Bloque de datos del tramo de aproximación final (FAS)

Contenido de datos	Bits usados	Gama de valores	Resolución
Tipo de operación	4	0 a 15	1
ID de proveedor SBAS	4	0 a 15	1
ID de aeropuerto	32	—	—
Número de pista	6	1 a 36	1
Letra de pista	2	—	—
Designador de actuación de aproximación	3	0 a 7	1
Indicador de ruta	5	—	—
Selector de datos para trayectoria de referencia	8	0 a 48	1
Indicador de trayectoria de referencia	32	—	—
Latitud de LTP/FTP	32	±90,0°	0,0005 segarc
Longitud LTP/FTP	32	±180,0°	0,0005 segarc
Altura de LTP/FTP	16	512,0 a 6 041,5 m	0,1 m
Latitud de ΔFPAP	24	±1,0°	0,0005 segarc
Longitud de ΔFPAP	24	±1,0°	0,0005 segarc
Aproximación TCH (Nota)	15	0 a 1 638,35 m o 0 a 3 276,7 ft	0,05 m o 0,1 ft
Selector de unidades TCH de aproximación	1	—	—
GPA	16	0 a 90,0°	0,01°
Anchura de curso	8	80 a 143,75 m	0,25 m
Desplazamiento de Δlongitud	8	0 a 2 032 m	8 m
CRC de tramo de aproximación final	32	—	—

Nota.— Puede proporcionarse información en pies o en metros, según lo indicado por el selector de la unidad TCH de aproximación.

ID de aeropuerto: el designador de tres o de cuatro letras utilizado para designar un aeródromo.

Codificación: Se codifica cada carácter utilizando los 6 bits inferiores de su representación en IA-5. Para cada carácter, bi se transmite en primer lugar, y se adjuntan 2 bits cero después de b6 de forma que se transmitan 8 bits para cada carácter. Solamente se utilizan mayúsculas, dígitos numéricos y "espacio" IA-5. Se transmite en primer lugar el carácter más a la derecha. Para una ID de aeropuerto de 3 caracteres, el carácter más a la derecha (primero transmitido) será "espacio" IA-5.

Número de pista: el número de la pista de aproximación.

Codificación: 1 a 36 = número de pista

Nota.— *Para las operaciones de helipuerto y de punto en el espacio, el valor del número de pista es el número entero que se aproxima más a un décimo del curso de la aproximación final, excepto cuando dicho número entero sea cero, en cuyo caso el número de pista es 36.*

Letra de pista: el designador de una letra utilizado, según sea necesario, para distinguir entre pistas paralelas.

Codificación: 0 = ninguna letra

1 = R (derecha)

2 = C (centro)

3 = L (izquierda)

Designador de actuación de aproximación: la información general acerca del cálculo de la aproximación.

Codificación: 0 = GAST A o B

1 = GAST C

2 = GAST C y GAST D

3 = GAST C, GAST D y un tipo de servicio de aproximación adicional que se definirá en el futuro

4 = GAST C, GAST D y dos tipos de servicio de aproximación adicionales que se definirán en el futuro

5 a 7 = extra

Nota.— *Algunos equipos de a bordo designados para una performance de Categoría I son insensibles al valor del APD. La finalidad es que el equipo de a bordo diseñado para una performance de Categoría I acepte como válidos valores del APD de por lo menos 1-4 para permitir futuras ampliaciones a tipos de performance más altos usando el mismo bloque de datos FAS.*

Indicador de ruta: un identificador de una letra utilizado para distinguir entre aproximaciones múltiples al mismo extremo de la pista.

Codificación: La letra se codifica utilizando los bits b1 a b5 de su representación en IA-5. El bit b1 se transmite en primer lugar. Solamente se utilizan mayúsculas, excluidas “I” y “O” o “espacio” IA-5.

Selector de datos de trayectoria de referencia (RPDS): identificador numérico que se utiliza para seleccionar el bloque de datos FAS (aproximación deseada).

Nota.— *El RPDS de un bloque de datos FAS determinado es distinto de cualquier otro RPDS y de cualquier selector de datos de estación de referencia (RSDS) que radiodifunda cualquier GBAS en la misma frecuencia dentro de la región de radiodifusión.*

Identificador de trayectoria de referencia (RPI): los tres o cuatro caracteres alfanuméricos utilizados para designar inequívocamente la trayectoria de referencia.

Codificación: Se codifica cada carácter utilizando los bits b1 a b6 de su representación en IA-5. Para cada carácter, b1 se transmite en primer lugar, y se adjuntan 2 bits cero después de b6 de forma que se transmitan 8 bits para cada carácter. Solamente se utilizan mayúsculas, dígitos numéricos y “espacio” IA-5. El carácter más a la derecha se transmite en primer lugar, para un identificador de

trayectoria de referencia de tres caracteres, el carácter más a la derecha (primero transmitido) será el “espacio” IA-5.

Nota.— *El LTP/FTP es un punto por encima del cual pasa la trayectoria FAS a una altura relativa especificada, mediante la TCH. El LTP normalmente está situado en la intersección del eje de la pista y el umbral.*

Latitud LTP/FTP: la latitud del punto LTP/FTP en segundos de arco.

Codificación: Valor positivo denota latitud norte.

Valor negativo denota latitud sur.

Longitud de LTP/FTP: la longitud del punto LTP/FTP en segundos de arco.

Codificación: Valor positivo denota latitud este.

Valor negativo denota latitud oeste.

Altura LTP/FTP: la altura del LTP/FTP por encima de la elipsoide WGS-84.

Codificación: Se codifica este campo como un número de punto fijo sin signo con un desplazamiento de –512 metros. Un valor de cero en este campo coloca al LTP/FTP 512 metros por debajo de la elipsoide terrestre.

Nota.— El FPAP *es un punto a la misma altura que el LTP/FTP que se ha utilizado para definir la alineación de la aproximación. El origen de las desviaciones angulares en sentido lateral está definido por 305 metros (1 000 ft) más allá del FPAP a lo largo de la trayectoria FAS lateral. Para una aproximación alineada con la pista, el FPAP está en el extremo de parada de la pista o más allá.*

Latitud ΔFPAP: la diferencia de latitud entre el FPAP de la pista y el LTP/FTP en segundos de arco.

Codificación: Valor positivo denota que la latitud del eje FPAP está al norte de la latitud del LTP/FTP. Valor negativo denota que la latitud del FPAP está al sur de la latitud del LTP/FTP.

Longitud ΔFPAP: la diferencia de la longitud del FPAP de la pista del LTP/FTP en segundos de arco.

Codificación: Valor positivo denota que la longitud del FPAP está al este de la longitud del LTP/FTP.

Valor negativo indica que la longitud del FPAP está al oeste de la longitud del LTP/FTP.

TCH de aproximación: la altura del FAS por encima del LTP/FTP definido en pies o metros según lo indicado por el selector de unidades TCH.

Selector de unidades TCH de aproximación: las unidades utilizadas para describir la TCH.

Codificación: 0 = pies

1 = metros

Ángulo de trayectoria de planeo (GPA): el ángulo de la trayectoria de aproximación (trayectoria de planeo) respecto al plano horizontal tangente a la elipsoide WGS-84 en el LTP/FTP.

Anchura de rumbo: el desplazamiento lateral respecto a la trayectoria definida por el FAS en el LTP/FTP a la cual se obtiene la deflexión de escala completa de un indicador de desviación de rumbo.

Codificación: Se codifica este campo como un número de punto fijo sin signo con un desplazamiento de 80 metros. Un valor de cero en este campo indica una anchura de rumbo de 80 metros en el LTP/FTP.

Desplazamiento de longitud∆: la distancia desde el punto de alineación de la trayectoria de vuelo hasta el extremo de parada de la pista.

Codificación: 1111 1111 = no se proporciona.

CRC de tramo de aproximación final: la CRC de 32 bits adjunta al extremo de cada bloque de datos FAS para asegurar la integridad de los datos de aproximación. Se calculará la CRC del tramo de aproximación final de 32 bits de conformidad con 3.9. La longitud del código CRC será de k = 32 bits.

El polinomio generador de CRC será:

$$G(x) = x^{32} + x^{31} + x^{24} + x^{22} + x^{16} + x^{14} + x^{8} + x^{7} + x^{5} + x^{3} + x + 1$$

El campo de información CRC M(x) será:

$$M(x) = \sum_{i=1}^{272} m_i x^{272-i} = m_1 x^{271} + m_2 x^{270} + \ldots + m_{272} x^{0}$$

Se formará M(x) a partir de todos los bits del bloque de datos FAS asociado, excluida la CRC. Se dispondrán los bits en el orden transmitido de forma que m1 corresponda al LSB del campo de tipo de operación, y m272 corresponda al MSB del campo de desplazamiento de longitud ∆. La CRC se pondrá en un orden tal que r1 sea el LSB y r32 sea el MSB.

3.6.4.6 Mensaje de tipo 5 — Disponibilidad prevista de fuente telemétrica. Si se usa el mensaje de tipo 5 se incluirá la información de salida y de reglaje de las fuentes telemétricas actualmente visibles o que serán pronto visibles. Los parámetros de disponibilidad prevista de fuente telemétrica serán los siguientes:

Cuenta Z modificada: indica la hora de aplicación de los parámetros de este mensaje.

Codificación: La misma que la del campo de cuenta Z modificado en el mensaje de tipo 1 (3.6.4.2)

Número de fuentes afectadas: el número de fuentes respecto a las cuales se proporciona información sobre duración, aplicable a todas las aproximaciones.

Codificación: 0 = solamente tienen limitaciones las aproximaciones especificadas con obstáculos.

1 a 31 = el número de fuentes telemétricas afectadas.

ID de fuente telemétrica: lo mismo que en el mensaje de tipo 1 (3.6.4.2).

Sentido de disponibilidad de la fuente: indica si la fuente telemétrica estará disponible o cesará de estar disponible.

Codificación: 0 = las correcciones diferenciales cesarán pronto de proporcionarse respecto a la fuente telemétrica asociada.

1 = las correcciones diferenciales empezarán pronto a ser proporcionadas para la fuente telemétrica asociada.

Duración de disponibilidad de la fuente: la duración mínima prevista de disponibilidad de la fuente telemétrica por relación a la cuenta Z modificada.

Codificación: 111 1111 = la duración es superior o igual a 1 270 segundos.

Número de aproximaciones con obstáculos: el número de aproximaciones respecto a las cuales pueden reducirse las correcciones debido al enmascaramiento de una constelación única de aproximación.

Selector de datos de trayectoria de referencia: indicación del bloque de datos FAS respecto al cual tienen una aplicación los datos de disponibilidad de la fuente (3.6.4.5.1).

Número de fuentes afectadas para esta aproximación: el número de fuentes respecto a las cuales se proporciona información sobre duración que es solamente aplicable a esta aproximación.

3.6.4.7 MENSAJE DE TIPO 6

Nota.— Se reserva el mensaje de tipo 6 para uso futuro a fin de proporcionar la información requerida para aproximaciones de precisión de Categorías II/III.

3.6.4.8 MENSAJE DE TIPO 7

Nota.— Se reserva el mensaje de tipo 7 para aplicaciones nacionales.

3.6.4.9 MENSAJE DE TIPO 8

Nota.— *Se reserva el mensaje de tipo 8 para aplicaciones de prueba locales y regionales.*

3.6.4.10 MENSAJE DE TIPO 101 – CORRECCIONES DE SEUDODISTANCIA GRAS

3.6.4.10.1 El mensaje de tipo 101 proporcionará los datos de corrección diferencial para cada una de las fuentes telemétricas GNSS (Tabla B-70A). El mensaje constará de tres secciones:

a) información del mensaje (hora de validez, bandera de mensaje adicional, número de mediciones y tipo de medición);

b) información de baja frecuencia (parámetro de descorrelación de efemérides, CRC de efemérides de satélite e información de disponibilidad de satélites); y

c) bloques de medición de datos de satélite.

Nota.— *Todos los parámetros de este tipo de mensaje se aplican a seudodistancias con adaptación a portadora de 100 segundos.*

3.6.4.10.2 Cada mensaje de tipo 101 incluirá el parámetro de descorrelación de efemérides, la CRC de efemérides y los parámetros de duración de disponibilidad de la fuente para una fuente telemétrica de satélite. El parámetro de descorrelación de efemérides, la CRC de efemérides y la duración de la disponibilidad de la fuente se aplicarán a la primera fuente telemétrica en el mensaje.

3.6.4.10.3 Los parámetros de corrección de seudodistancia serán los siguientes:

Cuenta Z modificada: definido en 3.6.4.2.3.

Bandera de mensaje adicional: definido en 3.6.4.2.3 salvo que sea aplicable a los mensajes de tipo 101.

Número de mediciones: definido en 3.6.4.2.3.

Tipo de medición: definido en 3.6.4.2.3.

Parámetro de descorrelación de efemérides (P): definido en 3.6.4.2.3.

CRC de efemérides: definido en 3.6.4.2.3.

Duración de disponibilidad de la fuente: definido en 3.6.4.2.3.

Número de parámetros B: una indicación de si los parámetros B se incluyen en el bloque de medición para cada fuente telemétrica.

Codificación: 0 = no se incluyen los parámetros B

1 = 4 parámetros B por bloque de medición

3.6.4.10.4 Los parámetros de bloque de medición serán los siguientes:

ID de fuente telemétrica: definido en 3.6.4.2.4.

Expedición de datos (IOD): definido en 3.6.4.2.4.

Corrección de seudodistancia (PRC): definido en 3.6.4.2.4.

Corrección de cambio de distancia (RRC): definido en 3.6.4.2.4.

σpr_gnd: definido en 3.6.4.2.4, a excepción de la gama de valores y su resolución.

B1 a B4: definido en 3.6.4.2.4.

Nota.— *La inclusión de los parámetros B en el bloque de medición es facultativa para los mensajes de tipo 101.*

3.6.4.11 MENSAJE DE TIPO 11 — CORRECCIONES DE SEUDODISTANCIA – SEUDODISTANCIAS CON ADAPTACIÓN DE 30 SEGUNDOS

3.6.4.11.1 El mensaje de tipo 11 proporcionará los datos de corrección diferencial para cada una de las fuentes telemétricas GNSS (Tabla B-70B) con adaptación de 30 segundos. El mensaje constará de tres secciones:

a) información del mensaje (hora de validez, bandera de mensaje adicional, número de mediciones y tipo de medición);

b) información de baja frecuencia (parámetro de descorrelación de efemérides); y

c) bloques de medición de datos de satélite.

Nota.— *La transmisión de datos de baja frecuencia para fuentes telemétricas SBAS es facultativa.*

3.6.4.11.2 Cada mensaje de tipo 11 comprenderá el parámetro de descorrelación de efemérides para una fuente telemétrica de satélite. El parámetro de descorrelación de efemérides se aplicará a la primera fuente telemétrica en el mensaje.

Nota.— *Los parámetros de CRC de efemérides y duración de disponibilidad de la fuente no se incluyen en el mensaje de tipo 11 porque están comprendidos en el mensaje de tipo 1.*

3.6.4.11.3 Los parámetros de corrección de seudodistancia para el mensaje de tipo 11 serán los siguientes:

Cuenta Z modificada: conforme a lo definido en 3.6.4.2.3.

Bandera adicional de mensaje: identificación para señalar si el conjunto de bloques de medición en una sola trama para un tipo de medición particular está incluido en un solo mensaje de tipo 11 o en un par de mensajes enlazados.

Codificación: 0 = Todos los bloques de medición para un tipo particular de medición se incluyen en un mensaje de tipo 11

1 = Este es el primer mensaje transmitido de un par enlazado de mensajes de tipo 11 que juntos incluyen el conjunto de todos los bloques de medición para un tipo particular de medición

2 = Extra.

3 = Este es el segundo mensaje transmitido de un par enlazado de mensajes de tipo 11 que juntos incluyen el conjunto de todos los bloques de medición para un tipo particular de medición.

Número de mediciones: el número de bloques de medición en el mensaje.

Tipo de medición: conforme a lo definido en 3.6.4.2.3.

Parámetro de descorrelación de efemérides D (PD): parámetro que caracteriza el efecto de los errores residuales de efemérides debidos a la descorrelación para el primer bloque de medición en el mensaje.

Nota.— *Este parámetro, PD, puede ser diferente del parámetro de descorrelación de efemérides P del mensaje de tipo 1. En Adjunto D, 7.5.6.1.3 y 7.5.6.1.4, se proporciona información adicional sobre la diferencia entre estos parámetros.*

Para un satélite geoestacionario SBAS, el parámetro de descorrelación de efemérides, si se transmite, se codificará como todos ceros.

3.6.4.11.4 Los parámetros del bloque de medición son:

ID de fuente telemétrica: conforme a lo definido en 3.6.4.2.3.

Corrección de seudodistancia (PRC30): la corrección para la seudodistancia de la fuente telemétrica basándose en adaptación a portadora de 30 segundos.

Corrección de cambio de distancia (RRC30): el régimen de cambio de la corrección de seudodistancia basándose en adaptación a portadora de 30 segundos.

Sigma_PR_gnd_D (σpr_gnd_D): la desviación normal de una distribución normal asociada a la contribución de la señal en el espacio del error de seudodistancia en la corrección adaptada de 100 segundos en el mensaje de tipo 1 en el punto de referencia GBAS (3.6.5.5.1 y 3.6.7.2.2.4).

Nota.— *El parámetro σpr_gnd_D difiere de σpr_gnd para la medición correspondiente en el mensaje de tipo 1 en que σpr_gnd_D no debería incluir inflación para considerar la salida de los límites de los errores ionosféricos descorrelacionados.*

Codificación: 1111 1111 = Corrección de fuente telemétrica inválida.

Sigma_PR_gnd_30s (σpr_gnd_30): la desviación normal de una distribución normal que describe la exactitud nominal de la seudodistancia corregida adaptada con una constante de tiempo de 30 segundos en el punto de referencia GBAS.

Nota.— *La distribución normal N(0, σpr_gnd_30) tiene por objeto describir apropiadamente los errores que han de utilizarse para optimizar la ponderación de una solución de posición de mínima cuadrática ponderada. No es necesario que la distribución limite los errores según lo descrito en 3.6.5.5.1 y 3.6.7.2.2.4.*

Codificación: 1111 1111 = Corrección de fuente telemétrica inválida.

3.6.5 DEFINICIONES DE PROTOCOLOS PARA APLICACIÓN DE DATOS

Nota.— *En esta sección se define la relación mutua entre los parámetros del mensaje de radiodifusión de datos. Se proporcionan definiciones de los parámetros que no se transmiten, pero que son utilizados por elementos que son simultáneamente, o alternativamente, no de aeronave y de aeronave, y que definen los términos utilizados para determinar la solución de la navegación y su integridad.*

3.6.5.1 Seudodistancia medida y adaptada a portadora. La corrección de radiodifusión es aplicable a las mediciones de seudodistancia con código adaptado a portadora a las que no se han aplicado las correcciones troposféricas e ionosféricas de

radiodifusión por satélite. La adaptación a portadora es tal que la exactitud lograda después del estado permanente es por lo menos de igual calidad que la exactitud lograda utilizando el siguiente filtro:

$$P_{CSCn} = \alpha P + (1 - \alpha)\left(P_{CSC_{n-1}} + \frac{\lambda}{2\pi}(\phi_n - \phi_{n-1})\right)$$

siendo:

PCSCn = seudodistancia adaptada;

PCSCn-1 = seudodistancia de adaptación previa;

P = medición de seudodistancia en bruto obteniéndose estas mediciones de seudodistancia en bruto de un bucle de código impulsado por portadora, de primer orden o superior y con una anchura de banda de ruido lateral superior o igual a 0,125 Hz;
λ **=** longitud de onda L1;
ϕ**n** = fase de portadora;
ϕ**n-1** = fase anterior de portadora; y

α = función de ponderación de filtro igual al intervalo de muestreo dividido entre la constante de tiempo con adaptación. Para la corrección de seudodistancia GBAS en el mensaje de tipo 1 y en el mensaje de tipo 101, la constante de tiempo con adaptación es de 100 segundos, salvo lo especificado en 3.6.8.3.5.1 para el equipo de a bordo. Para la corrección de seudodistancia GBAS en el mensaje de tipo 11, la constante de tiempo con adaptación es de 30 segundos.

3.6.5.2 **Seudodistancia corregida**. La seudodistancia corregida para determinado satélite a la hora t es:

$$PR_{corregida} = P_{CSC} + PRC + RRC \times (t - \text{cuenta tz}) + TC + c \times (\Delta t_{sv})_{L1}$$

siendo:
PCSC = seudodistancia adaptada (definida en 3.6.5.1);
PRC = corrección de seudodistancia del mensaje apropiado:

- **a)** para seudodistancias con adaptación de 100 segundos, la PRC se toma del mensaje de tipo 1 o tipo 101 definido en 3.6.4.2; y
- **b)** para seudodistancias con adaptación de 30 segundos, la PRC es la PRC30 tomada del mensaje de tipo 11 definido en 3.6.4.11;

RRC = cambio de corrección de seudodistancia del mensaje apropiado:

- **a)** para seudodistancias con adaptación de 100 segundos, el RRC se toma del mensaje de tipo 1 o tipo 101 definido en 3.6.4.2; y
- **b)** para seudodistancias con adaptación de 30 segundos, el RRC es el RRC30 tomado del mensaje de tipo 11 definido en 3.6.4.11;

t = hora actual;
cuenta tz = hora de aplicación obtenida a partir de la cuenta Z modificada del mensaje que contiene la PRC y el RRC;
TC = corrección troposférica (definida en 3.6.5.3); y
c y (Δtsv)L1 definidos en 3.1.2.2 para satélites GPS.

3.6.5.3 **RETARDO TROPOSFÉRICO**

3.6.5.3.1 **La corrección troposférica para determinado satélite.**

$$TC = N_r h_0 \frac{10^{-6}}{\sqrt{0{,}002 + \text{sen}^2(El_i)}}\left(1 - e^{-\Delta h / h_0}\right)$$

es:

siendo:

Nr = índice de refractividad del mensaje de tipo 2 (3.6.4.3);

Δh = altura de la aeronave por encima del punto de referencia GBAS;

Eli = ángulo de elevación del i-ésimo satélite; y

h0 = altura de escala troposférica del mensaje de tipo 2.

3.6.5.3.2 La incertidumbre troposférica residual es:

$$\sigma_{tropo} = \sigma_n h_0 \frac{10^{-6}}{\sqrt{0{,}002 + \text{sen}^2(El_i)}} (1 - e^{-\Delta h/h_0})$$

siendo σn = la incertidumbre de refractividad del mensaje de tipo 2 (3.6.4.3).

3.6.5.4 Incertidumbre ionosférica residual. La incertidumbre ionosférica residual para determinados satélites es:

$$\sigma_{iono} = F_{pp} \times \sigma_{vig} \times (x_{air} + 2 \times \tau \times v_{air})$$

siendo:

Fpp = factor de oblicuidad de vertical a inclinado de un determinado satélite (3.5.5.5.2);

σvig = depende del GAST activo: para GAST A, B o C, σvig = σvert_iono_gradiente (según se define en 3.6.4.3); y para GAST D, σvig = σvert_iono_gradiente_D (según se define en 3.6.4.3.2.2);

xair = distancia (distancia oblicua) en metros entre la posición actual de la aeronave y el punto de referencia GBAS indicado en el mensaje de tipo 2;

τ = depende del GAST activo: para GAST A, B o C, τ=100 segundos (constante de tiempo utilizada en 3.6.5.1); y para GAST D, el valor de τ depende de si σiono se aplica en la ponderación de medición o en la limitación de la integridad. τ = 100 segundos cuando σiono se usa para limitación de la integridad (según 3.6.5.5.1.1.1) y τ = 30 segundos cuando σiono se usa para ponderación de la medición (según 3.6.5.5.1.1.2).

vair = velocidad de aproximación horizontal de la aeronave (metros por segundo).

3.6.5.5 NIVELES DE PROTECCIÓN

3.6.5.5.1 Niveles de protección para todos los tipos de servicio de aproximación GBAS. Los niveles de protección vertical y lateral (VPL y LPL) de la señal en el espacio son los límites superiores de confianza en el error de posición relativo al punto de referencia GBAS definido como:

$$VPL = MAX\{VPL_{HO}, VPL_{H1}\}$$

$$LPL = MAX\{LPL_{HO}, LPL_{H1}\}$$

3.6.5.5.1.1 Condiciones de medición normales

3.6.5.5.1.1.1 El nivel de protección vertical (VPLHO) y el nivel de protección lateral (LPLHO), suponiendo que existen condiciones de medición normales (es decir, sin errores) en todos los receptores de referencia y en todas las fuentes telemétricas, se calculan de la forma siguiente:

$$VPL_{H0} = K_{ffmd}\sigma_{vert} + D_V$$

$$LPL_{H0} = K_{ffmd}\sigma_{lat} + D_L$$

siendo:

$$\sigma_{vert} = \sqrt{\sum_{i=1}^{N} s\_vert_i^2 \times \sigma_i^2}$$

$$\sigma_{lat} = \sqrt{\sum_{i=1}^{N} s\_lat_i^2 \times \sigma_i^2}$$

$$\sigma^2_i = \sigma^2_{pr\_gnd,i} + \sigma^2_{tropo,i} + \sigma^2_{pr\_air,i} + \sigma^2_{iono,i};$$

y

$\sigma_{pr\_gnd,i}$ depende del GAST activo:
para GAST A, B o C: $\sigma_{pr\_gnd,i} = \sigma_{pr\_gnd}$ para la $i^{-ésima}$ fuente telemétrica (como se define en 3.6.4.2); y
para GAST D: $\sigma_{pr\_gnd,i} = \sigma_{pr\_gnd\_D}$ para la $i^{-ésima}$ fuente telemétrica (3.6.4.11);

$\sigma^2_{tropo,i}$, $\sigma^2_{pr\_air,i}$ y $\sigma^2_{iono,i}$ son las que se definen en 3.6.5.5.1.1.2;

K_{ffmd} = multiplicador derivado de la probabilidad de detección frustrada sin falla;

s_vert_i = $s_{v,i} + s_{x,i} \times \tan(GPA)$;

s_lat_i = $s_{y,i}$;

$s_{x,i}$ = derivada parcial del error de posición en la dirección x respecto al error de seudodistancia en el $i^{-ésimo}$ satélite;

$s_{y,i}$ = derivada parcial del error de posición en la dirección y respecto al error de seudodistancia en el $i^{-ésimo}$ satélite;

$s_{v,i}$ = derivada parcial del error de posición en la dirección vertical respecto al error de seudodistancia en el $i^{-ésimo}$ satélite;

GPA = ángulo de trayectoria de planeo para la trayectoria de aproximación final (3.6.4.5.1);

N = número de fuentes telemétricas utilizadas en la solución de la posición; e

i = índice de la fuente telemétrica para las fuentes telemétricas utilizadas en la solución de la posición.

D_V = parámetro determinado a bordo dependiendo del GAST activo:
para GAST A, B o C: $D_V = 0$: y
para GAST D: D_V se calcula como la magnitud de la proyección vertical de la diferencia entre las soluciones de posición de 30 y 100 s.

D_L = parámetro determinado a bordo dependiendo del GAST activo:
para GAST A, B o C: $D_L = 0$; y
para GAST D: D_L se calcula como la magnitud de la proyección lateral de la diferencia entre las soluciones de posición de 30 y 100 s.

Nota 1.— *Las soluciones de posición de 30 y 100 s, DV y DL, están definidas en RTCA MOPS DO-253D.*

Nota 2.— *Se define el sistema de coordenadas de referencia de tal forma que x esté a lo largo de la derrota positiva hacia adelante, y es perpendicular a la derrota positiva a la izquierda en el plano tangente horizontal local y v es positivo hacia arriba y perpendicular a x e y.*

3.6.5.5.1.1.2 Para una solución general de posición mínima cuadrática, la matriz de proyección S se define como:

$$S \equiv \begin{bmatrix} S_{x,1} & S_{x,2} & \cdots & S_{x,N} \\ S_{y,1} & S_{y,2} & \cdots & S_{y,N} \\ S_{v,1} & S_{v,2} & \cdots & S_{v,N} \\ S_{t,1} & S_{t,2} & \cdots & S_{t,N} \end{bmatrix} = (G^T \times W \times G)^{-1} \times G^T \times W$$

siendo:

G_i = $[-\cos El_i \cos Az_i \quad -\cos El_i \sin Az_i \quad -\sin El_i \; 1]$ = $i^{-ésima}$ hilera de G; y

$$W = \begin{bmatrix} \sigma^2_{w,1} & 0 & \dots & 0 \\ 0 & \sigma^2_{w,2} & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & \dots & \sigma^2_{w,N} \end{bmatrix}^{-1}$$

siendo:

$$\sigma^2_{w,i} = \sigma^2_{pr\_gnd,i} + \sigma^2_{tropo,i} + \sigma^2_{pr\_air,i} + \sigma^2_{iono,i};$$

siendo:

$\sigma_{pr\_gnd,i}$ = depende del GAST activo;
Para GAST A, B o C o el servicio de determinación de la posición GBAS:
$\sigma_{pr\_gnd,i} = \sigma_{pr\_gnd}$ para la $i^{-ésima}$ fuente telemétrica (según se define en 3.6.4.2);
Para GAST D: $\sigma_{pr\_gnd,i} = \sigma_{pr\_gnd\_30}$ para la $i^{-ésima}$ fuente telemétrica (3.6.4.11);

$\sigma_{tropo,i}$ = la incertidumbre troposférica residual para la $i^{-ésima}$ fuente telemétrica (3.6.5.3);

$\sigma_{iono,i}$ = la incertidumbre de retardo ionosférico residual (debido a descorrelación espacial) para la $i^{-ésima}$ fuente telemétrica (3.6.5.4); y

$\sigma_{pr\_air,i}$ = $\sqrt{\sigma^2_{receptor}(El_i) + \sigma^2_{multitrayecto}(El_i)}$, desviación normal de la contribución de la aeronave al error de seudodistancia corregido para la $i^{-ésima}$ fuente telemétrica. La contribución total de aeronave comprende la contribución del receptor (3.6.8.2.1) y un margen normalizado para multitrayecto de la célula;

siendo:

$\sigma_{multitrayecto,i}(El_i)$ = $0{,}13 + 0{,}53e^{-El_i/10\,grd}$, el modelo normalizado para la contribución de multitrayectos para la célula (en metros);

El_i = ángulo de elevación de la $i^{-ésima}$ fuente telemétrica (en grados); y

Az_i = el azimut de la $i^{-ésima}$ fuente telemétrica en el sentido contrario a las agujas del reloj en el eje x (en grados).

Nota.— *Para facilitar la lectura, se omitió el subíndice i de la ecuación de la matriz de proyección.*

3.6.5.5.1.2 Condiciones de medición con falla. Cuando se radiodifunde el mensaje de tipo 101 sin bloques de parámetro B, los valores de VPLH1 y LPLH1 se definen como iguales a cero. De lo contrario el nivel de protección vertical (VPLH1) y el nivel de protección lateral (LPLH1) suponiendo que existe una falla latente en un receptor de referencia, y solamente en uno, son:

$$VPL_{H1} = \max [VPL_j] + D_V$$

$$LPL_{H1} = \max [LPL_j] + D_L$$

siendo VPL_j y LPL_j para j = 1 a 4 los siguientes:

VPL_j = $|B\_vert_j| + K_{md}, \sigma_{vert,H1}$; y

LPL_j = $|B\_lat_j| + K_{md}, \sigma_{lat,H1}$;

D_V = parámetro determinado a bordo dependiendo del GAST activo (3.6.5.5.1.1.1);

D_L = parámetro determinado a bordo dependiendo del GAST activo (3.6.5.5.1.1.1);

y

B_vert_j = $\sum_{i=1}^{N}(s\_vert_i \times B_{i,j})$;

B_lat_j = $\sum_{i=1}^{N}(s\_lat_i \times B_{i,j})$;

$B_{i,j}$ = diferencias de radiodifusión entre las correcciones de seudodistancia de radiodifusión y las correcciones obtenidas excluyendo la $j^{-ésima}$ medición del receptor de referencia respecto a la $i^{-ésima}$ fuente telemétrica;

K_{md} = multiplicador obtenido a partir de la probabilidad de una detección perdida, a condición de que el subsistema de tierra esté en falla;

$\sigma^2_{vert,H1}$ = $\sum_{i=1}^{N}(s\_vert_i^2 \times \sigma\_H1_i^2)$;

$\sigma^2_{lat,H1}$ = $\sum_{i=1}^{N}(s\_lat_i^2 \times \sigma\_H1_i^2)$;

$\sigma\_H1^2_i$ = $\left(\frac{M_i}{U_i}\right)\sigma^2_{pr\_gnd,i} + \sigma^2_{pr\_air,i} + \sigma^2_{tropo,i} + \sigma^2_{iono,i}$;

$\sigma_{pr\_gnd,i}$ = depende del GAST activo:
para GAST A, B o C: $\sigma_{pr\_gnd,i} = \sigma_{pr\_gnd}$ para la i-ésima fuente telemétrica (según se define en 3.6.4.2);
para GAST D: $\sigma_{pr\_gnd,i} = \sigma_{pr\_gnd\_D}$ para la i-ésima fuente telemétrica (3.6.4.11);
$\sigma^2_{tropo,i}$, $\sigma^2_{pr\_air,i}$ y $\sigma^2_{iono,i}$ como se definen en 3.6.5.5.1.1.2;
M_i = número de receptores de referencia utilizados para calcular las correcciones de seudodistancia de la i-ésima fuente telemétrica (indicados por los valores B); y
U_i = número de receptores de referencia utilizados para calcular las correcciones de seudodistancia de la i-ésima fuente telemétrica, excluido el j-ésimo receptor de referencia.

Nota.— *En una falla latente se incluyen todas las mediciones erróneas que no hayan sido inmediatamente detectadas por el subsistema de tierra, de forma tal que los datos de radiodifusión estén influenciados y que haya un error de posición inducido en el subsistema de aeronave.*

3.6.5.5.1.3 Definición de multiplicadores K para servicios de aproximación GBAS. Los multiplicadores se presentan en la Tabla B-67.

Tabla B-67. Multiplicadores K para servicios de aproximación GBAS

Multiplicador	M_i			
	1 (Nota)	2	3	4
K_{ffmd}	6,86	5,762	5,81	5,847
K_{md}	No se utiliza	2,935	2,898	2,878

Nota.— Para GAST A con apoyo de radiodifusión de mensajes de tipo 101 sin bloque de parámetros B.

3.6.5.5.2 Servicio de determinación de la posición GBAS. El nivel de protección horizontal de la señal en el espacio es un límite superior de confianza en el error horizontal de la posición relativo al punto de referencia GBAS definido como:

$$HPL = MAX\{HPL_{H0}, HPL_{H1}, HEB\}$$

3.6.5.5.2.1 Condiciones de medición normales. El nivel de protección horizontal (HPLH0), suponiendo que existen condiciones de medición normales (es decir, sin errores) en todos los receptores de referencia y en todas las fuentes telemétricas, se calcula de la forma siguiente:

$$HPL_{H0} = K_{ffmd,\,POS} d_{mayor}$$

siendo:

$$d_{mayor} = \sqrt{\frac{d_x^2 + d_y^2}{2} + \sqrt{\left(\frac{d_x^2 - d_y^2}{2}\right)^2 + d_{xy}^2}}$$

$$d_x^2 = \sum_{i=1}^{N} s_{x,i}^2 \sigma_i^2$$

$$d_y^2 = \sum_{i=1}^{N} s_{y,i}^2 \sigma_i^2$$

$$d_{xy} = \sum_{i=1}^{N} s_{x,i} s_{y,i} \sigma_i^2$$

$$d_x^2 = \sum_{i=1}^{N} s_{x,i}^2 \sigma_i^2$$

$$d_y^2 = \sum_{i=1}^{N} s_{y,i}^2 \sigma_i^2$$

$$d_{xy} = \sum_{i=1}^{N} s_{x,i} s_{y,i} \sigma_i^2$$

$s_{x,i}$ = derivada parcial del error de posición en la dirección x respecto al error de seudodistancia en el i-ésimo satélite

$s_{y,i}$ = derivada parcial del error de posición en la dirección y respecto al error de seudodistancia en el i-ésimo satélite

$K_{ffmd,POS}$ = multiplicador derivado de la probabilidad de detección frustrada sin falla
N = número de fuentes telemétricas utilizadas en la solución de la posición
i = índice de la fuente telemétrica para las fuentes telemétricas utilizadas en la solución de la posición
σ_i = el término error de seudodistancia según se define en 3.6.5.5.1.1

Nota.— *Para el servicio de determinación de la posición GBAS, el eje de x y el eje de y definen una base ortogonal arbitraria en el plano horizontal.*

3.6.5.5.2.2 Condiciones de medición con falla. Cuando se radiodifunde el mensaje de tipo 101 sin bloques de parámetro B, el valor de HPLH1 se define como igual a cero. De lo contrario, el nivel de protección horizontal (HPLH1), suponiendo que existe una falla latente en un receptor de referencia, y solamente en uno, es:

$$HPL_{H1} = \max [HPL_j]$$

siendo HPLj para j = 1 a 4 lo siguiente:

$$HPL_j = |B\_horz_j| + K_{md\_POS} d_{mayor,\,H1}$$

y

$$B\_horz_j = \sqrt{\left(\sum_{i=1}^{N} S_{x,i} B_{i,j}\right)^2 + \left(\sum_{i=1}^{N} S_{y,i} B_{i,j}\right)^2}$$

Bi,j = diferencias de radiodifusión entre las correcciones de seudodistancia de radiodifusión y las correcciones obtenidas excluyendo la j-ésima medición del receptor de referencia respecto a la i -ésima fuente telemétrica.

Kmd_POS = multiplicador obtenido a partir de la probabilidad de una detección frustrada, a condición de que el subsistema de tierra esté en falla.

$$d_{mayor,H1} = \sqrt{\frac{d\_H1_x^2 + d\_H1_y^2}{2} + \sqrt{\left(\frac{d\_H1_x^2 - d\_H1_y^2}{2}\right)^2 + d\_H1_{xy}^2}}$$

$$d\_H1_x^2 = \sum_{i=1}^{N} s_{x,i}^2 \sigma\_H1_i^2$$

$$d\_H1_y^2 = \sum_{i=1}^{N} s_{y,i}^2 \sigma\_H1_i^2$$

$$d\_H1_{xy} = \sum_{i=1}^{N} s_{x,i} s_{y,i} \sigma\_H1_i^2$$

Nota.— *Para el servicio de determinación de la posición GBAS, el eje de x y el eje de y definen una base ortogonal arbitraria en el plano horizontal.*

$$\sigma\_H1_i^2 = \left(\frac{M_i}{U_i}\right) \sigma_{pr\_gnd,i}^2 + \sigma_{pr\_air,i}^2 + \sigma_{tropo,i}^2 + \sigma_{iono,i}^2$$

Mi = número de receptores de referencia utilizados para calcular las correcciones de seudodistancia de la i -ésima fuente telemétrica (indicados por los valores B).

Ui = número de receptores de referencia utilizados para calcular las correcciones de seudodistancia de la i -ésima fuente telemétrica, excluido el j-ésimo receptor de referencia.

Nota.— *En una falla latente se incluyen todas las mediciones erróneas que no hayan sido inmediatamente detectadas por el subsistema de tierra, de forma tal que los datos de radiodifusión estén afectados y que haya un error de posición inducido en el subsistema de aeronave.*

3.6.5.5.2.3 Definición de multiplicadores K para el servicio de determinación de la posición GBAS. El multiplicador Kffmd_POS es igual a 10,0 y el multiplicador Kmd_POS, es igual a 5.3.

3.6.5.6 LÍMITES DE ALERTA

Nota 1.— *En el Adjunto D, 7.13 figura orientación relativa al cálculo de los límites de alerta, incluidas las aproximaciones asociadas a los números de canal 40 000 a 99 999.*

Nota 2.— *El cálculo de los límites de alerta depende del tipo de servicio activo.*

3.6.5.6.1 Límites de alerta GAST C y D. Los límites de alerta se definen en las Tablas B-68 y B-69. Para posiciones de aeronave en las que la desviación lateral excede del doble de la desviación a la que se logra una desviación lateral de plena escala del indicador de desviación de rumbo, o cuando la desviación vertical excede del doble que se logra a una deflexión de vuelo hacia abajo de escala completa de un indicador de desviación de rumbo, los límites de alerta tanto lateral como vertical se ajustan a los valores máximos indicados en las tablas.

Tabla B-68. Límite lateral de alerta de GAST C y D

Distancia horizontal de la posición de la aeronave desde LTP/FTP trasladada a lo largo de la trayectoria de aproximación final (metros)	Límite lateral de alerta (metros)
$291 < D \leq 873$	FASLAL
$873 < D \leq 7\,500$	0,0044D (m) + FASLAL – 3,85
$D > 7\,500$	FASLAL + 29,15

Tabla B-69. Límite vertical de alerta de GAST C y D

Altura por encima del LTP/FTP de la posición de la aeronave trasladada hacia la trayectoria de aproximación final (pies)	Límite vertical de alerta (metros)
$100 < H \leq 200$	FASVAL
$200 < H \leq 1\,340$	0,02925H (ft) + FASVAL – 5,85
$H > 1\,340$	FASVAL + 33,35

3.6.5.6.2 Límites de alerta GAST A y B. Los límites de alerta son iguales a FASLAL y FASVAL tomados del mensaje de tipo 4 para aproximaciones con números de canal en la gama de 20 001 a 39 999. Para aproximaciones con números de canal en la gama de 40 000 a 99 999, los límites de alerta se almacenan en la base de datos de a bordo.

3.6.5.7 Número de canal. Cada aproximación GBAS transmitida desde el subsistema de tierra está asociada a un número de canal en la gama de 20 001 a 39 999. El servicio de determinación de la posición GBAS, si se proporciona, está asociado a un número de canal aparte en la gama de 20 001 a 39 999. El número de canal está dado por:

Número de canal = 20 000 + 40 (F – 108,0) + 411(S)

siendo:

F = frecuencia de radiodifusión de datos (MHz)

S = RPDS o RSDS

y

RPDS = selector de datos de trayectoria de referencia para el bloque de datos FAS (según lo definido en 3.6.4.5.1)

RSDS = selector de datos de la estación de referencia para el subsistema de tierra GBAS (según lo definido en 3.6.4.3.1)

Para números de canal transmitidos en el bloque de datos adicional 2 del mensaje de tipo 2 (según lo definido en 3.6.4.3.2.1), solamente se utiliza RSDS.

Nota 1.— *Cuando no se radiodifunde FAS para una aproximación con apoyo de GAST A o B, la aproximación GBAS está asociada a un número de canal en la gama de 40 000 a 99 999.*

Nota 2.— *En el Adjunto D, 7.7 se presentan textos de orientación relativos a la selección de número de canal.*

3.6.5.8 LÍMITE DE LA POSICIÓN DEL ERROR DE EFEMÉRIDES

Nota.— *Los límites de la posición del error de efemérides se calculan únicamente para las fuentes telemétricas de la constelación principal de satélites utilizadas en la solución de la posición (índice j) y no para otros tipos de fuentes telemétricas (satélites o seudólites SBAS) que no están sujetos a fallas de efemérides no detectadas. No obstante, en los cálculos de estos límites de posición se utiliza la información de todas las fuentes telemétricas empleadas en la solución de la posición (índice i).*

3.6.5.8.1 Aproximación GBAS. Los límites de la posición del error de efemérides vertical y lateral se definen de la manera siguiente:

$$VEB = \max_{j} \{VEB_j\} + D_V$$

$$LEB = \max_{j} \{LEB_j\} + D_L$$

Los límites de la posición del error de efemérides vertical y lateral para la j-ésima fuente telemétrica de la constelación principal de satélites utilizada en la solución de posición, se obtienen aplicando lo siguiente:

$$VEB_j = \left|s\_vert_j\right| x_{air} P_{ej} + K_{md\_ej} \sqrt{\sum_{i=1}^{N} s\_vert_i^2 \times \sigma_i^2}$$

$$LEB_j = \left|s\_lat_j\right| x_{air} P_{ej} + K_{md\_ej} \sqrt{\sum_{i=1}^{N} s\_lat_i^2 \times \sigma_i^2}$$

siendo:

D_V =	parámetro determinado a bordo dependiendo del GAST activo (3.6.5.5.1.1.1);
D_L =	parámetro determinado a bordo dependiendo del GAST activo (3.6.5.5.1.1.1);
$s\_vert_{i\ o\ j}$	se define en 3.6.5.5.1.1;
$s\_lat_{i\ o\ j}$	se define en 3.6.5.5.1.1;
x_{air}	se define en 3.6.5.4;
N	número de fuentes telemétricas utilizadas en la solución de la posición;
σ_i	se define en 3.6.5.5.1.1;
P_{ej}	parámetro de descorrelación de la efemérides de radiodifusión para la j-ésima fuente telemétrica. La fuente de este parámetro depende del tipo de servicio de aproximación GBAS activo: GAST A, B o C: P_{ej} = P del mensaje de tipo 1 o tipo 101 correspondiente a la j-ésima fuente telemétrica (sección 3.6.4.2.3); GAST D: $P_{ej}=P_D$ del mensaje de tipo 11 correspondiente a la j-ésima fuente telemétrica (sección 3.6.4.11.3);
$K_{md\_e,j}$	multiplicador de detección frustrada de efemérides de radiodifusión para GAST A-C asociado a la constelación de satélites para la j-ésima fuente telemétrica. La fuente de este parámetro depende del tipo de servicio de aproximación GBAS activo: GAST A, B o C: $K_{md\_e,j}$ = $K_{md\_e,GPS}$ o $K_{md\_e,GLONASS}$ obtenido del bloque de datos adicional 1 del mensaje de tipo 2 (sección 3.6.4.3.1); GAST D: $K_{md\_e,j}$ = $K_{md\_e\_D,GPS}$ o $K_{md\_e\_D,GLONASS}$ vienen del bloque de datos adicional 3 del mensaje de tipo 2 (sección 3.6.4.3.2.2).

3.6.5.8.2 Servicio de determinación de la posición GBAS. El límite de la posición del error de efemérides horizontal se define de la manera siguiente:

$$HEB = \max_j \{HEB_j\}$$

El límite de la posición del error de efemérides horizontal para la j-ésima fuente telemétrica de la constelación principal de satélites utilizada en la solución de la posición, se obtiene aplicando lo siguiente:

$$HEB_j = \left|s_{horz,j}\right| x_{air} P_j + K_{md\_e\_POS} d_{mayor}$$

Siendo:

$s_{horz,j}^2$ =	$s_{xj}^2 + s_{yj}^2$;
$s_{x,j}$	se define en 3.6.5.5.2.1;
s_{yj}	se define en 3.6.5.5.2.1;
x_{air}	se define en 3.6.5.4;
P_j	parámetro de descorrelación de la efemérides de radiodifusión para la j-ésima fuente telemétrica. La fuente de este parámetro no depende del tipo de servicio de aproximación GBAS activo. En todos los casos, P_j=P del mensaje de tipo 1 o del tipo 101 correspondiente a la j-ésima fuente telemétrica (sección 3.6.4.2.3).
$K_{md\_e\_POS}$	multiplicador de detección frustrada de efemérides de radiodifusión para el servicio de determinación de la posición GBAS asociado a la constelación de satélites para la j-ésima fuente telemétrica ($K_{md\_e\_POS,GPS}$ o $K_{md\_e\_POS,GLONASS}$);
d_{mayor}	se define en 3.6.5.5.2.1.

3.6.5.9 Error de gradiente ionosférico

El máximo error de seudodistancia corregido con adaptación de 30 segundos no detectado causado por un gradiente ionosférico (EIG) se calcula basándose en los parámetros de radiodifusión YEIG y MEIG, como sigue:

$$E_{IG} = Y_{EIG} + M_{EIG} \times D_{EIG}$$

Siendo:

Y_{EIG} = el valor máximo de E_{IG} (metros) en el mensaje de tipo 2;
M_{EIG} = pendiente de E_{IG} (m/km) máximo en el mensaje de tipo 2;
D_{EIG} = la distancia en kilómetros entre el emplazamiento del LTP para la radiodifusión de aproximación seleccionada en el mensaje de tipo 4 y el punto de referencia GBAS en el mensaje de tipo 2.

3.6.6 TABLAS DE MENSAJES

Cada mensaje GBAS se codificará de conformidad con el formato de mensaje correspondiente definido en las Tablas B-70 a B-73.

Nota.— *La estructura de tipo de mensaje se define en 3.6.4.1.*

Tabla B-70. Mensaje de correcciones de seudodistancia de tipo 1

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
Cuenta Z modificada	14	0 a 1 199,9 s	0,1 s
Bandera de mensaje adicional	2	0 a 3	1
Número de mediciones (N)	5	0 a 18	1
Tipo de medición	3	0 a 7	1
Parámetro de descorrelación de efemérides (P)	8	0 a $1{,}275 \times 10^{-3}$ m/m	5×10^{-6} m/m
CRC de efemérides	16	—	—
Duración de disponibilidad de la fuente	8	0 a 2 540 s	10 s
Para N bloques de medición			
ID de fuente telemétrica	8	1 a 255	1
Expedición de datos (IOD)	8	0 a 255	1
Corrección de seudodistancia (PRC)	16	±327,67 m	0,01 m
Corrección de cambio de distancia (RRC)	16	±32,767 m/s	0,001 m/s
σ_{pr_gnd}	8	0 a 5,08 m	0,02 m
B_1	8	±6,35 m	0,05 m
B_2	8	±6,35 m	0,05 m
B_3	8	±6,35 m	0,05 m
B_4	8	±6,35 m	0,05 m

Tabla B-70A. Mensaje de correcciones de seudodistancia GRAS de tipo 101

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
Cuenta Z modificada	14	0 a 1 199,9 s	0,1 s
Bandera de mensaje adicional	2	0 a 3	1
Número de mediciones (N)	5	0 a 18	1
Tipo de medición	3	0 a 7	1
Parámetro de descorrelación de efemérides (P)	8	0 a $1{,}275 \times 10^{-3}$ m/m	5×10^{-6} m/m
CRC de efemérides	16	—	—
Duración de disponibilidad de fuente	8	0 a 2 540 s	10 s
Número de parámetros B	1	0 ó 4	—
Extra	7	—	—
Para N bloques de medición			
ID de fuente telemétrica	8	1 a 255	1
Expedición de datos (IOD)	8	0 a 255	1
Corrección de seudodistancia (PRC)	16	±327,67 m	0,01 m
Corrección de cambio de distancia (RRC)	16	±32,767 m/s	0,001 m/s
σ_{pr_gnd}	8	0 a 50,8 m	0,2 m
Bloque de parámetro B (si se proporciona)			
B_1	8	±25,4 m	0,2 m
B_2	8	±25,4 m	0,2 m
B_3	8	±25,4 m	0,2 m
B_4	8	±25,4 m	0,2 m

Tabla B-70B. Mensaje de correcciones de seudodistancia de tipo 11 (seudodistancias con adaptación de 30 segundos)

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
Cuenta Z modificada	14	0 – 1199,9 s	0,1 s
Bandera de mensaje adicional	2	0 – 3	1
Número de mediciones	5	0 – 18	1
Tipo de medición	3	0 – 7	1
Parámetro de descorrelación de efemérides D (P_D) (Notas 1, 3)	8	0 – 1,275 $\times 10^{-3}$ m/m	5 $\times 10^{-6}$ m/m
Para N bloques de medición:			
ID de fuente telemétrica	8	1 – 255	1
Corrección de seudodistancia (PRC_{30})	16	±327,67 m	0,01 m
Corrección de cambio de distancia (RRC_{30})	16	±32,767 m/s	0,001 m/s
Sigma_PR_gnd_D ($\sigma_{pr\_gnd\_D}$) (Nota 2)	8	0 – 5,08 m	0,02 m
Sigma_PR_gnd_30 ($\sigma_{pr\_gnd\_30}$) (Nota 2)	8	0 – 5,08 m	0,02 m

Notas:

1. *Para satélites SBAS, el parámetro se pone a todos ceros.*
2. *1111 1111 indica que la fuente no es válida.*
3. *El parámetro está asociado al primer bloque de medición transmitido.*

Tabla B-71A. Mensaje de datos relativo a GBAS de tipo 2

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
Receptores de referencia GBAS	2	2 a 4	—
Letra de designación de exactitud en tierra	2	—	—
Extra	1	—	—
Designador de continuidad/integridad GBAS	3	0 a 7	1
Declinación magnética local	11	±180°	0,25°
Reservado y puesto a cero (00000)	5	—	—
$\sigma_{vert\_iono\_gradiente}$	8	0 a 25,5 $\times 10^{-6}$ m/m	0,1 $\times 10^{-6}$ m/m
Índice de refractividad	8	16 a 781	3
Altura de escala	8	0 a 25 500 m	100 m
Incertidumbre de refractividad	8	0 a 255	1
Latitud	32	±90,0°	0,0005 arcseg
Longitud	32	±180,0°	0,0005 arcseg
Altura del punto de referencia GBAS	24	±83 886,07 m	0,01 m
Bloque de datos adicional 1 (si se proporciona)			
Selector de datos de estación de referencia	8	0 a 48	1
Distancia de uso máxima ($D_{máx}$)	8	2 a 510 km	2 km
$K_{md\_e\ POS,GPS}$	8	0 a 12,75	0,05
$K_{md\_e,GPS}$	8	0 a 12,75	0,05
$K_{md\_e\ POS,GLONASS}$	8	0 a 12,75	0,05
$K_{md\_e,GLONASS}$	8	0 a 12,75	0,05
Bloques de datos adicionales (se repite para todos los proporcionados)			
Longitud de bloque de datos adicional	8	2 a 255	1
Número de bloque de datos adicional	8	2 a 255	1
Parámetros de datos adicionales	Variable	—	—

Nota.— Pueden adjuntarse múltiples bloques de datos adicionales a un mensaje de tipo 2.

Tabla B-71B. Mensaje nulo de tipo 3

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
Relleno	Variable (nota)	N/A	N/A

Nota.— *El número de bytes del campo de relleno es 10 menos que el valor correspondiente al campo de la longitud del mensaje del encabezado del mensaje como se definió en la sección 3.6.3.4.*

Tabla B-72. Mensaje de datos FAS de tipo 4

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
Para N conjuntos de datos			
Longitud de conjunto de datos	8	2 a 212	1 byte
Bloque de datos FAS	304	—	—
Límite de alerta vertical/estado de aproximación FAS	8		
(1) cuando el designador de actuación de aproximación asociado (APD) está codificado como 0		0 a 50,8 m	0,2 m
(2) cuando el designador de actuación de aproximación asociado (APD) no está codificado como 0		0 a 25,4 m	0,1 m
Límite de alerta lateral/estado de aproximación FAS	8	0 a 50,8 m	0,2 m

Tabla B-73. Mensaje de disponibilidad de la fuente telemétrica prevista de tipo 5

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
Cuenta Z modificada	14	0 a 1 199,9 s	0,1 s
Extra	2	—	—
Número de fuentes afectadas (N)	8	0 a 31	1
Para N fuentes afectadas			
ID de fuente telemétrica	8	1 a 255	1
Sentido de la disponibilidad de la fuente	1	—	—
Duración de disponibilidad de la fuente	7	0 a 1 270 s	10 s
Número de aproximaciones con obstáculos (A)	8	0 a 255	1
Para aproximaciones con obstáculos A			
Selector de datos de trayectoria de referencia	8	0 a 48	—
Número de fuentes afectadas para esta aproximación (N_A)	8	1 a 31	1
Para N_A fuentes telemétricas afectadas en esta aproximación			
ID de fuente telemétrica	8	1 a 255	1
Sentido de disponibilidad de la fuente	1	—	—
Duración de disponibilidad de la fuente	7	0 a 1 270 s	10 s

3.6.7 ELEMENTOS AJENOS A LA AERONAVE

3.6.7.1 ACTUACIÓN

3.6.7.1.1 Exactitud

3.6.7.1.1.1 La media cuadrática (RMS) (1 sigma) de la contribución del subsistema de tierra a la exactitud de seudodistancia corregida con adaptación de 100 segundos para satélites GPS y GLONASS será:

$$RMS_{pr\_gnd} \leq \sqrt{\frac{(a_0 + a_1 e^{-\theta_n/\theta_0})^2}{M} + (a_2)^2}$$

Siendo:

M = el número de receptores de referencia GNSS, según lo indicado en el parámetro de mensaje de tipo 2 (3.6.4.3), o, cuando este parámetro esté codificado para indicar “no aplicable”, el valor de M se define como 1;

n = enésima fuente telemétrica;

θn = ángulo de elevación para la enésima fuente telemétrica; y

a0, a1, a2, y θ0 = parámetros definidos en las Tablas B-74 y B-75 para cada uno de los designadores definidos de exactitud en tierra (GAD).

Nota 1.— *El requisito de exactitud del subsistema de tierra GBAS está determinado por la letra de designador GAD y por el número de receptores de referencia instalados.*

Nota 2.— *En la contribución del subsistema de tierra al error de seudodistancia corregida con adaptación de 100 segundos especificado en las Tablas B-74 y B-75 y en la contribución a los satélites SBAS no se incluyen el ruido de aeronave ni los multitrayectos de aeronave.*

Tabla B-74. Parámetros GBAS — Parámetros de requisito de exactitud GPS

Letra de designador de exactitud de tierra	θ_n (grados)	a_0 (metros)	a_1 (metros)	θ_0 (grados)	a_2 (metros)
A	≥ 5	0,5	1,65	14,3	0,08
B	≥ 5	0,16	1,07	15,5	0,08
C	> 35	0,15	0,84	15,5	0,04
	5 a 35	0,24	0	—	0,04

Tabla B-75. GBAS — Parámetros de requisito de exactitud GLONASS

Letra de designador de exactitud de tierra	θ_n (grados)	a_0 (metros)	a_1 (metros)	θ_0 (grados)	a_2 (metros)
A	≥ 5	1,58	5,18	14,3	0,078
B	≥ 5	0,3	2,12	15,5	0,078
C	> 35	0,3	1,68	15,5	0,042
	5 a 35	0,48	0	—	0,042

3.6.7.1.1.2 La RMS de la contribución del subsistema de tierra a la exactitud de seudodistancia corregida con adaptación de 100 segundos para satélites SBAS será:

$$RMS_{pr\_gnd} \leq \frac{1,8}{\sqrt{M}} (\text{metros})$$

con M definido en 3.6.7.1.1.1.

Nota.— *Están en preparación las clasificaciones GAD para fuentes telemétricas SBAS.*

3.6.7.1.2 Integridad

3.6.7.1.2.1 Riesgo de integridad del subsistema de tierra GBAS

3.6.7.1.2.1.1 Riesgo de integridad del subsistema de tierra para servicios de aproximación GBAS

3.6.7.1.2.1.1.1 Riesgo de integridad de la señal en el espacio del subsistema de tierra para los tipos A, B o C de servicio de aproximación GBAS. Para los subsistemas de tierra GBAS clasificados como FAST A, B o C, el riesgo de integridad será inferior a 1,5 × 10−7 por aproximación.

Nota 1.— *El riesgo de integridad asignado al subsistema de tierra GBAS es un subconjunto del riesgo de integridad de la señal en el espacio GBAS, del que se ha excluido el riesgo de integridad de nivel de protección (3.6.7.1.2.2.1) y se han incluido los efectos de las demás fallas de GBAS, SBAS y constelaciones principales de satélites. En el riesgo de integridad del subsistema de tierra GBAS se incluye el riesgo de integridad de la monitorización de las señales de satélite requerido en 3.6.7.3.3.*

Nota 2.— *Se define el riesgo de integridad de la señal en el espacio GBAS como la probabilidad de que el subsistema de tierra proporcione información que, al ser procesada por un receptor libre de fallas usando cualquier dato GBAS que la aeronave podría utilizar en el volumen de servicio, lleva a un error de la posición relativa vertical o lateral fuera de los límites de tolerancia sin ningún anuncio por un período más largo que el tiempo hasta alerta máximo de la señal en el espacio. Un error de la posición relativa lateral o vertical fuera de los límites de tolerancia se define como un error que excede el nivel de protección de los servicios de aproximación GBAS y el límite de la posición del error de efemérides, si se radiodifunde un bloque de datos adicional 1.*

3.6.7.1.2.1.1.2 Riesgo de integridad de la señal en el espacio del subsistema de tierra para el tipo D de servicio de aproximación GBAS. Para un subsistema de tierra GBAS clasificado como FAST D, el riesgo de integridad para todos los efectos que no sean los errores inducidos por condiciones ionosféricas anómalas será inferior a 1,5 × 10–7 por aproximación.

Nota 1.— *El riesgo de integridad asignado al subsistema de tierra GBAS clasificado como FAST D es un subconjunto del riesgo de integridad de la señal en el espacio GBAS del que se ha excluido el riesgo de integridad del nivel de protección (3.6.7.1.2.2.1) y se han incluido los efectos de todas las otras fallas de GBAS, SBAS y constelaciones principales de satélites.*

Nota 2.— *Para GAST D, el riesgo de integridad de la señal en el espacio GBAS se define como la probabilidad de que el subsistema de tierra proporcione información que, al ser procesada por un receptor libre de fallas usando cualquier dato GBAS que la aeronave podría utilizar en el volumen de servicio, en ausencia de una anomalía ionosférica, lleva a un error de la posición relativa vertical o lateral fuera de los límites de tolerancia sin ningún anuncio por un período más largo que el tiempo hasta alerta máximo de la señal en el espacio. Un error de la posición relativa lateral o vertical fuera de los límites de tolerancia se define como un error que excede el nivel de protección de los servicios de aproximación de GBAS y el límite de la posición del error de efemérides. Para GAST D, las condiciones fuera del límite de tolerancia a causa de errores ionosféricos anómalos se excluyen de este riesgo de integridad porque el riesgo debido a anomalías ionosféricas se ha atribuido al segmento de a bordo y es mitigado por el mismo.*

3.6.7.1.2.1.1.3 Riesgo de integridad del subsistema de tierra para el GAST D. Para un subsistema de tierra GBAS clasificado como FAST D, la probabilidad de que el subsistema de

tierra genere internamente y transmita información no conforme por más de 1,5 segundos será inferior a 1 × 10–9 en un aterrizaje.

Nota 1.— *Este requisito de riesgo de integridad adicional para los subsistemas de tierra GBAS FAST D se define en función de la probabilidad de que fallas internas del subsistema de tierra generen información no conforme. La información no conforme en este contexto se define con respecto a la función prevista del subsistema de tierra de dar apoyo a operaciones de aterrizaje en mínimos de Categoría III. Por ejemplo, la información no conforme incluye cualquier señal de radiodifusión o información de radiodifusión que no se monitoriza de conformidad con la norma.*

Nota 2.— *Las condiciones del medio ambiente (interferencias ionosféricas, troposféricas o de radiofrecuencias anómalas, trayectos múltiples de la señal GNSS, entre otras), no se consideran fallas; sin embargo, las fallas en el equipo del subsistema de tierra que se usa para monitorizar o mitigar los efectos de estas condiciones medioambientales se incluyen en este requisito. De manera similar, se excluyen de este requisito las fallas de la fuente telemétrica de la constelación principal de satélites. No obstante, se incluye la capacidad del subsistema de tierra de monitorizar la integridad de estas fuentes telemétricas. Los requisitos de monitorización de las fallas de la fuente telemétrica y las condiciones medioambientales ionosféricas se especifican separadamente en 3.6.7.3.3.2, 3.6.7.3.3.3 y 3.6.7.3.4.*

Nota 3.— *Las fallas que ocurren en los receptores de tierra utilizados para generar correcciones de radiodifusión se excluyen de este requisito cuando ocurren en uno cualquiera de los receptores de tierra, y en sólo uno, en cualquier momento. Estas fallas están limitadas por el requisito que figura en 3.6.7.1.2.2.1.2 y el requisito de riesgo de integridad conexo que figura en 3.6.7.1.2.2.1 y 3.6.7.1.2.2.1.1.*

3.6.7.1.2.1.2 Tiempo hasta alerta del subsistema de tierra para servicios de aproximación GBAS

3.6.7.1.2.1.2.1 Tiempo hasta alerta máximo para servicios de aproximación

3.6.7.1.2.1.2.1.1 Para un segmento de tierra clasificado como FAST A, B, C o D, el tiempo hasta alerta máximo del subsistema de tierra GBAS será inferior o igual a 3 segundos para todos los requisitos de integridad de la señal en el espacio (véase el Apéndice B, 3.6.7.1.2.1.1.1, 3.6.7.1.2.1.1.2, 3.6.7.1.2.2.1) cuando se radiodifundan mensajes de tipo 1.

Nota 1.— *El tiempo hasta alerta del subsistema de tierra es el tiempo entre el principio del error de la posición relativa lateral o vertical fuera de los límites de tolerancia y la transmisión del último bit del mensaje que incluye los datos de integridad que reflejan la condición. (Véase el Adjunto D, 7.5.14).*

Nota 2.— *Para los subsistemas de tierra FAST D, se aplican los requisitos adicionales para monitorizar el dominio de la distancia de 3.6.7.3.3.2, 3.6.7.3.3.3 y 3.6.7.3.4. En estos párrafos, se definen los límites de tiempo para que el sistema de tierra detecte errores de seudodistancia fuera de los límites de tolerancia y dé la alerta al receptor de a bordo.*

3.6.7.1.2.1.2.1.2 Para un segmento de tierra clasificado como FAST A, el tiempo máximo hasta alerta de la señal en el espacio del subsistema de tierra GBAS será inferior o igual a 5,5 segundos cuando se radiodifundan mensajes de tipo 101.

3.6.7.1.2.1.3 FASLAL y FASVAL del subsistena de tierra

3.6.7.1.2.1.3.1 Para bloques de datos FAS de mensaje de tipo 4 con APD codificado como 1, 2, 3 o 4, el valor FASLAL para cada bloque FAS, según lo definido en el campo de límite de alerta lateral FAS del mensaje de tipo 4, no será superior a 40 metros, y el

valor FASVAL para cada bloque FAS, según lo definido en el campo de límite de alerta vertical FAS del mensaje de tipo 4, no será superior a 10 metros.

3.6.7.1.2.1.3.2 Para bloques de datos FAS de mensaje de tipo 4 con APD codificado como cero, el valor FASLAL y FASVAL no será superior a los límites de alerta lateral y vertical indicados en el Anexo 10, Volumen I,3.7.2.4, para el uso operacional previsto.

3.6.7.1.2.1.4 Riesgo de integridad de la señal en el espacio del subsistema de tierra para el servicio de determinación de la posición GBAS. Para los subsistemas de tierra GBAS que proporcionan servicio de determinación de la posición GBAS, el riesgo de integridad será inferior a $9{,}9 \times 10^{-8}$ por hora.

Nota 1.— *El riesgo de integridad asignado al subsistema de tierra GBAS es un subconjunto del riesgo de integridad de la señal en el espacio GBAS, del que se ha excluido el riesgo de integridad del nivel de protección (3.6.7.1.2.2.2) y se han incluido los efectos de las demás fallas de GBAS, SBAS y constelaciones principales de satélites. En el riesgo de integridad del subsistema de tierra GBAS se incluye el riesgo de integridad de la monitorización de las señales de satélite requerido en 3.6.7.3.3.*

Nota 2.— *El riesgo de integridad de la señal en el espacio GBAS se define como la probabilidad de que el subsistema de tierra proporcione información que al ser procesada por un receptor libre de fallas, usando cualquier dato GBAS que podría utilizar la aeronave, lleva a un error de la posición relativa horizontal fuera de los límites de tolerancia sin ningún anuncio por un período más largo que el tiempo hasta alerta máximo. Un error de la posición relativa horizontal fuera de los límites de tolerancia se define como un error que excede tanto del nivel de protección horizontal como del límite de la posición del error de efemérides horizontal.*

3.6.7.1.2.1.4.1 Tiempo hasta alerta para el servicio de determinación de la posición GBAS. El tiempo hasta alerta máximo del subsistema de tierra será inferior o igual a 3 segundos cuando se radiodifunden mensajes de tipo 1 e inferior o igual a 5,5 segundos cuando se radiodifunden mensajes de tipo 101.

Nota.— *El tiempo hasta alerta es el tiempo entre el inicio del error de la posición relativa horizontal fuera de los límites de tolerancia y la transmisión del último bit del mensaje que contiene los datos de integridad que reflejan la condición.*

3.6.7.1.2.2 Riesgo de integridad del nivel de protección

3.6.7.1.2.2.1 Para los subsistemas de tierra GBAS que proporcionan servicios de aproximación GBAS, el riesgo de integridad del nivel de protección será inferior a 5×10^{-8} por aproximación.

Nota.— *El riesgo de integridad del nivel de protección de los servicios de aproximación es el riesgo de integridad debido a errores no detectados en la solución de posición con adaptación de 100 s relativa al punto de referencia GBAS que sean superiores a los niveles de protección asociados en virtud de las dos siguientes condiciones:*

a) condiciones de medición normal definidas en 3.6.5.5.1.1 con DV y DL puestos a cero; y

b) condiciones de medición con falla definidas en 3.6.5.5.1.2 con DV y DL puestos a cero.

Nota.— *La limitación del subsistema de tierra de la solución de posición GAST D con adaptación de 100 s garantizará que la solución de posición GAST D con adaptación de 30 segundos esté limitada.*

3.6.7.1.2.2.1.1 Requisitos de limitación adicionales para subsistemas de tierra FAST D. σvert (utilizado en el cálculo del nivel de protección VPLH0) y σlat (utilizado en el cálculo del nivel de protección LPLH0) para GAST D formados basándose en los parámetros de radiodifusión (definidos en 3.6.5.5.1.1.1) y excluyendo la contribución de a bordo satisfarán la condición de que una distribución normal de media a cero y una desviación normal igual a σvert y σlat limiten las distribuciones de error vertical y lateral de los errores de corrección diferencial combinados, como sigue:

$$\int_{y}^{\infty} f_n(x)dx \le Q\left(\frac{y}{\sigma}\right) \text{ para cualquier } \frac{y}{\sigma} \ge 0 \text{ y}$$

$$\int_{-\infty}^{-y} f_n(x)dx \le Q\left(\frac{y}{\sigma}\right) \text{ para cualquier } \frac{y}{\sigma} \ge 0$$

Siendo:

$f_n(x)$ = función de densidad de probabilidad del error vertical o lateral diferencial excluyendo la contribución de a bordo, y

$$Q(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}}\int_{x}^{\infty} e^{-\frac{t^2}{2}}dt$$

σvert,H1 (utilizado en el cálculo del nivel de protección VPLH1) y σlat,H1 (utilizado en el cálculo del nivel de protección LPLH1) para GAST D formados basándose en los parámetros de radiodifusión (definidos en 3.6.5.5.1.2) y excluyendo la contribución de a bordo limitarán los errores de corrección diferencial combinados (como se definen más arriba) formados por todos los subconjuntos posibles con un receptor de referencia excluido.

Nota 1.— *La contribución de a bordo se trata en 3.6.8.3.2.1 en combinación con el uso del modelo estándar de trayectos múltiples de a bordo definido en 3.6.5.5.1.1.2.*

Nota 2.— *Los errores de corrección diferencial combinados se refieren a las correcciones con adaptación de código portadora con constante de tiempo de adaptación de 100 segundos.*

3.6.7.1.2.2.1.2 Para un subsistema de tierra GBAS clasificado como FAST D, el régimen de mediciones erróneas de uno cualquiera de los receptores de referencia, y de sólo uno, será inferior a 1 × 10–5 por 150 segundos.

Nota.— *Puede haber mediciones erróneas debido a fallas en el receptor o a raíz de condiciones medioambientales exclusivas de un emplazamiento específico del receptor de referencia.*

3.6.7.1.2.2.2 Para los subsistemas de tierra GBAS que proporcionan servicio de determinación de la posición GBAS, el riesgo de integridad del nivel de protección del servicio de determinación de la posición será inferior a 10−9 por hora.

Nota.— *El riesgo de integridad del nivel de protección del servicio de determinación de la posición GBAS es el riesgo de integridad debido a errores no detectados en la posición relativa horizontal al punto de referencia GBAS que sean superiores a los niveles de protección del servicio de determinación de la posición GBAS en virtud de las dos siguientes condiciones:*

a) condiciones de medición normal definidas en 3.6.5.5.2.1; y

b) condiciones de medición con falla definidas en 3.6.5.5.2.2.

3.6.7.1.3 Continuidad de servicio

3.6.7.1.3.1 Continuidad de servicio para los servicios de aproximación. La continuidad de servicio del subsistema de tierra GBAS será superior o igual a 1 − 8,0 × 10−6 durante 15 segundos.

Nota.— *La continuidad de servicio del subsistema de tierra GBAS es la probabilidad promedio, por período de 15 segundos, de que la radiodifusión de datos VHF transmita datos dentro de la tolerancia, la intensidad de campo de la radiodifusión de datos VHF esté dentro de la gama especificada y los niveles de protección sean inferiores a los límites de alerta, comprendidos con cambios de la configuración que ocurra debido al segmento espacial. Este requisito de continuidad de servicio es la atribución total de la continuidad de la actuación de la señal en el espacio especificada en el Capítulo 3, Tabla 3.7.2.4-1 y, por consiguiente, todos los riesgos para la continuidad comprendidos en esta especificación deben ser tenidos en cuenta por el proveedor del subsistema de tierra.*

3.6.7.1.3.2 Requisitos adicionales de continuidad de servicio para FAST D. La probabilidad de falla o de alerta falsa de un subsistema de tierra GBAS, excluyendo la monitorización de la fuente telemétrica, que cause una interrupción no programada del servicio por un período de 1,5 segundos o más no será superior a 2,0 × 10−6 durante cualquier intervalo de 15 segundos. La probabilidad de que el subsistema de tierra excluya una fuente telemétrica sin falla en particular de las correcciones del tipo 1 o del tipo 11 debido a detección falsa por los monitores de integridad de tierra no será superior a 2,0 × 10−7 en cualquier intervalo de 15 segundos.

Nota 1.— *La pérdida de servicio incluye fallas que provocan la pérdida de radiodifusión de datos VHF, falta de intensidad de campo de la radiodifusión de datos VHF, fallas que generan transmisión de datos de radiodifusión VHF fuera de los límites de tolerancia, y alerta debida a una falla de integridad. El Adjunto D, 7.6.2.1, contiene orientación sobre las posibles causas de pérdida de servicio y la monitorización de detecciones falsas.*

Nota 2.— *La continuidad para FAST D se define como la probabilidad de que el subsistema de tierra continúe proporcionando los servicios asociados a las funciones previstas del subsistema de tierra. La continuidad total de la actuación del sistema de navegación de la aeronave en el dominio de posición debe evaluarse en el contexto de una integración específica de la geometría de satélites y el avión. La evaluación de la continuidad del servicio de navegación del dominio de posición es responsabilidad del usuario de a bordo para el GAST D. En el Adjunto D, 7.6.2.1, se proporciona información adicional sobre la continuidad.*

3.6.7.1.3.3 Continuidad del servicio de determinación de la posición

Nota.— *Para los subsistemas GBAS de tierra que proporcionan servicio de determinación de la posición GBAS, podrá haber requisitos de continuidad adicionales dependiendo de las operaciones previstas.*

3.6.7.2 REQUISITOS FUNCIONALES

3.6.7.2.1 Generalidades

3.6.7.2.1.1 Requisitos de radiodifusión de datos

3.6.7.2.1.1.1 Los subsistemas de tierra GBAS radiodifundirán los tipos de mensajes que se definen en la Tabla B-75A conforme a los tipos de servicio apoyados por el subsistema de tierra.

3.6.7.2.1.1.2 Cada subsistema de tierra GBAS radiodifundirá mensajes de tipo 2 con bloques de datos adicionales según se requiera para dar apoyo a las operaciones previstas..

Nota.— *En el Adjunto D, 7.17, se proporciona orientación sobre la utilización de bloques de datos adicionales en mensajes de tipo 2.*

3.6.7.2.1.1.3 Cada subsistema de tierra GBAS que apoye los tipos de servicio de aproximación GBAS (GAST) B, C o D radiodifundirá bloques FAS en los mensajes de tipo 4 para estas aproximaciones. Si un subsistema de tierra GBAS presta apoyo a aproximaciones con GAST A o B y no radiodifunde bloques FAS para las aproximaciones correspondientes, radiodifundirá el bloque de datos adicional 1 en el mensaje de tipo 2.

Nota.— *Los bloques FAS para procedimientos APV pueden mantenerse en una base de datos a bordo de la aeronave. La radiodifusión del bloque de datos adicional 1 permite que el receptor de a bordo seleccione el subsistema de tierra GBAS que presta apoyo a los procedimientos de aproximación en la base de datos de a bordo. También pueden radiodifundirse bloques FAS para prestar apoyo a operaciones de la aeronave sin ninguna base de datos de a bordo. En estos procedimientos se utilizan diferentes números de canal según lo descrito en el Adjunto D, 7.7.*

3.6.7.2.1.1.4 Cuando se utiliza el mensaje de tipo 5, el subsistema de tierra radiodifundirá el mensaje de tipo 5 a un régimen que se conforme a la Tabla B-76.

Nota.— *Cuando la máscara normal de 5º no sea adecuada para describir la visibilidad del satélite ya sea en las antenas del subsistema de tierra, ya sea en una aeronave durante una aproximación determinada, puede utilizarse el mensaje de tipo 5 para radiodifundir información adicional a la aeronave.*

3.6.7.2.1.1.5 Regímenes de radiodifusión de datos. Para todos los tipos de mensaje que se requiera radiodifundir, se proporcionarán en cada punto dentro del volumen de servicio mensajes que satisfagan los requisitos de intensidad de campo del Capítulo 3, 3.7.3.5.4.4.1.2 y 3.7.3.5.4.4.2.2 y los regímenes mínimos indicados en la Tabla B-76. Los regímenes totales de radiodifusión de un mensaje desde todos los sistemas de antena del subsistema de tierra combinados no excederán de los regímenes máximos indicados en la Tabla B-76.

Nota.— *En el Adjunto D, 7.12.4 figuran textos de orientación relativos al uso de sistemas de antenas múltiples.*

3.6.7.2.1.2 Identificador de bloque de mensaje. El MBI se pondrá ya sea a normal o a prueba, de conformidad con la codificación indicada en 3.6.3.4.1.

3.6.7.2.1.3 Autenticación de la VDB

3.6.7.2.1.3.1 Todos los subsistemas de tierra GBAS deberían apoyar la autenticación de la VDB (véase 3.6.7.4)

3.6.7.2.1.3.2 Todos los subsistemas de tierra clasificados como FAST D apoyarán la autenticación de la VDB (véase 3.6.7.4)

3.6.7.2.2 Correcciones de seudodistancia

3.6.7.2.2.1 Latencia del mensaje. El tiempo entre la hora indicada por la cuenta Z modificada y el último bit de la radiodi- fusión del mensaje de tipo 1, de tipo 11 o de tipo 101 no excederá de 0,5 segundos.

3.6.7.2.2.2 Datos de baja frecuencia. Salvo durante un cambio de efemérides, la primera fuente telemétrica en el mensaje de tipo 1, de tipo 11 o de tipo 101 se pondrá en secuencia de forma que los datos de baja frecuencia (definidos en 3.6.4.2.1 para mensajes de tipo 1, 3.6.4.11.1 para mensajes de tipo 11 y 3.6.4.10.1 para mensajes de tipo 101) para cada fuente telemétrica de la constelación principal de satélites sean transmitidos por lo menos una vez cada 10 segundos. Durante un cambio de efemérides, la primera fuente telemétrica se pondrá en secuencia de forma que los datos de baja frecuencia para cada fuente telemétrica de la constelación principal de satélites se transmitan por lo menos una vez cada 27 segundos. Cuando se reciben nuevos datos de efemérides de una fuente

telemétrica de constelación principal de satélites, el subsistema de tierra utilizará los datos de la efemérides previa desde cada satélite hasta que se haya recibido de forma continua, por lo menos en los últimos 2 minutos, pero realizará una transición a los nuevos datos de efemérides antes de que hayan transcurrido 3 minutos. Cuando se efectúe la transición al uso de los nuevos datos de efemérides para determinada fuente telemétrica, el subsistema de tierra radiodifundirá la nueva CRC de efemérides y la información de baja frecuencia conexa, a saber P y PD, para todos los casos en los que la fuente telemétrica proporcione información de baja frecuencia en mensajes de tipo 1, de tipo 11 o de tipo 101 en las 3 siguientes tramas consecutivas. Para una determinada fuente telemétrica, el subsistema de tierra continuará transmitiendo los datos correspondientes a los datos de efemérides previos hasta que se transmita la nueva efeméride CRC en los datos de baja frecuencia del mensaje de tipo 1, de tipo 11 o de tipo 101 (véase la nota). Si la CRC de efemérides se modifica y el IOS no se modifica, el subsistema de tierra considerará como inválida la fuente telemétrica.

Nota.— *El retardo antes de la transmisión de efemérides da suficiente tiempo al subsistema de aeronave para recopilar los nuevos datos de efemérides*.

Tabla B-75A. Tipos de mensaje GBAS para cada tipo de servicio al que se presta apoyo

Tipo de mensaje	GAST A – Nota 1	GAST B – Nota 1	GAST C – Nota 1	GAST D – Nota 1
MT 1	Facultativo – Nota 2	Requerido	Requerido	Requerido
MT 2	Requerido	Requerido	Requerido	Requerido
MT2-ADB 1	Facultativo – Nota 3	Facultativo – Nota 3	Facultativo - Nota 3	Requerido
MT2-ADB 2	Facultativo – Nota 4	Facultativo – Nota 4	Facultativo – Nota 4	Facultativo
MT2-ADB 3	No se utiliza	No se utiliza	No se utiliza	Requerido
MT2-ADB 4	Recomendado	Recomendado	Recomendado	Requerido
MT 3- Nota 5	Recomendado	Recomendado	Recomendado	Requerido
MT 4	Facultativo	Requerido	Requerido	Requerido
MT 5	Facultativo	Facultativo	Facultativo	Facultativo
MT 11 – Nota 6	No se utiliza	No se utiliza	No se utiliza	Requerido
MT 101	Facultativo – Nota 2	No permitido	No permitido	No permitido

Nota 1.— Definición de términos

- *Requerido: El mensaje debe transmitirse cuando se apoye el tipo de servicio;*
- *Facultativo: La transmisión del mensaje es facultativa cuando se apoya el tipo de servicio (no se utiliza en algunos o todos los subsistemas de a bordo);*
- *Recomendado: El uso del mensaje es facultativo, pero se recomienda cuando se apoya el tipo de servicio;*
- *No se utiliza: El mensaje no es utilizado por los subsistemas de a bordo para este tipo de servicio;*
- *No permitido: La transmisión del mensaje no se permite cuando se apoya el tipo de servicio.*

Nota 2.— Los subsistemas de tierra que apoyan tipos de servicio GAST A pueden radiodifundir mensajes de tipo 1 o 101, pero no ambos. En el Adjunto D, 7.18, figuran textos de orientación sobre el uso del mensaje de tipo 101.

Nota 3.— Se requiere MT2-ADB1 si se ofrece servicio de determinación de la posición.

Nota 4.— Se requiere MT2-ADB2 si se ofrece servicio GRAS.

Nota 5.— El uso de MT3 se recomienda (GAST A, B, C) o se requiere (GAST-D) solamente para satisfacer los requisitos de ocupación de intervalo señalados en 3.6.7.4.1.3.

Nota 6.— En el Adjunto D, 7.20, figuran textos de orientación sobre el uso del mensaje de tipo 11.

Tabla B-76. Regímenes de radiodifusión de datos VHF del GBAS

Tipo de mensaje	Régimen mínimo de radiodifusión	Régimen máximo de radiodifusión
1 ó 101	Para cada tipo de medición: todos los bloques de medición una vez por trama (nota)	Para cada tipo de medición: todos los bloques de medición una vez por intervalo
2	Una vez por cada 20 tramas consecutivas	Una vez por trama (excepto por lo indicado en 3.6.7.4.1.2)
3	El régimen depende de la longitud del mensaje y la programación de otros mensajes (véase 3.6.7.4.1.3)	Una vez por intervalo y ocho veces por trama
4	Todos los bloques FAS una vez por cada 20 tramas consecutivas	Todos los bloques FAS una vez por trama
5	Todas las fuentes aquí afectadas una vez por cada 20 tramas consecutivas	Todas las fuentes aquí afectadas una vez por cada 5 tramas consecutivas
11	Para cada tipo de medición: Todos los bloques de medición una vez por trama (véase Nota)	Para cada tipo de medición: Todos los bloques de medición una vez por intervalo

Nota.— Un mensaje de tipo 1, de tipo 11 o de tipo 101 o dos mensajes de tipo 1, de tipo 11 o de tipo 101 que están enlazados mediante la bandera adicional de mensaje descrita en 3.6.4.2, 3.6.4.10.3 o 3.6.4.11.3.

3.6.7.2.2.2.1 El parámetro de descorrelación de efemérides y la CRC de efemérides para cada fuente telemétrica de la constelación principal de satélites deberían radiodifundirse con la mayor frecuencia posible.

3.6.7.2.2.3 Corrección de seudodistancia de radiodifusión. Cada corrección de seudodistancia de radiodifusión estará determinada combinando la estimación de corrección de seudodistancia para la fuente telemétrica pertinente calculada a partir de cada uno de los receptores de referencia. Para cada satélite las mediciones utilizadas en esta combinación se obtendrán a partir de los mismos datos de efemérides. Las correcciones se basarán en las mediciones de seudodistancia de código para cada satélite utilizando la medición de portadora de un filtro de adaptación y los parámetros de adaptación específicos del tipo de servicio de aproximación de conformidad con el Apéndice B, 3.6.5.1.

3.6.7.2.2.4 Parámetros de integridad de la señal en el espacio radiodifundida. El subsistema de tierra proporcionará los parámetros σpr_gnd y B para cada corrección de seudodistancia en el mensaje de tipo 1 de forma que se satisfagan los requisitos de riesgo de integridad del nivel de protección definidos en 3.6.7.1.2.2 para GAST A, B y C. Con cada corrección de seudodistancia se proporcionarán por lo menos dos valores B que no estén utilizando la codificación especial (según se define en la sección 3.6.4.2.4). El subsistema de tierra proporcionará σpr_gnd y, de ser necesario, los parámetros B para cada corrección de seudodistancia en el mensaje de tipo 101 de tal modo que se satisfagan los requisitos de riesgo de integridad del nivel de protección definidos en 3.6.7.1.2.2.

Nota.— *La radiodifusión de los parámetros B es facultativa para los mensajes de tipo 101. En el Adjunto D, 7.5.11 se presentan textos de orientación relativos a los parámetros B en los mensajes de tipo 101.*

3.6.7.2.2.4.1 Parámetros de integridad de la señal en el espacio radiodifundida para subsistemas de tierra FAST D. Los subsistemas de tierra que apoyan GAST D proporcionarán Sigma_PR_gnd_D en el mensaje de tipo 11 y los parámetros B para cada corrección de seudodistancia en el mensaje de tipo 1 de modo que se satisfaga el requisito de riesgo de integridad del nivel de protección que se define en 3.6.7.1.2.2.1.

3.6.7.2.2.4.2 Para los sistemas FAST D que radiodifunden el mensaje de tipo 11, si σpr_gnd se codifica como inválido en el mensaje de tipo 1, entonces Sigma_PR_gnd_D para el satélite asociado en el mensaje de tipo 11 también se codificará como inválido.

3.6.7.2.2.5 Deberían monitorizarse las mediciones del receptor de referencia. No deberían utilizarse mediciones erróneas o receptores de referencia con falla para calcular las correcciones de seudodistancia.

3.6.7.2.2.6 Transmisión repetida de mensajes de tipo 1, de tipo 2, de tipo 11 o de tipo 101. Para un determinado tipo de medición y dentro de una trama dada, todas las radiodifusiones de mensajes de tipo 1, de tipo 2, de tipo 11 o de tipo 101 o de pares enlazados provenientes de todas las estaciones de radiodifusión GBAS que comparten una identificación de GBAS común, tendrán un contenido de datos idéntico.

3.6.7.2.2.7 Expedición de datos. El subsistema de tierra GBAS ajustará el campo IOD de cada bloque de medición de fuente telemétrica al valor IOD recibido de la fuente telemétrica que corresponde a los datos de efemérides utilizados para calcular la corrección de seudodistancia.

3.6.7.2.2.8 Aplicación de modelos de error de la señal. No se aplicarán correcciones ionosféricas y troposféricas a las seudodistancias utilizadas para calcular las correcciones de seudodistancia.

3.6.7.2.2.9 Par enlazado de mensajes de tipo 1, de tipo 11 o de tipo 101. Si se transmite un par enlazado de mensajes de tipo 1, de tipo 11 o de tipo 101, entonces,

a) los dos mensajes tendrán la misma cuenta Z modificada;

b) el número mínimo de correcciones de seudodistancia en cada mensaje será uno;

c) el bloque de medición para un satélite determinado no se radiodifundirá más de una vez en un par enlazado de mensajes;

d) los dos mensajes se radiodifundirán en intervalos de tiempo distintos; y

e) el orden de los valores B en los dos mensajes será el mismo.

f) para un tipo de medición particular, el número de mediciones y datos de baja frecuencia se calculará separadamente para cada uno de los dos mensajes individuales;

g) en el caso de FAST D, cuando se transmita un par de mensajes enlazados de tipo 1 habrá también un par enlazado de mensajes de tipo 11; y

h) cuando se utilicen mensajes enlazados de tipo 1 o de tipo 11, los satélites se dividirán en los mismos conjuntos y orden en ambos mensajes de tipo 1 y de tipo 11.

Nota.— *Los mensajes de tipo 1 pueden incluir satélites adicionales no disponibles en los mensajes de tipo 11, pero el orden relativo de los satélites disponibles en ambos mensajes es el mismo en los mensajes de tipo 1 y de tipo 11. El procesamiento de a bordo no es posible para los satélites incluidos en el mensaje de tipo 11 pero tampoco para los incluidos en el mensaje de tipo 1 asociado.*

3.6.7.2.2.9.1 Los mensajes enlazados deberían utilizarse únicamente cuando haya que transmitir más correcciones de seudodistancia que las que quepan en un mensaje de tipo 1.

3.6.7.2.2.10 Requisitos de cuenta Z modificada.

3.6.7.2.2.10.1 Actualización de cuenta Z modificada. La cuenta Z modificada para mensajes de tipo 1, de tipo 11 o de tipo 101 de un tipo determinado de medición adelantará cada trama.

3.6.7.2.2.10.2 Si se radiodifunde un mensaje de tipo 11, los mensajes de tipo 1 y de tipo 11 asociados tendrán la misma cuenta Z modificada.

3.6.7.2.2.11 Parámetros de descorrelación de efemérides

3.6.7.2.2.11.1 Parámetro de descorrelación de efemérides para servicios de aproximación. Para los subsistemas de tierra que radiodifunden el bloque de datos adicional 1 en el mensaje de tipo 2, el subsistema de tierra radiodifundirá el parámetro de descorrelación de efemérides en el mensaje de tipo 1 para cada una de las fuentes telemétricas de la constelación principal de satélites, que permita ajustarse al riesgo de integridad del subsistema de tierra prescrito en 3.6.7.1.2.1.1.1.

3.6.7.2.2.11.2 Parámetro de descorrelación de efemérides para GAST D. Los subsistemas de tierra clasificados como FAST D radiodifundirán el parámetro de descorrelación de efemérides en el mensaje de tipo 11 para cada una de las fuentes telemétricas de la constelación principal de satélites a fin de respetar el riesgo de integridad de la señal en el espacio del subsistema de tierra prescrito en 3.6.7.1.2.1.1.2.

3.6.7.2.2.11.3 Servicio de determinación de la posición GBAS. Para los subsistemas de tierra que ofrecen servicio de determinación de la posición GBAS, el subsistema de tierra radiodifundirá el parámetro de descorrelación de efemérides en el mensaje de tipo 1 para cada una de las fuentes telemétricas de la constelación principal de satélites, que permita ajustarse al riesgo de integridad de la señal en el espacio del subsistema de tierra prescrito en 3.6.7.1.2.1.2.

3.6.7.2.3 Datos relacionados con el GBAS

3.6.7.2.3.1 Parámetros de retardo troposférico. El subsistema de tierra radiodifundirá un índice de refractividad, altura de escala e incertidumbre de refractividad en el mensaje de tipo 2, de forma que se satisfagan los requisitos de riesgo de integridad de nivel de protección definidos en 3.6.7.1.2.2.

3.6.7.2.3.2 Indicación GCID

3.6.7.2.3.2.1 Indicación GCID para FAST A, B o C. Si el subsistema de tierra satisface los requisitos indicados en 3.6.7.1.2.1.1.1, 3.6.7.1.2.2.1, 3.6.7.1.3.1, 3.6.7.3.2 y 3.6.7.3.3.1, pero no todos los de 3.6.7.1.2.1.1.2, 3.6.7.1.2.1.1.3, 3.6.7.1.2.2.1.1 y 3.6.7.1.3.2, se pondrá el GCID a 1, de lo contrario se pondrá a 7.

Nota.— *Algunos de los requisitos aplicables a FAST D son redundantes con los requisitos de FAST A, B y C. La frase "no todos" se refiere a la condición en que un subsistema de tierra puede satisfacer algunos de los requisitos aplicables a FAST D pero no todos ellos. Por consiguiente, en esa condición el GCID debería ponerse a 1, para indicar que el subsistema de tierra satisface solamente FAST A, B o C.*

3.6.7.2.3.2.2 Indicación GCID para FAST D. Si el subsistema de tierra satisface los requisitos indicados en 3.6.7.1.2.1.1.1, 3.6.7.1.2.1.1.2, 3.6.7.1.2.1.1.3, 3.6.7.1.2.2.1.1, 3.6.7.1.2.2.1, 3.6.7.1.3.1, 3.6.7.1.3.2, 3.6.7.3.2 y 3.6.7.3.3, se pondrá el GCID a 2; de lo contrario, se ajustará a lo prescrito en 3.6.7.2.3.2.1.

3.6.7.2.3.2.3 Los valores 3 y 4 del GCID están reservados para tipos de servicios futuros y no deben utilizarse.

3.6.7.2.3.3 Exactitud de la posición del centro de fase de la antena de referencia GBAS. El error de posición del centro de fase de la antena de referencia será inferior a 8 cm relativo al punto de referencia GBAS, para cada receptor de referencia GBAS3.

6.7.2.3.4 Exactitud del levantamiento del punto de referencia GBAS. El error de levantamiento del punto de referencia GBAS, relativo a WGS-84, debería ser inferior a 0,25 m vertical y 1 m horizontal.

Nota.— *El texto de orientación pertinente figura en el Adjunto D, 7.16.*

3.6.7.2.3.5 |Parámetro de estimación de incertidumbre ionosférica.

3.6.7.2.3.5.1 Parámetro de estimación de incertidumbre ionosférica para todos los subsistemas de tierra. El subsistema de tierra radiodifundirá un parámetro de gradiente de retardo ionosférico en el mensaje de tipo 2 tal que se satisfagan los requisitos de riesgo de integridad del nivel de protección definidos en 3.6.7.1.2.2.

3.6.7.2.3.5.2 Parámetro de estimación de incertidumbre ionosférica para subsistemas de tierra FAST D. El subsistema de tierra radiodifundirá un parámetro de gradiente de retardo ionosférico en el mensaje de tipo 2, bloque de datos adicional 3, de modo que se satisfagan los requisitos de riesgo de integridad del nivel de protección definidos en 3.6.7.1.2.2.

Nota.— *En el Adjunto D, 7.5.6.1.3 y 7.5.6.1.4, figuran textos de orientación sobre la limitación de errores de dominio de posición en FAST D para errores ionosféricos.*

3.6.7.2.3.6 Para los subsistemas de tierra que ofrecen servicio de determinación de la posición GBAS, el subsistema de tierra radiodifundirá los parámetros de límite de la posición del error de efemérides usando el bloque de datos adicional 1 en el mensaje de tipo 2.

3.6.7.2.3.7 Todos los subsistemas de tierra deberían radiodifundir los parámetros de límite de la posición de error de efemérides usando el bloque de datos adicional 1 en el mensaje de tipo 2.

3.6.7.2.3.8 Para los subsistemas de tierra que radiodifunden el bloque de datos adicional 1 en el mensaje de tipo 2, se aplicarán los requisitos siguientes:

3.6.7.2.3.8.1 Distancia de uso máxima. El subsistema de tierra proporcionará la distancia de uso máxima (Dmáx). Cuando se proporcione el servicio de determinación de la posición, el riesgo de integridad del subsistema de tierra prescrito en 3.6.7.1.2.1.4 y el riesgo de integridad del nivel de protección que se prescribe en 3.6.7.1.2.2.2 se satisfarán dentro de la Dmáx. Cuando se proporcione el servicio de aproximación, la distancia de uso máxima comprenderá, como mínimo, todos los volúmenes de servicio de aproximación que reciban el apoyo.

3.6.7.2.3.8.2 Parámetros de detección frustrada de efemérides. El subsistema de tierra radiodifundirá los parámetros de detección frustrada de efemérides para cada constelación principal de satélites de modo que se satisfaga el riesgo de integridad del subsistema de tierra que se prescribe en 3.6.7.1.2.1.

3.6.7.2.3.8.3 Indicación del servicio de determinación de la posición GBAS. Si el sistema de tierra no satisface los requisitos de 3.6.7.1.2.1.4 y 3.6.7.1.2.2.2, el subsistema de tierra indicará, usando el parámetro RSDS, que no se ofrece el servicio de determinación de la posición GBAS.

3.6.7.2.3.9 Si la radiodifusión de datos VHF se transmite en más de una frecuencia dentro del área de servicio GRAS, cada estación de radiodifusión GBAS dentro del subsistema de tierra GRAS radiodifundirá los bloques de datos adicionales 1 y 2.

3.6.7.2.3.9.1 La radiodifusión de datos VHF debería incluir los parámetros del bloque de datos adicional 2 para identificar los números de canal y los emplazamientos de las estaciones de radiodifusión GBAS adyacentes y cercanas dentro del subsistema de tierra GRAS.

Nota.— *Esto facilita la transición desde una estación de radiodifusión GBAS a otras estaciones de radiodifusión GBAS en el subsistema de tierra GRAS.*

3.6.7.2.4 Datos del tramo de aproximación final.

3.6.7.2.4.1 Exactitud de los puntos de datos FAS. El error del levantamiento relativo entre los puntos de datos FAS y el punto de referencia GBAS será inferior a 0,25 metros, en sentido vertical y a 0,40 metros en sentido horizontal.

3.6.7.2.4.2 Debería asignarse la CRC de tramo de aproximación final en el momento de diseño del procedimiento y debería mantenerse como parte integral del bloque de datos FAS desde tal momento en adelante.

3.6.7.2.4.3 El GBAS debería permitir la función de reglar el FASVAL y FASLAL para cualquier bloque de datos FAS a "1111 1111" para limitar la aproximación al sentido lateral solamente o para indicar que la aproximación no debe utilizarse, respectivamente.

3.6.7.2.4.4 LTP/FTP para FAST D. Para aproximaciones que admiten GAST D, el punto LTP/FTP en la definición FAS correspondiente se emplazará en la intersección del eje de pista y el umbral de aterrizaje.

Nota.— *Los sistemas de a bordo pueden calcular la distancia hasta el umbral de aterrizaje utilizando el LTP/FTP. Para aproximaciones GAST D, el LTP/FTP estará en el umbral de modo que estos cálculos de la distancia por recorrer reflejen fiablemente la distancia hasta el umbral.*

3.6.7.2.4.5 Emplazamiento del FPAP para FAST D. Para aproximaciones que admiten GAST D, el punto FPAP en la definición FAS correspondiente se emplazará en la prolongación del eje de pista y el parámetro de desplazamiento ∆longitud se codificará para indicar correctamente el extremo de parada de la pista.

3.6.7.2.5 Datos previstos de disponibilidad de la fuente telemétrica

Nota.— *Los datos de disponibilidad de fuente telemétrica son facultativos para los subsistemas de tierra FAST A, B o C y pueden ser requeridos para posibles operaciones del futuro.*

3.6.7.2.6 Requisitos funcionales generales relativos a aumentación

3.6.7.2.6.1 Los subsistemas de tierra GBAS clasificados como FAST C o FAST D deberían como mínimo proporcionar aumentación basada en GPS.

3.6.7.2.6.2 Los subsistemas de tierra clasificados como FAST C deberían poder procesar y radiodifundir correcciones por lo menos para 12 satélites de cada constelación principal a la que se proporcionen correcciones diferenciales.

3.6.7.2.6.3 Los subsistemas de tierra clasificados como FAST D serán capaces de procesar y radiodifundir correcciones por lo menos para 12 satélites de una constelación principal.

Nota.— *La validación técnica se ha completado únicamente para GAST D cuando se aplica a GPS.*

3.6.7.2.6.4 Siempre que sea posible, para cada constelación principal a la que se proporcione aumentación deberían especificarse las correcciones diferenciales respecto de todos los satélites visibles con una elevación superior a 5º por encima del plano horizontal local tangente al elipsoide en el emplazamiento de referencia del subsistema de tierra.

Nota.— *La expresión "siempre que sea posible" en este contexto significa que el hecho de satisfacer otro requisito prescrito en estos SARPS (p. ej., 3.6.7.3.3.1) no excluye que se proporcione una corrección diferencial para un satélite particular.*

3.6.7.3 MONITORIZACIÓN

3.6.7.3.1 Monitorización de RF

3.6.7.3.1.1 Monitorización de radiodifusión de datos VHF. Se monitorizarán las transmisiones de radiodifusión de datos. Cesará la transmisión de los datos en un plazo de 0,5 segundos en casos de discrepancia continua durante cualquier período de 3 segundos entre los datos de aplicación transmitidos y los datos de aplicación obtenidos o almacenados por el sistema monitor antes de la transmisión. Para los subsistemas de tierra FAST D, la transmisión de mensajes de tipo 11 cesará en un plazo de 0,5 segundos en casos de discrepancia continua durante cualquier período de 1 segundo entre los datos de aplicación transmitidos y los datos de aplicación obtenidos o almacenados por el sistema monitor antes de la transmisión.

Nota.— *Para los subsistemas de tierra que admiten autenticación, cesar la transmisión de datos significa cesar la transmisión de mensajes de tipo 1 y/o de mensajes de tipo 11, si corresponde, o cesar la transmisión de mensajes de tipo 101. Conforme a 3.6.7.4.1.3, el subsistema de tierra de todos modos debe transmitir mensajes de forma que el porcentaje definido, o un valor mayor, de cada intervalo asignado esté ocupado. Esto puede lograrse transmitiendo mensajes de tipo 2, tipo 3, tipo 4 y/o tipo 5.*

3.6.7.3.1.2 Monitorización de intervalos TDMA. El riesgo de que el subsistema de tierra transmita una señal en un intervalo no asignado y falle en detectar una transmisión fuera de intervalo, que exceda de la permitida en 3.6.2.6 en un plazo de 1 segundo, será inferior a 1×10^{-7} en un período cualquiera de 30 segundos. Si se detectan transmisiones fuera de intervalo, el subsistema de tierra dará por terminadas todas las transmisiones de radiodifusión de datos en un plazo de 0,5 segundos.

3.6.7.3.1.3 Dispositivo monitor de potencia de transmisor VDB. La probabilidad de que la potencia transmitida de la señal horizontalmente o elípticamente polarizada aumente en más de 3 dB respecto a la potencia nominal por más de 1 segundo será inferior a $2{,}0 \times 10^{-7}$ en cualquier período de 30 segundos.

Nota.— *El componente vertical se monitoriza solamente para equipo GBAS/E.*

3.6.7.3.2 Monitorización de dato

3.6.7.3.2.1 Dispositivo monitor de calidad de radiodifusión. En la monitorización del subsistema de tierra se satisfarán los requisitos de tiempo hasta alerta indicados en 3.6.7.1.2.1. La medida de monitorización será una de las siguientes:

a) radiodifundir mensajes de tipo 1 (y de tipo 11 si se radiodifunden) o de tipo 101 sin ningún bloque de medición; o

b) radiodifundir mensajes de tipo 1 (y de tipo 11 si se radiodifunden) o de tipo 101 con el campo $\sigma_{pr\_gnd,i}$ (y $\sigma_{pr\_gnd\_D,I}$ si se radiodifunden) puesto para indicar que la fuente telemétrica es inválida respecto a cada fuente telemétrica incluida en la trama anteriormente transmitida; o

c) dar por terminada la radiodifusión de datos.

Nota.— *Las medidas de monitorización a) y b) son preferibles a la c) si el modo particular de falla permite tal respuesta, puesto que las medidas a) y b) tienen ordinariamente un tiempo hasta alerta reducido de la señal en el espacio.*

3.6.7.3.3 Monitorización de la integridad para fuentes telemétricas GNSS.

3.6.7.3.3.1 El subsistema de tierra monitorizará las señales de satélite para detectar condiciones que provoquen un funcionamiento inadecuado del procesamiento diferencial para receptores de a bordo que cumplan con las limitaciones de seguimiento indicadas en el Adjunto D, 8.11. El tiempo hasta alerta del dispositivo monitor satisfará lo indicado en 3.6.7.1.2. La acción del dispositivo monitor será la de poner σ_{pr_gnd} a la configuración de bits “1111 1111” para el satélite o excluir al satélite del mensaje de tipo 1, de tipo 11 o de tipo 101.

3.6.7.3.3.1.1 El subsistema de tierra utilizará el máximo más fuerte de correlación en todos los receptores empleados para generar las correcciones de seudodistancia. El subsistema de tierra detectará también condiciones que lleven a más de un cero de cruce por los receptores de a bordo en los que se utiliza la función de discriminador pronto-tarde, según lo definido en el Adjunto D, 8.11.

3.6.7.3.3.2 Para los subsistemas de tierra FAST D, la probabilidad de que el error en el punto del umbral de aterrizaje (LTP) de cualquier pista para la que el subsistema de tierra admita GAST D, |Er|, en la seudodistancia corregida con adaptación de 30 segundos (véase 3.6.5.2) a causa de una falla de la fuente telemétrica no se detecte ni refleje en el mensaje de tipo 11 radiodifundido dentro de un plazo de 1,5 segundos estará dentro de la región especificada en la Tabla B-76 A. Las fallas de la fuente telemétrica para las que se aplica este requisito son las siguientes:

a) deformación de la señal (Nota 1);

b) divergencia entre código y portadora;

c) aceleración de seudodistancia excesiva, como en el caso de un escalón u otro cambio rápido; y

d) radiodifusión erróne a de datos de efemérides desde el satélite.

Nota 1.— *Véase el Adjunto D, 8.11, para obtener más información sobre el equipo de aviónica GAEC-D en relación con la falla de deformación de la señal.*

Nota 2.— *Al detectarse, una falla de la fuente telemétrica podrá reflejarse en el mensaje de tipo 11, ya sea:*

a) eliminando la corrección para el satélite asociado en el mensaje de tipo 11, o bien

b) marcando el satélite como inválido con la codificación de σpr_gnd_D (véase 3.6.4.11.4).

Nota 3.— *La probabilidad aceptable de región de una detección frustrada se define con respecto al error de seudodistancia corregido diferencialmente. El error de seudodistancia corregido diferencialmente, |Er|, incluye el error que resulta de una única falla de fuente telemétrica, dada la aplicación correcta de las correcciones de radiodifusión del mensaje tipo 11 del subsistema de tierra GBAS (es decir, corrección de seudodistancia y correcciones de cambio de distancia definidas en la sección 3.6.4.11) por el equipo de aviónica de la aeronave según se especifica en 3.6.8.3. La evaluación de la actuación Pmd incluye el ruido sin fallas del subsistema de tierra GBAS. El aumento de |Er| con el tiempo debería considerar la latencia de datos del subsistema de tierra pero no la latencia de a bordo, como se describe en el Adjunto D, 7.5.14.*

Nota 4.— *En el Adjunto D, 7.5.14, se proporciona información adicional sobre condiciones de falla de la fuente telemétrica y requisitos de monitorización para subsistemas de tierra FAST D. No es necesario considerar los mensajes perdidos como parte del cumplimiento de este requisito.*

Tabla B-76A. Parámetros P_{md_limit}

Probabilidad de detección frustrada	Error de seudodistancia (metros)
$P_{md\_limit} \leq 1$	$0 \leq \lvert E_r \rvert < 0{,}75$
$P_{md\_limit} \leq 10^{(-2{,}56 \times \lvert Er \rvert + 1{,}92)}$	$0{,}75 \leq \lvert E_r \rvert < 2{,}7$
$P_{md\_limit} \leq 10^{-5}$	$2{,}7 \leq \lvert E_r \rvert < \infty$

3.6.7.3.3.3 Para los subsistemas de tierra FAST D, la probabilidad de que un error en el punto del umbral de aterrizaje (LTP) de cualquier pista para la que el subsistema de tierra admita GAST D, |Er|, superior a 1,6 m en la seudodistancia corregida con adaptación de 30 segundos (véase 3.6.5.2) causado por una falla de la fuente telemétrica no se detecte ni refleje en el mensaje de tipo 11 radiodifundido dentro de un plazo de 1,5 segundos será inferior a 1 × 10−9 en cada aterrizaje cuando se multiplique por la probabilidad a priori (Papriori). Las fallas de la fuente telemétrica para las que se aplica este requisito son las siguientes:

a) deformación de la señal (Nota 1);

b) divergencia entre código y portadora;

c) aceleración de seudodistancia excesiva, como en el caso de un escalón u otro cambio rápido; y

d) radiodifusión errónea de datos de efemérides desde el satélite.

Nota 1.— *Véase el Adjunto D, 8.11, para obtener más información sobre el equipo de aviónica GAEC-D en relación con la falla de deformación de la señal.*

Nota 2.— *Se pretende que la probabilidad a priori de cada falla de la fuente telemétrica (Papriori) tenga el mismo valor que se utiliza en el análisis para demostrar el cumplimiento de los requisitos de limitación de error para FAST C y D (véase el Apéndice B, 3.6.5.5.1.1.1).*

Nota 3.— *Al detectarse, una falla de la fuente telemétrica podrá reflejarse en el mensaje de tipo 11, ya sea:*

a) eliminando la corrección para el satélite asociado en el mensaje de tipo 11; o

b) marcando el satélite como inválido con la codificación de σpr_gnd_D (véase 3.6.4.11.4).

Nota 4.— *En el Adjunto D, 7.5.14, se proporciona información adicional sobre condiciones de falla de la fuente telemétrica y requisitos de monitorización para subsistemas de tierra FAST D. No es necesario considerar los mensajes perdidos como parte del cumplimiento de este requisito.*

3.6.7.3.4 Mitigación del gradiente ionosférico

Para los subsistemas de tierra FAST D, la probabilidad de un error (|Er|) en la seudodistancia corregida con adaptación de 30 segundos en el punto del umbral de aterrizaje (LTP) para cada pista que admite GAST D que: a) se deba a un gradiente de retardo ionosférico espacial; b) sea mayor que el valor EIG calculado a partir del mensaje de tipo 2 de radiodifusión; y c) no se detecte ni refleje en el mensaje de tipo 11 de radiodifusión en un plazo de 1,5 segundos será inferior a 1 × 10−9 en cada aterrizaje. El subsistema de tierra FAST D limitará los parámetros de una radiodifusión de tipo 2 para garantizar que el EIG máximo en cada LTP en apoyo de operaciones GAST D no sobrepase 2,75 metros.

Nota 1.— *La probabilidad total de un gradiente de retardo no detectado incluye la probabilidad a priori del gradiente y la probabilidad de detección frustrada de los dispositivos monitores.*

Nota 2.— *En 7.5.6.1.8 figura orientación sobre la validación de la mitigación del gradiente ionosférico.*

Nota 3.— *Para radiodifundir parámetros de tipo 2 de modo que se obtenga un EIG que sobrepase 2,75 m para un LTP específico en apoyo de operaciones GAST D, un análisis adaptado demostrará que la continuidad y disponibilidad del*

GAST D resultantes apoyan la operación prevista. En 7.5.13.1 puede encontrarse orientación para evaluar la aceptabilidad del EIG que sobrepase 2,75 m..

3.6.7.4 REQUISITOS FUNCIONALES PARA LOS PROTOCOLOS DE AUTENTICACIÓN

3.6.7.4.1 Requisitos funcionales para los subsistemas terrestres que admiten autenticación

3.6.7.4.1.1 El sistema terrestre radiodifundirá el bloque de datos adicional 4 con el mensaje de tipo 2 con un campo de definición del grupo de intervalos codificado para indicar qué intervalos se asignan a la estación terrestre.

3.6.7.4.1.2 El subsistema de tierra radiodifundirá cada mensaje de tipo 2 sólo en un intervalo de un conjunto de intervalos definidos como intervalos aprobados MT 2. El primer intervalo del grupo intervalos aprobados MT 2 corresponde a la codificación SSID para el subsistema de tierra. El intervalo A se representa por medio de SSID=0, el B mediante el 1, el C con el 2 y el H con el 7. El grupo de intervalos aprobados MT 2 incluye también al intervalo siguiente después del intervalo correspondiente a la estación SSID si existe en la trama. Si no hay un intervalo adicional antes del final de la trama, solo se incluye en el conjunto el SSID.

Nota.— *Por ejemplo, el grupo de intervalos aprobados MT 2 para SSID = 0 incluiría los intervalos {A, B} mientras que el grupo de intervalos aprobados MT 2 para SSID = 6 incluiría los intervalos {G, H}. El grupo de intervalos aprobados MT 2 para SSID = 7 incluye solamente el intervalo {H}.*

3.6.7.4.1.2.1 El conjunto de intervalos asignados a una estación terrestre incluirá como mínimo todos los intervalos aprobados MT 2 según se describe en la sección 3.6.7.4.1.2.

3.6.7.4.1.3 Nivel de ocupación del intervalo asignado. El subsistema de tierra transmitirá mensajes de forma que el 89% o más de cada intervalo asignado se encuentre ocupado. De ser necesario, podrán utilizarse mensajes de tipo 3 para llenar el espacio no utilizado de cualquier intervalo de tiempo asignado.

Nota 1.— *En el Adjunto D, 7.21, se proporciona más información sobre el cálculo del nivel de ocupación del intervalo. Anexo 10 — Telecomunicaciones aeronáuticas Volumen I 8/11/18 AP B-136*

Nota 2.— *El requisito se aplica al conjunto de transmisiones de todos los transmisores de un subsistema de tierra GBAS. Debido al bloqueo de la señal, es posible que no todas estas transmisiones se reciban en el volumen de servicio.*

3.6.7.4.1.4 Codificación del identificador de trayectoria de referencia. Cada identificador de la trayectoria de referencia que se incluya en cada bloque de datos del segmento de aproximación final radiodifundido por el subsistema de tierra por medio de mensajes de tipo 4 tendrá la primera letra que se seleccione para indicar el SSID del subsistema de tierra de acuerdo con la codificación que sigue:

Codificación: A = SSID de 0
X = SSID de 1
Z = SSID de 2
J = SSID de 3
C = SSID de 4
V = SSID de 5
P = SSID de 6
T = SSID de 7

3.6.7.4.2 Requisitos funcionales para los subsistemas terrestres que no admiten autenticación.

3.6.7.4.2.1 Codificación del identificador de la trayectoria de referencia. Los caracteres de este conjunto, {A X Z J C V P T}, no se utilizarán como el primer carácter del identificador de la trayectoria de referencia en ninguna radiodifusión del bloque FAS que realice el subsistema de tierra por medio de mensajes de tipo 4.

3.6.8 ELEMENTOS DE AERONAVE

3.6.8.1 Receptor GNSS. El receptor GNSS con capacidad de GBAS procesará las señales del GBAS de conformidad con los requisitos especificados en esta sección así como con los requisitos indicados en 3.1.3.1, en 3.2.3.1 o en 3.5.8.1.

Nota.— *Para garantizar el logro de los objetivos de actuación y funcionales requeridos para el GAST D, es necesario que el equipo de a bordo se ajuste a las normas de actuación y funcionales definidas. Las normas de actuación operacional mínima pertinentes figuran en RTCA DO-253D.*

3.6.8.2 REQUISITOS DE ACTUACIÓN

3.6.8.2.1 Exactitud del receptor de aeronave GBAS

3.6.8.2.1.1 La RMS de la contribución total del receptor de aeronave al error en función del ángulo de elevación del satélite será:

$$RMS_{pr\_air}(\theta_n) \leq a_0 + a_1 \times e^{-(\theta_n/\theta_0)}$$

siendo:

n = enésima fuente telemétrica;

θn = ángulo de elevación para la enésima fuente telemétrica; y

a0, a1 y θ0 = parámetros definidos en la Tabla B-77 para el GPS y en la Tabla B-78 para el GLONASS.

3.6.8.2.1.2 La RMS de la contribución total del receptor de aeronave al error para satélites SBAS se definirá en 3.5.8.2.1 respecto a cada uno de los designadores definidos de exactitud de aeronave.

Nota.— *En la contribución del receptor de aeronave no se incluye el error de medición inducido por multitrayectos de la célula de la aeronave.*

Tabla B-77. Requisito de exactitud del receptor GPS de aeronave

Designador de exactitud de aeronave	θ_n (grados)	a_0 (metros)	a_1 (metros)	θ_0 (grados)
A	≥5	0,15	0,43	6,9
B	≥5	0,11	0,13	4

Tabla B-78. Requisito de exactitud del receptor GLONASS de aeronave

Designador de exactitud de aeronave	θ_n (grados)	a_0 (metros)	a_1 (metros)	θ_0 (grados)
A	≥5	0,39	0,9	5,7
B	≥5	0,105	0,25	5,5

3.6.8.2.2 Actuación del receptor de radiodifusión de datos VHF

3.6.8.2.2.1 Gama de sintonización para radiodifusión de datos VHF. El receptor de radiodifusión de datos VHF será capaz de sintonizar a frecuencias en la gama de 108,000 – 117,975 MHz en incrementos de 25 kHz.

3.6.8.2.2.2 Gama de adquisición para radiodifusión de datos VHF. El receptor de radiodifusión de datos VHF será capaz de adquirir y mantenerse enganchado a señales dentro de ±418 Hz de la frecuencia nominal asignada.

Nota.— *En el requisito precedente se tiene en cuenta la estabilidad de frecuencia del subsistema de tierra GBAS y el desplazamiento doppler para el caso más perjudicial debido al movimiento de la aeronave. En la gama dinámica del control automático de frecuencia debería también tenerse en cuenta el balance de error de estabilidad de frecuencia del receptor de radiodifusión de datos VHF de la aeronave.*

3.6.8.2.2.3 Régimen de fallas de mensaje en la radiodifusión de datos VHF. El receptor de radiodifusión de datos VHF tendrá un régimen de fallas de mensaje inferior o igual a un mensaje fallado por cada 1 000 mensajes de datos de aplicación de longitud completa (222 bytes), dentro de la gama de intensidad del campo RF que se define en el Capítulo 3, 3.7.3.5.4.4, recibidos por la antena de a bordo. Este requisito se aplicará cuando la variación en la potencia promedio de la señal recibida entre ráfagas sucesivas en un intervalo de tiempo determinado no exceda de 40 dB. Entre los mensajes fallados, se incluirán los perdidos por el sistema del receptor de radiodifusión de datos VHF o que no satisfacen la CRC después de la aplicación de la FEC.

Nota 1.— *Las antenas receptoras de aeronave de la radiodifusión de datos VHF pueden estar polarizadas horizontalmente o verticalmente. Debido a la diferencia en cuanto a la intensidad de la señal de los componentes horizontal o verticalmente polarizados de la señal de radiodifusión, la pérdida total máxima para aplicación en la aeronave en las antenas receptoras de polarización horizontal es 4 dB más alta que la pérdida máxima en las antenas receptoras de polarización vertical. En el Adjunto D, 7.2, figura orientación para determinar la pérdida por aplicación en la aeronave.*

Nota 2.— *Es aceptable superar el requisito de variación de potencia de señal en partes limitadas del volumen de servicio cuando los requisitos operacionales lo permiten. En el Adjunto D, 7.12.4.1 figura orientación al respecto.*

3.6.8.2.2.4 Decodificación de intervalo de tiempo para radiodifusión de datos VHF. El receptor de radiodifusión VHF satisfará los requisitos indicados en 3.6.8.2.2.3 para todos los tipos de mensaje requeridos (véase 3.6.8.3.1.2.1) procedentes del subsistema de tierra GBAS seleccionado. Estos requisitos se satisfarán en presencia de cualquier otra transmisión GBAS permitida en cualquiera y en todos los intervalos de tiempo, respecto a los niveles indicados en 3.6.8.2.2.5.1 b).

Nota.— *Entre las otras transmisiones GBAS permitidas se incluyen: a) otros tipos de mensaje con la misma SSID, y b) mensajes con SSID distinta.*

3.6.8.2.2.5 Rechazo de cocanal

3.6.8.2.2.5.1 Radiodifusión de datos VHF como fuente de señal no deseada. El receptor de radiodifusión de datos VHF satisfará los requisitos especificados en 3.6.8.2.2.3 en presencia de una señal de radiodifusión de datos VHF cocanal no deseada que sea:

a) la asignada a los mismos intervalos de tiempo y 26 dB por debajo de la potencia de señal de radiodifusión de datos VHF deseada en la entrada del receptor o inferior; o

b) la asignada a intervalos de tiempo distintos y no más de 72 dB por encima de la intensidad de campo de la señal de radiodifusión de datos VHF mínima deseada que se define en 3.7.3.5.4.4.

3.6.8.2.2.5.2 VOR como señal no deseada. El receptor de radiodifusión de datos VHF satisfará los requisitos especificados en 3.6.8.2.2.3 en presencia de una señal VOR cocanal

no deseada que esté 26 dB por debajo de la potencia de señal de radiodifusión de datos VHF deseada en la entrada del receptor.

3.6.8.2.2.5.3 Localizador ILS como señal no deseada. El receptor de radiodifusión de datos VHF cumplirá los requisitos especificados en 3.6.8.2.2.3 en presencia de una señal de localizador del ILS de un cocanal no deseado con una potencia de 26 dB por debajo de la potencia de la señal de radiodifusión de datos VHF deseada a la entrada del receptor.

3.6.8.2.2.6 Rechazo de canal adyacente. El nivel de las señales no deseadas del localizador del ILS o VOR se medirá según la potencia en la portadora RF.

Nota.— *Aunque Smax es la potencia máxima de la señal de radiodifusión de datos VHF deseada, también se utiliza para limitar la potencia máxima de la señal no deseada de un canal adyacente a la entrada del receptor.*

3.6.8.2.2.6.1 Primer canal adyacente de 25 kHz (±25 kHz). El receptor de radiodifusión de datos VHF satisfará los requisitos especificados en 3.6.8.2.2.3 en presencia de una señal no deseada con niveles de potencia a la entrada del receptor de hasta Smax, con un desplazamiento de 25 kHz a cualquiera de los lados del canal deseado que sea:

a) de 18 dB por encima de la potencia de la señal deseada en la entrada del receptor, cuando la señal no deseada sea otra señal de radiodifusión de datos VHF asignada a los mismos intervalos de tiempo; o

b) de potencia igual, cuando la señal no deseada sea VOR; o

c) de potencia igual, a la salida del receptor, cuando la señal no deseada sea de un localizador de ILS.

3.6.8.2.2.6.2 Segundo canal adyacente de 25 kHz (±50 kHz). El receptor de radiodifusión de datos VHF satisfará los requisitos especificados en 3.6.8.2.2.3 en presencia de una señal no deseada con niveles de potencia a la entrada del receptor de hasta Smax, con un desplazamiento de 50 kHz o más a cualquiera de los lados del canal deseado que sea:

a) de 43 dB por encima de la potencia de la señal deseada a la entrada del receptor cuando la señal no deseada sea de otra fuente de radiodifusión de datos VHF asignada a los mismos intervalos de tiempo; o

b) de 34 dB por encima de la potencia de la señal deseada a la entrada del receptor cuando la señal no deseada sea VOR; o

c) de 34 dB por encima de la potencia de la señal deseada a la entrada del receptor cuando la señal no deseada sea de un localizador de ILS.

3.6.8.2.2.6.3 Del tercer al trigésimo noveno canales adyacentes de 25 kHz (±75 kHz a ±975 kHz). El receptor de radiodifusión de datos VHF satisfará los requisitos especificados en 3.6.8.2.2.3 en presencia de una señal no deseada con niveles de potencia a la entrada del receptor de hasta Smax, con un desplazamiento de 75 kHz a 975 kHz a cualquiera de los lados del canal deseado que sea:

a) de 46 dB por encima de la potencia de señal deseada a la entrada del receptor cuando la señal no deseada sea de otra fuente de radiodifusión de datos VHF asignada a los mismos intervalos de tiempo; o

b) de 46 dB por encima de la potencia de señal deseada a la entrada del receptor cuando la señal no deseada sea del VOR; o

c) de 46 dB por encima de la potencia de la señal deseada a la entrada del receptor cuando la señal no deseada sea de un localizador de ILS.

3.6.8.2.2.6.4 A partir del cuadragésimo canal adyacente de 25 kHz inclusive (±1 MHz o más). El receptor de radiodifusión de datos VHF cumplirá los requisitos especificados en

3.6.8.2.2.3 en presencia de una señal no deseada con un desplazamiento de 1 MHz o más a cualquiera de los lados del canal deseado que sea:

a) de 46 dB por encima de la potencia de la señal deseada a la entrada del receptor cuando la señal no deseada con niveles de potencia a la entrada del receptor de hasta Smax sea otra señal de radiodifusión de datos VHF asignada a los mismos intervalos de tiempo; o

b) de 46 + ΔP dB por encima de la potencia de la señal deseada a la entrada del receptor cuando la señal no deseada sea de un VOR con niveles de potencia a la entrada del receptor de hasta Smax – ΔP dB y ΔP de 0 a 14 dB; o

c) 46 + ΔP dB por encima de la potencia de la señal deseada a la entrada del receptor cuando la señal no deseada sea de un localizador del ILS con niveles de potencia a la entrada del receptor de hasta Smax – ΔP dB y ΔP de 0 a 14 dB.

Nota 1.— *ΔP equivale a Smax menos la potencia de la señal no deseada a la entrada del receptor con las dos restricciones siguientes: ΔP equivale a 0 dB cuando la potencia no deseada alcanza Smax y ΔP equivale a 14 dB cuando la potencia no deseada es inferior a Smax en 14 dB o más.*

Nota 2.— *Los requisitos especificados en b) y c) admiten una intermodulación de tercer orden entre la señal no deseada y el oscilador local en el primer mezclador de la etapa de entrada de RF del receptor de VDB; es similar a la inmunidad frente a la intermodulación FM indicada en 3.6.8.2.2.8.3, donde N1 es la señal no deseada y N2 es el oscilador local.*

3.6.8.2.2.6.5 Recuperación del receptor luego de soportar un exceso de potencia de una señal no deseada durante un corto plazo. El receptor de radiodifusión de datos VHF cumplirá los requisitos especificados en 3.6.8.2.2.3 durante 187,5 milisegundos (duración equivalente a tres intervalos de VDB) luego de encontrarse con una señal de interferencia de un canal adyacente (de localizador del ILS o VOR) cuya potencia haya estado no más de 9 dB por encima de Smax a la entrada del receptor durante 2,5 segundos como máximo.

Nota 1.— *Este requisito se incluye para cubrir las situaciones en las que se recibe un breve exceso de potencia durante el sobrevuelo de un localizador ILS y VOR. La duración del exceso de potencia está limitada por la continuidad de la operación [es decir, la oportunidad de recibir tres mensajes de tipo 1 por intervalo de 3,5 segundos (véase 3.6.8.3.4.1)] sin exceso de potencia para GAST C. Para GAST D, no se permite exceso de potencia cuando el tiempo de expiración sea de 1,5 segundos (véase 3.6.8.3.4.3). Una señal de VDB no deseada nunca excede de la intensidad de campo máxima permitida de la señal de VDB deseada dentro del volumen de servicio.*

Nota 2.— *La Figura B-20 muestra una representación gráfica de las regiones de operación del receptor VDB ante una señal no deseada del localizador ILS o VOR a partir del cuadragésimo canal adyacente de 25 kHz como función de D/U y de la potencia de la señal no deseada.*

3.6.8.2.2.7 Rechazo de señales fuera de canal de fuentes dentro de la banda de 108,000 – 117,975 MHz. Cuando no esté presente ninguna señal de radiodifusión de datos VHF en el canal, el receptor de radiodifusión de datos VHF no tendrá datos de salida de una señal de radiodifusión de datos VHF no deseada, por cualquiera de los otros canales asignables.

3.6.8.2.2.8 Rechazo de señales procedentes de fuentes fuera de banda 108,000 – 117,975 MHz

3.6.8.2.2.8.1 Inmunidad a interferencia de radiodifusión de datos VHF. El receptor de radiodifusión de datos VHF satisfará los requisitos especificados en 3.6.8.2.2.3 en presencia de una o más señales que tengan la frecuencia y los niveles de interferencia total especificados en la Tabla B-79.

3.6.8.2.2.8.2 Desensibilización. El receptor de radiodifusión de datos VHF satisfará los requisitos especificados en 3.6.8.2.2.3 en presencia de señales de radiodifusión FM VHF con los niveles de señal indicados en las Tablas B-80 y B-81.

Tabla B-79. Niveles máximos de señales no deseadas

Frecuencia	Nivel máximo de señales no deseadas a la entrada del receptor (dB por encima de S_{max})
50 kHz hasta 88 MHz	–12
88 MHz – 107,900 MHz	(véase 3.6.8.2.2.8.2 y 3.6.8.2.2.8.3)
108,000 MHz – 117,975 MHz	excluido
118,000 MHz	–43
118,025 MHz	–40
118,050 MHz hasta 1 660,5 MHz	–12

Notas.—

1. *La relación es lineal entre puntos aislados adyacentes designados por las frecuencias anteriores.*
2. *Estos requisitos de inmunidad a interferencia pudieran no ser adecuados para asegurar la compatibilidad entre receptores de radiodifusión de datos VHF y sistemas de comunicación VHF, particularmente para aeronaves que utilizan el componente verticalmente polarizado de la radiodifusión de datos VHF. Sin coordinación entre las asignaciones de frecuencias COM y NAV o respecto de una banda de guarda en el extremos superior de la banda 112 – 117,975 MHz, los niveles máximos citados en los canales inferiores VHF COM (118,000, 118,00833, 118,01666, 118,025, 118,03333, 118,04166, 118,05) pueden excederse a la entrada de los receptores VDB. En ese caso, habrán de ponerse en práctica algunos medios para atenuar las señales COM a la entrada de los receptores VDB (p. ej., separación de antenas). Habrá de asegurarse la compatibilidad final cuando se instale el equipo en la aeronave.*
3. *S_{max} es la potencia de la señal de radiodifusión de datos en VHF máxima deseada a la entrada del receptor.*

Tabla B-80. Frecuencia de desensibilización y requisitos de potencia que se aplican a frecuencias VDB desde 108,025 a 111,975 MHz

Frecuencia	Nivel máximo de señales no deseadas a la entrada del receptor (dB por encima de $S_{máx}$)
88 MHz < f < 102 MHz	16
104 MHz	11
106 MHz	6
107,9 MHz	–9

Notas.—

1. *La relación es lineal entre puntos aislados adyacentes designados por las frecuencias anteriores.*
2. *Este requisito de desensibilización no se aplica a portadoras FM por encima de 107,7 MHz ni a canales VDB a 108,025 ó 108,050 MHz. Véase el Adjunto D, 7.2.1.2.2.*
3. *$S_{máx}$ es la potencia de la señal de radiodifusión de datos en VHF máxima deseada a la entrada del receptor.*

Tabla B-81. Frecuencia de desensibilización y requisitos de potencia que se aplican a frecuencias VDB desde 112,000 a 117,975 MHz

Frecuencia	Nivel máximo de señales no deseadas a la entrada del receptor (dB por encima de $S_{máx}$)
88 MHz ≤ f ≤ 104 MHz	16
106 MHz	11
107 MHz	6
107,9 MHz	1

Notas.—

1. *La relación entre puntos únicos adyacentes designados mediante las frecuencias mencionadas es lineal.*

2. *$S_{máx}$ es la potencia de la señal de radiodifusión de datos en VHF máxima deseada a la entrada del receptor.*

3.6.8.2.2.8.3 Inmunidad frente a intermodulación FM de radiodifusión de datos VHF. El receptor de radiodifusión de datos VHF satisfará los requisitos especificados en 3.6.8.2.2.3 en presencia de interferencia de productos de intermodulación de tercer orden de dos señales de radiodifusión FM VHF cuyos niveles se ajustan con lo siguiente:

$$2N_1 + N_2 + 3\,[23 - S_{máx}] \leq 0$$

para señales de radiodifusión sonora FM VHF en la gama 107,7 – 108,0 MHz y

$$2N_1 + N_2 + 3\,[23 - S_{máx} - 20\ \text{Log}\ (\Delta f / 0{,}4)] \leq 0$$

para señales de radiodifusión sonora FM VHF por debajo de 107,7 MHz

cuando las frecuencias de las dos señales de radiodifusión sonora FM VHF producen dentro del receptor un producto de intermodulación de tercer orden de dos señales a la frecuencia VDB deseada.

N1 y N2 son los niveles (dBm) de las dos señales de radiodifusión sonora FM VHF a la entrada del receptor de radiodifusión de datos en VHF. Ninguno de los niveles excederá de los criterios de desensibilización establecidos en 3.6.8.2.2.8.2.

Δf = 108,1 –f1, siendo f1 la frecuencia de N1, la señal de radiodifusión sonora FM VHF más cercana a 108,1 MHz.

Smax es la potencia de la señal de radiodifusión de datos en VHF máxima deseada a la entrada del receptor.

Nota.— *El requisito de inmunidad de intermodulación FM no se aplica a un canal de radiodifusión de datos en VHF que funciona bajo 108,1 MHz; en consecuencia, las frecuencias bajo 108,1 MHz no están destinadas para asignaciones generales. En el Adjunto D, 7.2.1.2, se proporciona información adicional.*

3.6.8.3 REQUISITOS FUNCIONALES DE AERONAVE

Nota.— *Salvo cuando se especifique otra cosa, los requisitos siguientes se aplican a todas las clasificaciones de equipo de a bordo GBAS, según se describe en el Adjunto D, 7.1.4.3.*

3.6.8.3.1 Condiciones para utilización de datos

3.6.8.3.1.1 El receptor utilizará los datos de un mensaje GBAS solamente si se ha verificado la CRC para tal mensaje.

3.6.8.3.1.2 El receptor utilizará solamente los datos del mensaje si el identificador de bloque de mensaje se pone a la configuración de bits “1010 1010”.

3.6.8.3.1.2.1 Capacidad de procesamiento de mensajes GBAS. El receptor GBAS deberá, como mínimo, procesar tipos de mensajes GBAS de acuerdo con la Tabla B-82.

Tabla B-82. Procesamiento de tipos de mensaje en equipo de a bordo

Clasificación de equipo de a bordo GBAS (GAEC)	Tipos mínimos de mensajes procesados
GAEC A	MT 1 ó 101, MT 2 (que incluyen bloques de datos adicionales ADB 1 y 2 si se proporcionan)
GAEC B	MT 1, MT 2 (que incluyen ADB 1 y 2 si se proporcionan), MT 4
GAEC C	MT 1, MT 2 (que incluye ADB 1 si se proporciona), MT 4
GAEC D	MT 1, MT 2 (que incluye ADB 1, 2, 3 y 4), MT 4, MT 11

3.6.8.3.1.2.2 Procesamiento de a bordo para fines de compatibilidad ascendente.

Nota.— *Se han tomado medidas para permitir la ampliación futura de las normas GBAS para admitir capacidades nuevas. Pueden definirse nuevos tipos de mensajes, nuevos bloques de datos adicionales para mensajes de tipo 2 y nuevos bloques de datos que definan trayectorias de referencia para su inclusión en el tipo de mensaje 4. Para facilitar estas futuras ampliaciones, todo el equipo debería diseñarse en forma apropiada para que ignore todos los datos que no se reconocen.*

3.6.8.3.1.2.2.1 Procesamiento de tipos de mensajes desconocidos. La existencia de mensajes desconocidos para el receptor de a bordo no impedirá el procesamiento correcto de los mensajes requeridos.

3.6.8.3.1.2.2.2 Procesamiento de bloques de datos ampliados de tipo 2 desconocidos. La existencia de bloques de datos adicionales de mensajes de tipo 2 desconocidos para el receptor de a bordo no impedirá el procesamiento correcto de los mensajes requeridos.

3.6.8.3.1.2.2.3 Procesamiento de bloques de datos de tipo 4 desconocidos. La existencia de bloques de datos de mensajes de tipo 4 desconocidos para el receptor de a bordo no impedirá el procesamiento correcto de los mensajes requeridos.

Nota.— *Si bien los SARPS actuales incluyen sólo una definición de bloque de datos para su inclusión en un mensaje de tipo 4, las futuras normas GBAS pueden incluir otras definiciones de la trayectoria de referencia.*

3.6.8.3.1.3 El receptor utilizará solamente bloques de medición de fuente telemétrica con cuentas Z modificadas coincidentes.

3.6.8.3.1.4 Si el subsistema de tierra radiodifunde la Dmáx el receptor sólo aplicará correcciones de seudodistancia cuando la distancia al punto de referencia GBAS sea menor que la Dmáx.

3.6.8.3.1.5 El receptor solamente aplicará correcciones de seudodistancia del conjunto más recientemente recibido de correcciones para un determinado tipo de medición. Si el número de campos de medición en los tipos de mensaje más recientemente recibidos (según se requiere en el Apéndice B, sección 3.6.7.2.1.1.1 para el tipo de servicio activo) indica que no hay bloques de medición, entonces el receptor no aplicará correcciones GBAS para tal tipo de medición.

3.6.8.3.1.6 Validez de las correcciones de seudodistancia

3.6.8.3.1.6.1 Cuando el tipo de servicio activo es A, B, o C, el receptor excluirá de la solución de navegación diferencial todas las fuentes telemétricas respecto a las cuales σpr_gnd en los mensajes de tipo 1 o de tipo 101 se ponga a la configuración de bits “1111 1111”.

3.6.8.3.1.6.2 Si el tipo de servicio activo es D, el receptor excluirá de la solución de navegación diferencial todas las fuentes telemétricas respecto a las cuales σpr_gnd_D en el mensaje de tipo 11 o σpr_gnd en el mensaje de tipo 1 se ponga a la configuración de bits “1111 1111”.

3.6.8.3.1.7 El receptor utilizará únicamente una fuente telemétrica en la solución de navegación diferencial si la hora de aplicación indicada por la cuenta Z modificada en el mensaje de tipo 1, de tipo 11 o de tipo 101 que contiene el parámetro de descorrelación de efemérides para esa fuente telemétrica transcurrió hace menos de 120 segundos.

3.6.8.3.1.8 Condiciones del uso de datos para apoyar los servicios de aproximación.

3.6.8.3.1.8.1 Durante las etapas finales de una aproximación, el receptor utilizará únicamente los bloques de mediciones de los mensajes de tipo 1, de tipo 11 o de tipo 101 recibidos durante los últimos 3,5 segundos.

Nota.— *En el Adjunto D, 7.5.14, figura orientación sobre el tiempo hasta alerta.*

3.6.8.3.1.8.2 Indicaciones GCID

3.6.8.3.1.8.2.1 Cuando el tipo de servicio activo es A, B, o C, el receptor utilizará datos de mensaje procedentes de un subsistema de tierra GBAS para guía únicamente si el GCID indica 1, 2, 3 ó 4 antes de iniciar las etapas finales de una aproximación.

3.6.8.3.1.8.2.2 Cuando el tipo de servicio activo es D, el receptor usará datos de mensajes procedentes de un subsistema de tierra GBAS para guía solamente si la GCID indica 2, 3 o 4 antes de iniciar las etapas finales de la aproximación.

3.6.8.3.1.8.3 El receptor ignorará cualquier cambio que tenga lugar en el GCID durante las etapas finales de una aproximación.

3.6.8.3.1.8.4 El receptor no proporcionará guía vertical de aproximación basada en un bloque particular de datos FAS transmitidos en un mensaje de tipo 4 si el FASVAL recibido antes de iniciarse las etapas finales de la aproximación está puesto a “1111 1111”.

3.6.8.3.1.8.5 El receptor no proporcionará guía de aproximación basada en un bloque particular de datos FAS transmitidos en un mensaje de tipo 4 si el FASLAL recibido antes de iniciarse las etapas finales de la aproximación está puesto a “1111 1111”.

3.6.8.3.1.8.6 El receptor hará caso omiso de cambios en los valores de los datos FASLAL y FASVAL transmitidos en un mensaje de tipo 4 durante las etapas finales de una aproximación.

3.6.8.3.1.8.7 El receptor utilizará solamente datos FAS si la CRC FAS ha sido verificada para tales datos.

3.6.8.3.1.8.8 El receptor utilizará solamente mensajes para los cuales la ID GBAS (en el encabezador de bloque de mensaje) coincide con la ID GBAS en el encabezador de mensaje de tipo 4 que incluye los datos FAS seleccionados o el mensaje de tipo 2 que incluye el RSDS seleccionado.

3.6.8.3.1.8.9 Uso de datos FAS

3.6.8.3.1.8.9.1 El receptor utilizará los mensajes de tipo 4 para determinar el FAS para aproximación de precisión.

3.6.8.3.1.8.9.2 El receptor utilizará los mensajes de tipo 4 para determinar el FAS para las aproximaciones que reciben apoyo del tipo de servicio de aproximación GBAS (GAST) A o B asociado a un número de canal entre 20 001 y 39 999.

3.6.8.3.1.8.9.3 El receptor utilizará el FAS mantenido dentro de la base de datos de a bordo para las aproximaciones que reciben apoyo del tipo de servicio de aproximación GBAS (GAST) A asociado a un número de canal entre 40 000 y 99 999.

3.6.8.3.1.8.10 Cuando el subsistema de tierra GBAS no radiodifunda el mensaje de tipo 4 y el receptor disponga de los datos FAS seleccionados a partir de la base de datos de a bordo, el receptor solamente utilizará mensajes provenientes del subsistema de tierra GBAS previsto.

3.6.8.3.1.9 Condiciones del uso de datos para proporcionar el servicio de determinación de la posición GBAS

3.6.8.3.1.9.1 El receptor utilizará únicamente los bloques de mediciones de mensajes de tipo 1 recibidos durante los últimos 7,5 segundos.

3.6.8.3.1.9.2 El receptor utilizará únicamente los bloques de mediciones de mensajes de tipo 101 recibidos durante los últimos 5 segundos.

3.6.8.3.1.9.3 El receptor utilizará únicamente los datos de mensaje si se ha recibido un mensaje de tipo 2 que contiene un bloque de datos adicional 1, y el parámetro RSDS de este bloque indica que se proporciona el servicio de determinación de la posición GBAS.

3.6.8.3.1.9.4 El receptor utilizará solamente los mensajes para los cuales el ID GBAS (en el encabezador del bloque de mensaje) coincide con el ID GBAS del encabezador del mensaje de tipo 2 que incluye el RSDS seleccionado.

3.6.8.3.2 Integridad

3.6.8.3.2.1 Limitación de los errores de aeronave. Para cada satélite utilizado en la solución de navegación, el receptor calculará un σreceptor tal que una distribución normal de media a cero y una desviación normal igual a σreceptor limita la contribución del receptor al error de seudodistancia corregido de la forma siguiente:

$$\int_{y}^{\infty} f(x)\,dx \le Q\left(\frac{y}{\sigma}\right) \text{ para cualquier } \frac{y}{\sigma} \ge 0 \text{ y}$$

$$\int_{-\infty}^{-y} f(x)\,dx \le Q\left(\frac{y}{\sigma}\right) \text{ para cualquier } \frac{y}{\sigma} \ge 0$$

siendo:

f(x) = función de densidad de probabilidad del error residual de seudodistancia de aeronave y

$$Q(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{x}^{\infty} e^{-\frac{t^2}{2}}\,dt.$$

3.6.8.3.2.2 Uso de parámetros de integridad GBAS. El elemento de aeronave calculará y aplicará los niveles de protección vertical, lateral y horizontal descritos en 3.6.5.5. Si un parámetro Bi,j se pone a la configuración de bits “1000 0000” indicando que no se dispone de la medición, el elemento de aeronave supondrá que Bi,j tiene un valor de cero. Para todo tipo de servicio activo, el elemento de aeronave verificará que los niveles de protección vertical y lateral calculados no son mayores que los correspondientes límites de alerta vertical y lateral definidos en 3.6.5.6.

3.6.8.3.3 Uso de los datos de efemérides del satélite

3.6.8.3.3.1 Verificación de IOD. El receptor utilizará solamente satélites respecto a los cuales la radiodifusión IOD por parte del GBAS en los mensajes de tipo 1 o de tipo 101 coincide con el IOD de la constelación principal de satélites para los datos de reloj y de efemérides utilizados por el receptor.

3.6.8.3.3.2 Verificación de CRC. El receptor calculará la CRC de efemérides para cada fuente telemétrica de la constelación principal de satélites utilizada en la solución de la posición. Se convalidará la CRC calculada comparándola con la radiodifusión de CRC de efemérides en los mensajes de tipo 1 o de tipo 101 antes de su utilización en la solución de la posición y en un plazo de 1 segundo después de recibirse una nueva CRC de radiodifusión. El receptor cesará inmediatamente de utilizar cualquier satélite respecto al cual no coincidan los valores CRC calculados y radiodifundidos.

3.6.8.3.3.3 Límites de la posición del error de efemérides

3.6.8.3.3.3.1 Límites de la posición del error de efemérides para servicios de aproximación GBAS. Si el subsistema de tierra proporciona un bloque de datos adicional 1 en los mensajes de tipo 2, el elemento de aeronave calculará los límites de la posición del error de efemérides definidos en 3.6.5.8.1 para cada fuente telemétrica de la constelación principal de satélites utilizada en la solución de la posición de aproximación dentro del plazo de 1 segundo después de haber recibido los parámetros de radiodifusión necesarios. El elemento de aeronave verificará que los límites vertical y lateral calculados de la posición del error de efemérides (VEBj y LEBj) no son mayores que los límites de alerta vertical y lateral correspondientes que se definen en 3.6.5.6.

3.6.8.3.3.3.2 Límites de la posición del error de efemérides para el servicio de determinación de la posición GBAS. El elemento de aeronave calculará y aplicará el límite de la posición del error de efemérides horizontal (HEBj) definido en 3.6.5.8.2 para cada fuente telemétrica de la constelación principal de satélites que se utilice en la solución de la posición del servicio de determinación de la posición.

3.6.8.3.4 Pérdida de mensajes

3.6.8.3.4.1 Para el equipo de a bordo que funciona con GAST C como su tipo de servicio activo, el receptor proporcionará una alerta apropiada si no se ha recibido ningún mensaje de tipo 1 durante los últimos 3,5 segundos.

3.6.8.3.4.2 Para el equipo de a bordo que funcione con GAST A o B como su tipo de servicio activo, el receptor proporcionará una alerta apropiada si no se ha recibido ningún mensaje de tipo 1 ni de tipo 101 durante los últimos 3,5 segundos.

3.6.8.3.4.3 Para el equipo de a bordo que funcione con GAST D como su tipo de servicio activo, el receptor proporcionará una alerta apropiada o modificará el tipo de servicio activo si se cumple cualquiera de las condiciones siguientes:

a) La solución de la posición calculada es inferior a 200 ft sobre el LTP/FTP de la aproximación seleccionada y no se recibió ningún mensaje de tipo 1 en los últimos 1,5 segundos.

b) La solución de la posición calculada es inferior a 200 ft sobre el LTP/FTP de la aproximación seleccionada y no se recibió ningún mensaje de tipo 11 en los últimos 1,5 segundos.

c) La solución de la posición calculada está a 200 ft o más sobre el LTP/FTP de la aproximación seleccionada y no se recibió ningún mensaje de tipo 1 en los últimos 3,5 segundos.

d) La solución de la posición calculada está a 200 ft o más sobre el LTP/FTP de la aproximación seleccionada y no se recibió ningún mensaje de tipo 11 en los últimos 3,5 segundos.

3.6.8.3.4.4 Para el servicio de determinación de la posición GBAS en el que se utilizan mensajes de tipo 1, el receptor proporcionará una alerta apropiada si no se ha recibido ningún mensaje de tipo 1 durante los últimos 7,5 segundos.

3.6.8.3.4.5 Para el servicio de determinación de la posición GBAS en el que se utilicen mensajes de tipo 101, el receptor proporcionará una alerta apropiada si no se ha recibido ningún mensaje de tipo 101 durante los últimos 5 segundos.

3.6.8.3.5 Mediciones de seudodistancia a bordo

3.6.8.3.5.1 Adaptación a portadora para equipo de a bordo. El equipo de a bordo utilizará la adaptación a portadora normal de 100 segundos respecto de las mediciones de la fase de código que se define en 3.6.5.1. Durante los primeros 100 segundos después de poner en marcha el filtro, el valor de α será:

a) una constante igual al intervalo de muestreo dividido entre 100 segundos; o

b) una cantidad variable definida por el intervalo de muestreo dividido entre el tiempo en segundos transcurrido desde la puesta en marcha del filtro.

3.6.8.3.5.2 Adaptación a portadora para equipo de a bordo que funciona con GAST D como su tipo de servicio activo. El equipo de a bordo que funciona con GAST D como su tipo de servicio activo utilizará la adaptación a portadora de 30 segundos de las mediciones de la fase de código que se define en 3.6.5.1.

Nota.— *Para el equipo que admite GAST D se usan dos conjuntos de seudodistancias adaptadas. La forma del filtro de adaptación de la sección 3.6.5.1 es la misma para los dos conjuntos, y sólo difiere la constante de tiempo (es decir, 100 segundos y 30 segundos). En el Adjunto D, 7.19.3, figura orientación sobre la adaptación a portadora para el GAST D.*

3.6.8.3.6 Requisitos de solución de posición diferencial específicos del tipo de servicio. El equipo de a bordo calculará todas las soluciones de posición de manera congruente con los protocolos para la aplicación de los datos (véase 3.6.5.5.1.1.2).

Nota.— *La forma general para la ponderación utilizada en la solución de la posición diferencial figura en 3.6.5.5.1.1.2. La elección de qué información procedente del subsistema de tierra se utilizará en la solución de la posición diferencial depende del tipo de servicio (es decir, servicio de determinación de la posición o servicio de aproximación) y del tipo de servicio activo. Los requisitos específicos para cada tipo de servicio se definen en RTCA DO-253D. En el Adjunto D, 7.19, se proporciona información adicional sobre el procesamiento normal de la información de posición.*

3.7 Resistencia a interferencia

3.7.1 OBJETIVOS DE ACTUACIÓN

Nota 1.— *Para receptores GNSS que no utilizan correcciones diferenciales de un sistema de aumentación, la resistencia a interferencias se mide respecto a los siguientes parámetros de actuación de constelaciones principales de satélites:*

	Error de seguimiento (1 sigma)
GPS L1 (equipo de una sola frecuencia)	0,36 m
GPS L1 (equipo de doble frecuencia)	0,15 m
GPS L5	0,15 m
GPS L1-L5**	0,40 m
GLONASS L1OF	0,80 m
GLONASS L1OC	0,30 m
GLONASS L3OC	0,10 m
GLONASS L1OC-L3OC**	0,65 m
Galileo E1-E5a**	0,40 m
Galileo E1	0,15 m
Galileo E5a	0,15 m
BDS B1I	0,60 m
BDS B1C	0,20 m
BDS B2a	0,15 m
BDS B1C-B2a**	0,40 m

* El presupuesto de exactitud de error de seguimiento se especifica para mediciones suavizadas.
** Se refiere a las mediciones de seudodistancia libre de ionosfera en doble frecuencia.

Nota 2.— *En este error de seguimiento no se incluyen las contribuciones debidas a la propagación de la señal como multitrayecto, ni los efectos troposféricos e ionosféricos ni tampoco los errores de efemérides y de reloj de satélite GPS, GLONASS S, Galileo y BDS.*

Nota 3.— *Para los receptores SBAS la resistencia a la interferencia se mide respecto a los parámetros especificados en 3.5.8.2.1, 3.5.8.4.1. y 3.5.15.3.2.*

Nota 4.— *Para los receptores GBAS la resistencia a interferencia se mide respecto a los parámetros especificados en 3.6.7.1.1 y 3.6.8.2.1.*

Nota 5.— *Los niveles de señal especificados en esta sección se definen en el puerto de la antena. La ganancia máxima de la antena de la aeronave supuesta en la atmósfera inferior es de –10 dBic.*

Nota 6.— *Han de satisfacerse los requisitos de actuación en los entornos de interferencia definidos seguidamente. Este entorno de interferencia definido se atenúa durante la adquisición inicial de señales GNSS cuando el receptor no puede aprovechar una solución de navegación de estado permanente para facilitar la adquisición de la señal.*

Nota 7.— *Si no se especifica, se aplican los objetivos y requisitos de actuación de los equipos indicados para una constelación en particular, ya sea que el equipo se use únicamente para esa constelación (equipo para una constelación), o para esa constelación y otras constelaciones (equipo para constelaciones múltiples).*

3.7.2 INTERFERENCIA DE ONDA CONTINUA (CW)

3.7.2.1 RECEPTORES DE SEÑAL L1 DEL GPS Y DE SEÑAL L1 DEL SBAS

Nota.— *Los receptores de señales L1 del GPS y L1 del SBAS, tienen umbrales de interferencia que toleran menos potencia de interferencia que los receptores L1/L5 de doble frecuencia de la banda 1 480 – 1 565 MHz descritos en 3.7.2.3.*

3.7.2.1.1 Después de establecerse la navegación de estado permanente, los receptores de las señales L1 del GPS y L1 del SBAS satisfarán los objetivos de actuación con señales interferentes CW presentes con un nivel de potencia en el puerto de la antena igual a los umbrales de interferencia especificados en la Tabla B-83 e indicados en la Figura B-15 y con un nivel de señal deseado de–164 dBW para la señal L1 del GPS y la señal L1 del SBAS en el puerto de la antena.

3.7.2.1.2 Durante la adquisición inicial de las señales L1 del GPS y L1 del SBAS antes de la navegación en estado permanente, los receptores de L1 del GPS y de L1 del SBAS satisfarán los objetivos de actuación con umbrales de interferencia de 6 dB menos que los especificados en la Tabla B-83.

Tabla B-83. Umbrales de interferencia CW para receptores GPS L1 y SBAS L1 en la navegación en estado permanente

Gama de frecuencias f_i de la señal de interferencia	Umbrales de interferencia de los receptores en la navegación en estado permanente
$f_i \leq 1\,315$ MHz	–4,5 dBW
1 315 MHz < $f_i \leq$ 1 500 MHz	Decreciendo linealmente de –4,5 dBW to –38 dBW
1 500 MHz < $f_i \leq$ 1 525 MHz	Decreciendo linealmente de –38 dBW to –42 dBW
1 525 MHz < $f_i \leq$ 1 565,42 MHz	Decreciendo linealmente de –42 dBW to –150,5 dBW
1 565,42 MHz < $f_i \leq$ 1 585,42 MHz	–150,5 dBW
1 585,42 MHz < $f_i \leq$ 1 610 MHz	Aumentando linealmente de –150,5 dBW to –60 dBW
1 610 MHz < $f_i \leq$ 1 618 MHz	Aumentando linealmente de –60 dBW to –42 dBW*
1 618 MHz < $f_i \leq$ 2 000 MHz	Aumentando linealmente de –42 dBW to –8,5 dBW*
~~1 610~~ 1 618 MHz < $f_i \leq$ 1 626,5 MHz	Aumentando linealmente de –42 dBW to –22 dBW**
1 626,5 MHz < $f_i \leq$ 2 000 MHz	Aumentando linealmente de –22 dBW to –8,5 dBW**
$f_i >$ 2 000 MHz	–8,5 dBW

* Se aplica a las instalaciones de aeronave sin comunicaciones por satélite a bordo.
** Se aplica a las instalaciones de aeronave con comunicaciones por satélite a bordo.

3.7.2.2 RECEPTORES GLONASS

3.7.2.2.1 Después de establecerse la navegación de estado permanente, los receptores GLONASS FDMA en la banda L1 (salvo los identificados en 3.7.2.2.1.1) satisfarán los objetivos de actuación con señales interferentes CW presentes con un nivel de potencia en el puerto de la antena igual a los umbrales de interferencia especificados en la Tabla B-84 e indicados en la Figura B-16 y con un nivel de señal deseada de –166,5 dBW en el puerto de la antena.

Tabla B-84. Umbrales de interferencia CW para receptores GLONASS que utilizan señales FDMA en banda L1 en navegación en estado permanente.

Gama de frecuencias f_i de la señal de interferencia	Umbrales de interferencia de los receptores en navegación en estado permanente
$f_i \leq$1 315 MHz	–4,5 dBW
1 315 MHz < $f_i \leq$ 1 562,15625 MHz	Decreciendo linealmente de –4,5 dBW a –42 dBW
1 562,15625 MHz < $f_i \leq$ 1 583,65625 MHz	Decreciendo linealmente de –42 dBW a –80 dBW
1 583,65625 MHz < $f_i \leq$ 1 592,9525 MHz	Decreciendo linealmente de –80 dBW a –149 dBW
1 592,9525 MHz < $f_i \leq$ 1 609,36 MHz	–149 dBW
1 609,36 MHz < $f_i \leq$ 1 613,65625 MHz	Aumentando linealmente de –149 dBW a –80 dBW
1 613,65625 MHz < $f_i \leq$ 1 635,15625 MHz	Aumentando linealmente de –80 dBW a –42 dBW*
1 613,65625 MHz < $f_i \leq$ 1 626,15625 MHz	Aumentando linealmente de –80 dBW a –22 dBW**
1 635,15625 MHz < $f_i \leq$ 2 000 MHz	Aumentando linealmente de –42 dBW a –8,5 dBW*
1 626,15625 MHz < $f_i \leq$ 2 000 MHz	Aumentando linealmente de –22 dBW a –8,5 dBW**
$f_i >$ 2 000 MHz	–8,5 dBW

* Se aplica a las instalaciones de aeronave sin comunicaciones por satélite a bordo.
** Se aplica a las instalaciones de aeronave con comunicaciones por satélite a bordo.

3.7.2.2.1.1 Después de establecerse la navegación de estado permanente, los receptores GLONASS de señales FDMA en la banda L1 usados en todas las fases de vuelo (salvo aquellos utilizados para la fase de vuelo de aproximación de precisión) y puestos en funcionamiento antes del 1 de enero de 2017, satisfarán los objetivos de actuación con señales interferentes CW presentes con un nivel de potencia en el puerto de la antena 3 dB menor que los umbrales de interferencia especificados en la Tabla B-84 e indicados en la Figura B-16 y con un nivel de señal deseada de –166,5 dBW en el puerto de la antena.

3.7.2.2.1.2 Después de establecerse la navegación de estado permanente los receptores GLONASS que emplean CDMA en las bandas L1 y L3 satisfarán los objetivos de actuación con señales interferentes CW presentes, con un nivel de potencia en el puerto de la antena igual a los umbrales de interferencia especificados en la Tabla 01 y en la Tabla 02, e indicados en la Figura 01 y en la Figura 02, con un nivel de señal deseada de –161,5 dBW en el puerto de la antena.

Tabla TAB-01. Umbrales de interferencia CW para receptores GLONASS que utilizan señales CDMA en banda L1 en navegación en estado permanente

Gama de frecuencias f_i de la señal de interferencia	Umbrales de interferencia de los receptores en navegación en estado permanente
$f_i \leq 1\,315$ MHz	–4,5 dBW
1 315 MHz < $f_i \leq$ 1 562,15625 MHz	Decreciendo linealmente de –4,5 dBW a –42 dBW
1 562,15625 MHz < $f_i \leq$ 1 583,65625 MHz	Decreciendo linealmente de –42 dBW a –80 dBW
1 583,65625 MHz < $f_i \leq$ 1 592,9525 MHz	Decreciendo linealmente de –80 dBW a –149 dBW
1 592,9525 MHz < $f_i \leq$ 1 609,36 MHz	–149 dBW
1 609,36 MHz < $f_i \leq$ 1 613,65625 MHz	Aumentando linealmente de –149 dBW a –80 dBW
1 613,65625 MHz < $f_i \leq$ 1 635,15625 MHz	Aumentando linealmente de –80 dBW a –42 dBW*
1 613,65625 MHz < $f_i \leq$ 1 626,15625 MHz	Aumentando linealmente de –80 dBW a –22 dBW**
1 635,15625 MHz < $f_i \leq$ 2 000 MHz	Aumentando linealmente de –42 dBW a –8,5 dBW*
1 626,15625 MHz < $f_i \leq$ 2 000 MHz	Aumentando linealmente de –22 dBW a –8,5 dBW**
$f_i >$ 2 000 MHz	–8,5 dBW

* Se aplica a las instalaciones de aeronave sin comunicaciones por satélite a bordo.
** Se aplica a las instalaciones de aeronave con comunicaciones por satélite a bordo.

Tabla TAB-02. Umbrales de interferencia CW para receptores GLONASS que utilizan señales CDMA en banda L3 en navegación en estado permanente

Gama de frecuencias f_i de la señal de interferencia	Umbrales de interferencia de los receptores en navegación en estado permanente
$f_i \leq$ 908 MHz	–4,5 dBW
908 MHz < $f_i \leq$ 1 155,775 MHz	Decreciendo linealmente de –4,5 dBW a –42 dBW
1 155,775 MHz < $f_i \leq$ 1 178,775 MHz	Decreciendo linealmente de –42 dBW a –73 dBW
1 178,775 MHz < $f_i \leq$ 1 191,775 MHz	Decreciendo linealmente de –73 dBW a –143 dBW
1 191,775 MHz < $f_i \leq$ 1 212,275 MHz	–143 dBW
1 212,275 MHz < $f_i \leq$ 1 224,875 MHz	Decreciendo linealmente de –143 dBW a –73 dBW
1 224,875 MHz < $f_i \leq$ 1 244,375 MHz	Decreciendo linealmente de –73 dBW a –42 dBW
1 244,375 MHz < $f_i \leq$ 1 492,125 MHz	Decreciendo linealmente de –42 dBW a –4,5 dBW
$f_i >$ 1 492,125 MHz	–4,5 dBW

3.7.2.2.2 Durante la adquisición inicial de las señales GLONASS que utilizan señales FDMA en banda L1 antes de la navegación en estado permanente, los receptores GLONASS satisfarán los objetivos de actuación con umbrales de interferencia 6 dB menores que los especificados en la Tabla B-84.

3.7.2.2.2.1 Durante la adquisición inicial de las señales CDMA de GLONASS en las bandas L1 y L3 antes de la navegación en estado permanente, los receptores GLONASS

satisfarán los objetivos de actuación con umbrales de interferencia 6 dB menores que los especificados en la Tabla 01 y en la Tabla 02.

3.7.2.3 Receptores de señales GPS L1/L5, GALILEO E1/E5A y SBAS DFMC

3.7.2.3.1 Durante la adquisición inicial de las señales L5/E5a antes de la navegación en estado permanente, y después de que se haya establecido la navegación en estado permanente, los receptores SBAS DFMC que procesan señales centradas en las frecuencias L1/E1 y L5/E5a satisfarán los objetivos de actuación con señales interferentes CW presentes con nivel de potencia en el puerto de la antena igual al umbral de interferencia especificado en la Tabla 03 y representado en la Figura 03, y con un nivel deseable de señal L5 del SBAS de –162,5 dBW, con un nivel deseable de señal L5 del GPS de –159.4 dBW y con un nivel deseable de señal E5a de Galileo de –160.4 dBW en el puerto de la antena.

3.7.2.3.2 Después de que se haya establecido la navegación en estado permanente, los receptores SBAS DFMC que procesan señales centradas en las frecuencias L1/E1 y L5/E5a satisfarán los objetivos de actuación con señales interferentes CW presentes con nivel de potencia en el puerto de la antena igual a los umbrales de interferencia especificados en la Tabla 03 e indicados en la Figura 03, y con un nivel deseable de señal L1del GPS y L1 del SBAS de –163 dBW y con un nivel deseable de señal E1de Galileo de –162,25 dBW en el puerto de la antena. Durante la adquisición inicial de las señales L1/E1, los receptores SBAS DFMC satisfarán los objetivos de actuación con niveles de interferencia de 6 dB menos que los especificados en la Tabla TAB-03.

Nota.— *Los umbrales de interferencia CW para el receptor SBAS DMFC determinan los niveles de potencia de interferencia aplicable a la gama de frecuencias definidas en la Tabla 03.*

Tabla TAB-03. Umbrales de interferencia CW para los receptores de las señales de GPS L1/L5, Galileo E1/E5A y SBAS DFMC

Gama de frecuencias f_i de la señal de interferencia	Umbrales de interferencia de los receptores
$f_i \leq 1\,000$ MHz	–21 dBW
1 000 MHz < $f_i \leq$ 1 100,45 MHz	Decreciendo linealmente de –21 dBW a –44 dBW
1 100,45 MHz < $f_i \leq$ 1 148,45 MHz	Decreciendo linealmente de –44 dBW a –54 dBW
1 148,45 MHz < $f_i \leq$ 1 166,45 MHz	Decreciendo linealmente de –54 dBW a –145 dBW
1 166,45 MHz < $f_i \leq$ 1 186,45 MHz	–145 dBW
1 186,45 MHz < $f_i \leq$ 1 205,45 MHz	Aumentando linealmente de –145 dBW a–54 dBW
1 205,45 MHz < $f_i \leq$ 1 252,45 MHz	Aumentando linealmente de –54 dBW a –43 dBW
1 252,45 MHz < $f_i \leq$ 1 315 MHz	Aumentando linealmente de–43 dBW a –39 dBW
1 315 MHz < $f_i \leq$ 1 525 MHz	Aumentando linealmente de –39 dBW a –31,5 dBW
1 525 MHz < $f_i \leq$ 1 531 MHz	Aumentando linealmente de –31,5 dBW a –34 dBW
1 531 MHz < $f_i \leq$ 1 536 MHz	Aumentando linealmente de–34 dBW a –65 dBW
1 536 MHz < $f_i \leq$ 1 565,42 MHz	Aumentando linealmente de–65 dBW a –150,5 dBW
1 565,42 MHz < $f_i \leq$ 1 585,42 MHz	–150,5 dBW
1 585,42 MHz < $f_i \leq$ 1 610 MHz	Aumentando linealmente de–150,5 dBW a –60 dBW
1 610 MHz < $f_i \leq$ 1 618 MHz	Aumentando linealmente de –60 dBW a –42 dBW
1 618 MHz < $f_i \leq$ 2 000 MHz	Aumentando linealmente de–60 dBW a –12 dBW
1 618 MHz < $f_i \leq$ 1 626,5 MHz	Aumentando linealmente de–42 dBW a –22 dBW*
1 626,5 MHz < $f_i \leq$ 2 000 MHz	Aumentando linealmente de–22 dBW a –12 dBW**
$f_i >$ 2 000 MHz	–12 dBW**

* Se aplica a las instalaciones de aeronave sin comunicaciones por satélite a bordo.
** Se aplica a las instalaciones de aeronave con comunicaciones por satélite a bordo.

3.7.2.4 RECEPTORES BDS

3.7.2.4.1 Después de establecerse la navegación de estado permanente, los receptores de señales B1I del BDS satisfarán los objetivos de actuación con señales interferentes CW presentes con un nivel de potencia en el puerto de la antena igual a los umbrales de interferencia especificados en la Tabla TAB-04B e indicados en la Figura 04A y con un nivel de señal BDS deseada de –164,5 dBW en el puerto de la antena. Durante la adquisición inicial antes de la navegación en estado permanente, los receptores de señales B1I del BDS satisfarán los objetivos de

actuación con umbrales de 6 dB menos que los especificados en la Tabla TAB-04B.

3.7.2.4.2 Después de establecerse la navegación de estado permanente, los receptores B1C/B2a del BDS satisfarán los objetivos de actuación con un nivel de potencia en el puerto de la antena igual a los umbrales de interferencia especificados en la Tabla TAB-04C e indicados en la Figura FIG-04B y con niveles de señales BDS deseados de –163,5 dBW para la señal B1C y de –160,5 dBW para la señal B2a en el puerto de la antena. Durante la adquisición inicial de las señales antes de la navegación en estado permanente, los receptores B1C/B2a del BDS satisfarán los objetivos de actuación con umbrales de 6 dB menos que los especificados en la Tabla TAB-04C.

Tabla TAB-04B. Umbrales de interferencia CW para los receptores BDS B1I en navegación en estado permanente

Gama de frecuencias f_i de la señal de interferencia	Umbrales de interferencia de los receptores en navegación en estado permanente
$f_i \leq 1\,465$ MHz	–18 dBW
1 465 MHz < $f_i \leq$ 1 528 MHz	Decreciendo linealmente de –18 dBW a –30 dBW
1 528 MHz < $f_i \leq$ 1 559,052 MHz	Decreciendo linealmente de –30 dBW a –150,5 dBW
1 559,052 MHz < $f_i \leq$ 1 563,144 MHz	–150,5 dBW
1 563,144 MHz < $f_i \leq$ 1 610 MHz	Aumentando linealmente de –150,5 dBW a –60 dBW
1 610 MHz < $f_i \leq$ 1 618 MHz	Aumentando linealmente de –60 dBW to –42 dBW*
1 618 MHz < $f_i \leq$ 2 000 MHz	Aumentando linealmente de –42 dBW a –8,5 dBW*
1 610 MHz < $f_i \leq$ 1 626,5 MHz	Aumentando linealmente de –60 dBW a –22 dBW**
1 626,5 MHz < $f_i \leq$ 2 000 MHz	Aumentando linealmente de –22 dBW a –8,5 dBW**
fi > 2 000 MHz	–8,5 dBW

* Se aplica a las instalaciones de aeronave sin comunicaciones por satélite a bordo.
** Se aplica a las instalaciones de aeronave con comunicaciones por satélite a bordo.

Tabla TAB-04C. Umbrales de interferencia CW para los receptores BDS B1C/B2a en navegación en estado permanente

Gama de frecuencias f_i de la señal de interferencia	Umbrales de interferencia de los receptores
$f_i \leq 1\,000$ MHz	–24 dBW
1 000 MHz < $f_i \leq$ 1 100,45 MHz	Decreciendo linealmente de –24 dBW a –44 dBW
1 100,45 MHz < $f_i \leq$ 1 148,45 MHz	Decreciendo linealmente de –44 dBW a –54 dBW
1 148,45 MHz < $f_i \leq$ 1 166,45 MHz	Decreciendo linealmente de –54 dBW a –145 dBW
1 166,45 MHz < $f_i \leq$ 1 186,45 MHz	–145 dBW
1 186,45 MHz < $f_i \leq$ 1 205,45 MHz	Aumentando linealmente de –145 dBW a –54 dBW
1 205,45 MHz < $f_i \leq$ 1 252,45 MHz	Aumentando linealmente de –54 dBW a –43 dBW
1 252,45 MHz < $f_i \leq$ 1 315 MHz	Aumentando linealmente de –43 dBW a –39 dBW
1 315 MHz < $f_i \leq$ 1 525 MHz	Aumentando linealmente de –39 dBW a –31,5 dBW
1 525 MHz < $f_i \leq$ 1 531 MHz	Decreciendo linealmente de –31,5 dBW a –34 dBW
1 531 MHz < $f_i \leq$ 1 536 MHz	Decreciendo linealmente de –34 dBW a –65 dBW
1 536 MHz < $f_i \leq$ 1 565,42 MHz	Decreciendo linealmente de –65 dBW a –150,5 dBW
1 565,42 MHz < $f_i \leq$ 1 585,42 MHz	–150,5 dBW
1 585,42 MHz < $f_i \leq$ 1 610 MHz	Aumentando linealmente de –150,5 dBW a –60 dBW
1 610 MHz < $f_i \leq$ 1 618 MHz	Aumentando linealmente de –60 dBW a –42 dBW*
1 618 MHz < $f_i \leq$ 2 000 MHz	Aumentando linealmente de –42 dBW a –8,5 dBW*
1 618 MHz < $f_i \leq$ 1 626,5 MHz	Aumentando linealmente de –60 dBW a –22 dBW**
1 626,5 MHz < $f_i \leq$ 2 000 MHz	Aumentando linealmente de –22 dBW a –8,5 dBW**
f_i > 2 000 MHz	–8.5 dBW

* Se aplica a las instalaciones de aeronave sin comunicaciones por satélite a bordo.
** Se aplica a las instalaciones de aeronave con comunicaciones por satélite a bordo.

3.7.3 INTERFERENCIA DE TIPO RUIDO DE BANDA LIMITADA

3.7.3.1 RECEPTORES GPS L1 Y SBAS L1

3.7.3.1.1 Después de establecerse la navegación de estado permanente, los receptores de señales L1 del GPS y señales L1 del SBAS satisfarán los objetivos de actuación con ruido como señales interferentes presente en la gama de frecuencias de 1,575.42 MHz ± Bw i/2 y con niveles de potencia en el puerto de la antena iguales a los umbrales de interferencia especificados en la Tabla B-85 e indicados en la Figura B-17 y con el nivel de señal deseada de –164 dBW en el puerto de la antena.

Nota.— *Bwi es la anchura de banda de ruido equivalente de la señal de interferencia.*

3.7.3.1.2 Durante la adquisición inicial de las señales GPS y SBAS antes de la navegación en estado permanente, los receptores de señales L1 del GPS y señales L1 del SBAS satisfarán los objetivos de actuación con umbrales de interferencia 6 dB menores que los especificados en la Tabla B-85.

3.7.3.2 RECEPTORES GLONASS

3.7.3.2.1 Después de que se haya establecido la navegación de estado permanente, los receptores GLONASS de señales FDMA en banda L1 (salvo aquellos identificados en 3.7.3.2.1.1) satisfarán los objetivos de actuación mientras reciben las señales interferentes de tipo ruido en la banda de frecuencias fk±Bwi/2, con niveles de potencia en el puerto de la antena iguales a los umbrales de interferencia que se especifican en la Tabla B-86 y se indican en la Figura B-18, con un nivel de señal deseada de –166,5 dBW en el puerto de la antena.

3.7.3.2.1.1 Después de que se haya establecido la navegación de estado permanente, los receptores de señales FDMA en banda L1 GLONASS utilizados para todas las fases de vuelo (salvo aquellos utilizados para la fase de vuelo de aproximación de precisión) y puestos en funcionamiento antes del 1 de enero de 2017, satisfarán los objetivos de actuación mientras reciben las señales interferentes de tipo ruido en la banda de frecuencia fk ±Bwi/2, con niveles de potencia en el puerto de la antena 3 dB menores que los umbrales de interferencia especificados en la Tabla B-86 e indicados en la Figura B-18 y con un nivel de señal deseada de –166,5 dBW en el puerto de la antena.

Nota.— *fk es la frecuencia central de un canal GLONASS con fk = 1 602 MHz + k × 0,5625 MHz y k = –7 a +6, según se define en la Tabla B-16 y Bwi es la anchura de banda de ruido equivalente de la señal de interferencia.*

3.7.3.2.1.2 Después de que se haya establecido la navegación de estado permanente, los receptores de señales GLONASS que utilizan CDMA en bandas L1 y L3 satisfarán los objetivos de actuación mientras reciben las señales interferentes de tipo ruido en la banda de frecuencias fk±Bwi/2, con niveles de potencia en el puerto de la antena iguales a los umbrales de interferencia que se especifican en la Tabla 05 y en la Tabla 06 y se indican en la Figuras 05 y en la Figura 06, y con un nivel de señal deseada de –161.5 dBW en el puerto de la antena.

3.7.3.2.2 Durante la adquisición inicial de las señales del GLONASS de señales FDMA en banda L1 antes de la navegación en estado permanente, los receptores GLONASS satisfarán los objetivos de actuación con umbrales de interferencia 6 dB menores que los especificados en la Tabla B-86.

3.7.3.2.2.1 Durante la adquisición inicial de las señales CDMA del GLONASS en las bandas L1 y L3 antes de la navegación en estado permanente, los receptores GLONASS satisfarán los objetivos de actuación con umbrales de interferencia 6 dB menores que los especificados en la Tabla TAB-05 y en la Tabla TAB-06.

Tabla TAB-05. Umbrales de interferencia para interferencia de tipo ruido de banda limitada para los receptores de señales GLONASS CDMA L1 en banda L1 en navegación en estado permanente

Anchura de banda de interferencia	Umbral de interferencia
$0\ Hz < Bw_i \leq 1\ kHz$	–149 dBW
$1\ kHz < Bw_i \leq 10\ kHz$	Aumentando linealmente de –149 a –143 dBW
$10\ kHz < Bw_i \leq 0{,}5\ MHz$	–143 dBW
$0{,}5\ MHz < Bw_i \leq 10\ MHz$	Aumentando linealmente de –143 a –130 dBW
$10\ MHz < Bw_i$	–130 dBW

Tabla TAB-06. Umbral de interferencia para interferencia de tipo ruido de banda limitada en los receptores de señales GLONASS CDMA en banda L3 en navegación en estado permanente

Anchura de banda de interferencia	Umbral de interferencia
$0\ Hz < Bw_i \leq 1\ kHz$	–143 dBW
$1\ kHz < Bw_i \leq 1\ MHz$	Aumentando linealmente de –143 a –140 dBW
$1\ MHz < Bw_i \leq 20\ MHz$	Aumentando linealmente de –140 a –126,9 dBW
$20\ MHz < Bw_i$	–126,9 dBW

3.7.3.3 RECEPTORES GPS L1/L5, GALILEO E1/E5A Y SBAS DFMC

3.7.3.3.1 Durante la adquisición inicial en L5/E5a antes de la navegación en estado permanente, y después de establecerse la navegación de estado permanente, los receptores de señales L1/L5 del GPS, E1/E5a de Galileo y SBAS DFMC que procesan señales centradas en frecuencias L1/E1 y L5/E5a satisfarán los objetivos de actuación con señales interferentes de tipo ruido presentes en la gama de frecuencias 1 176,45 MHz ±Bwi/2 y con niveles de potencia en el puerto de la antena especificados en los umbrales de la Tabla 07 e indicados en la Figura 07 y con un nivel de señal deseado para la señal L5 de SBAS de –162,5 dBW, un nivel de señal deseado para la señal L5 del GPS de –159.4 dBW y un nivel de señal deseado para la señal E5a de Galileo de –160.4 dBW a la salida de la antena.

Nota.— Bwi es la anchura de banda de ruido equivalente de la señal de interferencia.

3.7.3.3.2 Después de establecerse la navegación de estado permanente, los receptors de señales L1/L5 del GPS, E1/E5a de Galileo y SBAS DFMC que procesan señales centradas en frecuencias L1/E1 y L5/E5a satisfarán los objetivos de actuación con señales interferentes de tipo ruido presentes en la gama de frecuencias 1 575,42 MHz ±Bwi/2 y con niveles de potencia en el puerto de la antena iguales a los umbrales de interferencia especificados en la Tabla B-85 e indicados en la Figura B-17 y con unos niveles de señal deseados de señal L1 del GPS y del SBAS de –163 dBW y con el nivel deseado de señal E1 de Galileo de– 162,25 dBW en el puerto de la antena. Durante la adquisición inicial en L1/E1, los receptors SBAS DFMC satisfarán los objetivos de actuación con umbrales de interferencia 6 dB menores que los especificados en la Tabla B-85.

Nota.— Bwi es la anchura de banda de ruido equivalente de la señal de interferencia.

Tabla TAB-07. Umbral de interferencia para la interferencia de tipo ruido de banda limitada en los receptores GPS L1/L5, Galileo E1/E5A y SBAS DFMC

Anchura de banda de interferencia	Umbral de interferencia en los receptores
0 Hz < Bw_i ≤ 1kHz	–145,0 dBW
1 kHz < Bw_i ≤ 10 kHz	Aumentando linealmente de –145,0 a –137,5 dBW
10 kHz < Bw_i ≤ 100 kHz	Aumentando linealmente de –137,5 a –133,9 dBW
100 kHz < Bw_i ≤ 1 MHz	Aumentando linealmente de –133,9 a –133,0 dBW
1 MHz < Bw_i ≤ 10 MHz	Aumentando linealmente de –133,0 a –131,7 dBW*
10 MHz < Bw_i ≤ 40 MHz	Aumentando linealmente de –131,7 a –127,0 dBW*

* El umbral de interferencia no ha de exceder de –134,0 dBW/MHz en la gama de frecuencia 1 176,45 ±10 MHz.

3.7.4.1 RECEPTORES BDS

3.7.3.4.1 Después de establecerse la navegación de estado permanente, los receptores de señales B1L del BDS satisfarán los objetivos de actuación con ruido como señales interferentes presente en la gama de frecuencias de 1561,098 MHz ±Bwi/2 y con niveles de potencia en el puerto de la antena iguales a los umbrales de interferencia especificados en la Tabla TAB-08A e indicados en la Figura FIG-08A y con un nivel de señal deseado para la señal B1I de –164,5 dBW a la salida de la antena. Durante la adquisición inicial de las señales B1I del BDS antes de la navegación en estado permanente, los receptores del BDS satisfarán los objetivos de actuación con umbrales de interferencia 6 dB menores que los especificados en la Tabla TAB-08A.

Nota.— Bwi es la anchura de banda de ruido equivalente de la señal de interferencia.

3.7.3.4.2 Después de establecerse la navegación en estado permanente, los receptores de señales B1C del BDS satisfarán los objetivos de actuación con ruido como señales interferentes presente en la gama de frecuencias 1 575,42 MHz ±Bwi/2 y con niveles de potencia en el puerto de la antena iguales a los umbrales de interferencia especificados en la Tabla TAB-08B e indicados en la Figura FIG-08B y con un nivel deseado para la señal B1C de –163,5 dBW a la salida de la antena. Durante la adquisición inicial de las señales B1C del BDS antes de la navegación en estado permanente, los receptores del BDS satisfarán los objetivos de actuación con umbrales de interferencia 6 dB menores que los especificados en la Tabla TAB-08B.

Nota.— Bwi es la anchura de banda de ruido equivalente de la señal de interferencia.

Tabla TAB-08A. Umbrales de interferencia para la interferencia de tipo ruido de banda limitada en los receptores de señales B1I del BDS en la navegación en estado permanente

Anchura de banda de interferencia	Umbral de interferencia de los receptores en la navegación en estado permanente
0 Hz < Bwi ≤ 700 Hz	–150,5 dBW
700 Hz < Bwi ≤ 10 kHz	Aumentando linealmente de –150,5 dBW a –143,5 dBW
10 kHz < Bwi ≤ 100 kHz	Aumentando linealmente de –143,5 dBW a –140,5 dBW
100 kHz < Bwi ≤ 1 MHz	–140,5 dBW
1 MHz < Bwi ≤4,096 MHz	Aumentando linealmente de –140,5 dBW a –134,4 dBW
4,096 MHz < Bwi ≤ 10 MHz	Aumentando linealmente de –134,4 dBW a –126 dBW
10 MHz < Bwi	–126,0 dBW

** El umbral de interferencia no ha de exceder de -140,5 dBW/MHz en la gama de frecuencias 1 561,098 ± 2,046 MHz.*

Tabla TAB-08B. Umbrales de interferencia para la interferencia de tipo ruido de banda limitada en los receptores de señales BDS B1C en la navegación en estado permanente

Anchura de banda de interferencia	Umbral de interferencia de los receptores en la navegación en estado permanente
0 Hz < Bw_i ≤ 700 Hz	–150,5 dBW
700 Hz < Bw_i ≤ 10 kHz	Aumentando linealmente de –150,5 a –143,5 dBW
10 kHz < Bw_i ≤ 100 kHz	Aumentando linealmente de –143,5 a –140,5 dBW
100 kHz < Bw_i ≤ 1 MHz	–140,5 dBW
1 MHz < Bw_i ≤ 20 MHz	Aumentando linealmente de –140,5 a –127,5 dBW*
20 MHz < Bw_i ≤ 30 MHz	Aumentando linealmente de –127,5 a –121,1 dBW*
30 MHz < Bw_i ≤ 40 MHz	Aumentando linealmente de –121,1 a –119,5 dBW*
40 MHz < Bw_i	–119,5 dBW*

* El umbral de interferencia no ha de exceder de–140,5 dBW/MHz en la gama de frecuencias 1 575,42 ±10 MHz.

3.7.3.4.3 Después de establecerse la navegación en estado permanente, los receptores de señales B2a del BDS satisfarán los objetivos de actuación con ruido como señales interferentes presente en la gama de frecuencias 1 176,45 MHz ±Bwi/2 y con niveles de potencia en el puerto de la antena iguales a los umbrales de interferencia especificados en la Tabla TAB-08C e indicados en la Figura FIG-08C con un nivel deseado para la señal B2a de –160,5 dBW a la salida de la antena. Durante la adquisición inicial de las señales B2a del BDS antes de la navegación en estado permanente, los receptores del BDS satisfarán los objetivos de actuación con umbrales de interferencia 6 dB menores que los especificados en la Tabla TAB-08C.

Nota.— Bwi es la anchura de banda de ruido equivalente de la señal de interferencia

Tabla TAB-08C. Umbrales de interferencia para la interferencia de tipo ruido de banda limitada en los receptores de señales BDS B2a en la navegación en estado permanente

Anchura de banda de interferencia	Umbral de interferencia de los receptores en la navegación en estado permanente
0 Hz < Bw_i ≤ 1kHz	–145.0 dBW
1 kHz < Bw_i ≤ 10 kHz	Aumentando linealmente de –145,0 to –137,5 dBW
10 kHz < Bw_i ≤ 100 kHz	Aumentando linealmente de –137,5 to –133,9 dBW
100 kHz < Bw_i ≤ 1 MHz	Aumentando linealmente de –133,9 to –133,0 dBW
1 MHz < Bw_i ≤ 10 MHz	Aumentando linealmente de –133,0 to –131,7 dBW*
10 MHz < Bw_i ≤ 40 MHz	Aumentando linealmente de –131,7 to –127,0 dBW*

* El umbral de interferencia no debe superar –134,0 dBW/MHz en la gama de frecuencias 1 176,45 ±10 MHz.

3.7.3.5 Interferencia por impulsos. Después de que se haya establecido la navegación de estado permanente, el receptor GNSS satisfará los objetivos de actuación, al recibir las señales de interferencia por impulsos con las características correspondientes a la Tabla B-87 estando el umbral de interferencia definido en el puerto de la antena.

3.7.3.6 Los receptores GNSS no producirán información que induzca a error en presencia de interferencia, incluso de niveles de interferencia superiores a los especificados en 3.7.

Nota.— *En el Adjunto D, 10.5, se proporciona orientación sobre este requisito.*

3.8 Antena del receptor de satélite en la aeronave GNSS

3.8.1 Cobertura de antena. La antena GNSS satisfará los requisitos de actuación para la recepción de señales de satélite GNSS de 0 a 360º en azimut y de 0 a 90º en elevación relativa al plano horizontal de una aeronave en vuelo horizontal.

3.8.2 Ganancia de antena. La ganancia mínima de un elemento de la antena pasiva para las antenas de una sola frecuencia no será inferior a lo indicado en la Tabla B-88A para el ángulo de elevación especificado por encima del horizonte. Para estas antenas, la ganancia máxima de un elemento de la antena pasiva no excederá de +4 dBic para ángulos de elevación por encima de 5º. Las ganancias mínimas de un elemento de la antena pasiva en ambas frecuencias para las antenas de doble frecuencia cumplirán lo indicado en la Tabla B-88B para los ángulos de elevación especificados por encima del horizonte. Para estas antenas, la ganancia máxima de un elemento de la antena pasiva se limitará a +4 dBic para ángulos de elevación por encima de 75º.

3.8.3 Polarización. La polarización de la antena GNSS será circular dextrogira (en sentido del reloj respecto a la dirección de propagación).

3.8.3.1 Relación axial. Para las antenas de una sola frecuencia, la relación axial no debe ser mayor que 3,0 dB medida en la línea de mira. Para las antenas de doble frecuencia, la relación axial será inferior o igual a 3 dB en la gama de frecuencia de operaciones medida en una región que se extiende desde la línea de mira hasta 40º fuera de la línea de mira en todos los ángulos azimutales.

3.9 Verificación de redundancia cíclica

Se calculará cada CRC como el resto, R(x), de la división en módulo 2 de dos polinomios binarios como sigue:

$$\left\{\frac{[x^k M(x)]}{G(x)}\right\}_{mod2} = Q(x) + \frac{R(x)}{G(x)}$$

siendo:

k = número de bits en la CRC particular;
M(x) = campo de información que consta de los elementos de datos que han de protegerse por la CRC particular representada como polinomio;
G(x) = polinomio generador especificado para la CRC particular;
Q(x) = cociente de la división; y
R(x) = resto de la división, que incluye la CRC:

$$R(x) = \sum_{i=1}^{k} r_i x^{k-i} = r_1 x^{k-1} + r_2 x^{k-2} + \ldots + r_k x^0$$

Tabla B-85. Umbrales de interferencia de tipo ruido de banda limitada como interferencia en los receptores GPS L1 y SBAS L1 en la navegación en estado permanente

Anchura de banda de interferencia	Umbral de interferencia para receptores en navegación en estado permanente
0 Hz < Bw_i ≤ 700 Hz	–150,5 dBW
700 Hz < Bw_i ≤ 10 kHz	Aumentando linealmente de –150,5 a –143,5 dBW
10 kHz < Bw_i ≤ 100 kHz	Aumentando linealmente de –143,5 a –140,5 dBW
100 kHz < Bw_i ≤ 1 MHz	–140,5 dBW
1 MHz < Bw_i ≤ 20 MHz	Aumentando linealmente de –140,5 a –127,5 dBW*
20 MHz < Bw_i ≤ 30 MHz	Aumentando linealmente de –127,5 a –121,1 dBW*
30 MHz < Bw_i ≤ 40 MHz	Aumentando linealmente de –121,1 a –119,5 dBW*
40 MHz < Bw_i	–119,5 dBW*

* El umbral de interferencia no ha de exceder de 140,5 dBW/MHz en la gama de frecuencia 1 575,42 ±10 MHz.

Tabla B-86. Umbral de interferencia para interferencia de tipo ruido de banda limitada en los receptores de señales GLONASS FDMA en banda L1 en la navegación en estado permanente

Anchura de banda de interferencia	Umbral de interferencia
$0 \text{ Hz} < Bw_i \leq 1 \text{ kHz}$	–149 dBW
$1 \text{ kHz} < Bw_i \leq 10 \text{ kHz}$	Aumentando linealmente de –149 a –143 dBW
$10 \text{ kHz} < Bw_i \leq 0{,}5 \text{ MHz}$	–143 dBW
$0{,}5 \text{ MHz} < Bw_i \leq 10 \text{ MHz}$	Aumentando linealmente de –143 a –130 dBW
$10 \text{ MHz} < Bw_i$	–130 dBW

Tabla B-87. Umbrales de interferencia por impulsos

	GPS L1, Galileo L1 y SBAS L1	GLONASS FDMA	GLONASS CDMA	BDS B1C	BDS B1I
Gama de frecuencias para interferencia dentro de la banda y próxima a la banda	1 575,42 MHz ± 20 MHz	1 592,9525 MHz to 1 609,36 MHz	1 191,775 MHz to 1 212,275 MHz/ 1 592,9525 MHz to 1 609,36 MHz	1 575,42 MHz ± ± 20 MHz	1 561,98 MHz ± 2,046 MHz
Umbral de interferencia (potencia de cresta del impulso) para interferencia dentro de la banda y próxima a la banda	–20 dBW	–20 dBW	–20 dBW / –20 dBW	–20 dBW	–20 dBW
Umbral de interferencia (potencia de cresta del impulso) fuera de las gamas de frecuencia dentro de la banda y próxima a la banda (interferencia fuera de banda)	0 dBW (*)	0 dBW	0 dBW / 0 dBW	0 dBW	0 dBW
Anchura de impulso	≤125 µs	≤250 µs	≤250 µs / ≤250 µs	≤125 µs	≤125 µs
Ciclo de impulsos	≤1%	≤1%	≤2% / ≤1%	≤1%	≤1 %
Anchura de banda de la señal interferente para interferencia en banda y próxima a la banda	≥1 MHz	≥500 kHz	≥1 MHz / ≥500 kHz	1 MHz	≥1 MHz

Nota 1.— La señal interferente es ruido gaussiano blanco aditivo que se centra en torno a la frecuencia portadora con las características de anchura de banda e impulso que se especifican en la tabla.

Nota 2.— Interferencia dentro de la banda, próxima a la banda y fuera de banda se refiere a la frecuencia central de la señal interferente.

Note 3. —La interferencia fuera de banda, es interferencia cuya frecuencia central está ubicada en cualquiera de los dos extremos de la gama de la frecuencia central, dentro de la banda o próxima a la banda, a una distancia mínima de 250 por ciento de la anchura de banda de esta gama de frecuencias.

Note 4. —La anchura de banda de la señal determina la anchura de banda mínima de la señal tipo ruido con una potencia de un valor que alcanza al nivel del umbral de interferencia por impulsos con la anchura de impulsos y ciclo de servicio especificados.

Nota 5.— (*) Al considerar el canal L1 de un receptor L1/L5, este valor está relacionado con interferencias por impulsos no aeronáuticas con una frecuencia de portadora que se encuentre dentro de un margen de 1 215 MHz – 2 000 MHz. Esta tabla no describe las interferencias por impulsos no aeronáuticas en el ambiente que han de considerarse para el canal L5 en un receptor L1/L5 (véase el Adjunto D, 4.4.5 para más orientación).

Tabla B-88A. Ganancia mínima de antena — antenas de una sola frecuencia para GPS (L1), GLONASS (L1OF), BDS (B1C), BDS (B1I), y/o SBAS L1

Ángulos de elevación grados	Ganancia mínima dBic
0	–7,0
5	–5,5
10	–4,0
15 a 90	–2,5

Table B-88B. Ganancia mínima de antena— antenas de doble frecuencia para GPS (L1/L5), GLONASS (L1OC/L3OC), Galileo (E1/E5a), BDS (B1C/B2a) y/o SBAS (L1/L5)

Ángulos de elevación grados	Ganancia mínima dBic
0	–7,0
5	–4,5
10	–3,0
15	–1,5
30	0,5
≥ 75	1,5

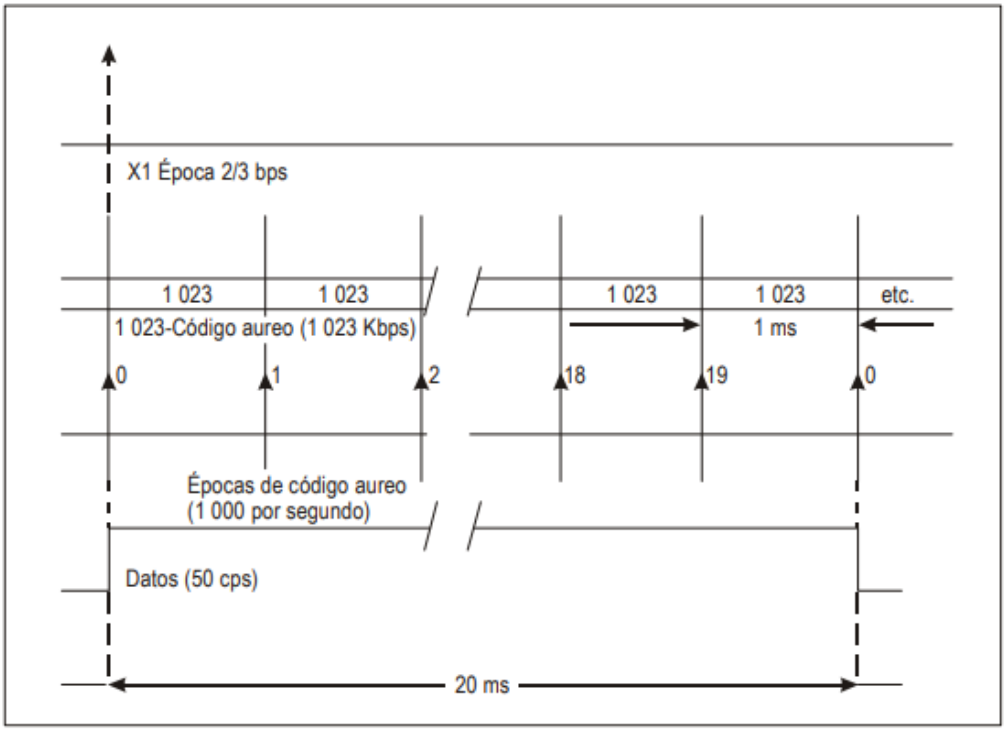


Figura B-1. Relaciones de temporización de códigos C/A

SUBTRAMA 1	TLM	HOW	Número de semana GPS, exactitud y funcionalidad SV
SUBTRAMA 2	TLM	HOW	Parámetros efeméricos
SUBTRAMA 3	TLM	HOW	Parámetros efeméricos
SUBTRAMA 4 (25 páginas)	TLM	HOW	Datos de almanaque y de funcionalidad para satélites 25-32, mensajes especiales, configuración de satélites, banderas, datos ionosféricos y UTC
SUBTRAMA 5 (25 páginas)	TLM	HOW	Datos de almanaque y de funcionalidad para satélites 1-24 y hora de referencia de almanaque y número de semana GPS

Figura B-2. Estructura de tramas

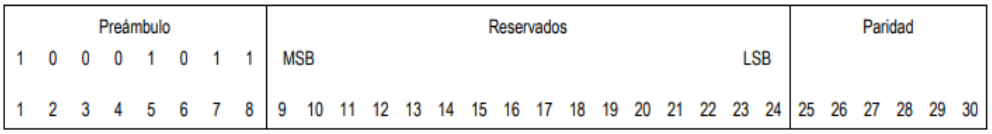


Figura B-3. Palabra TLM

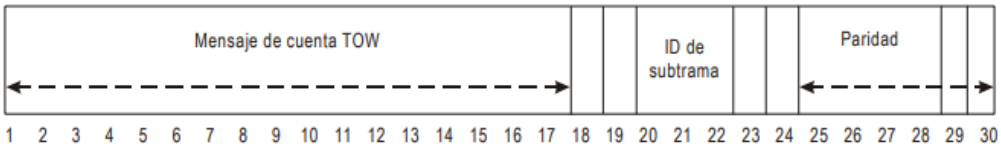


Figura B-4. Palabra HOW

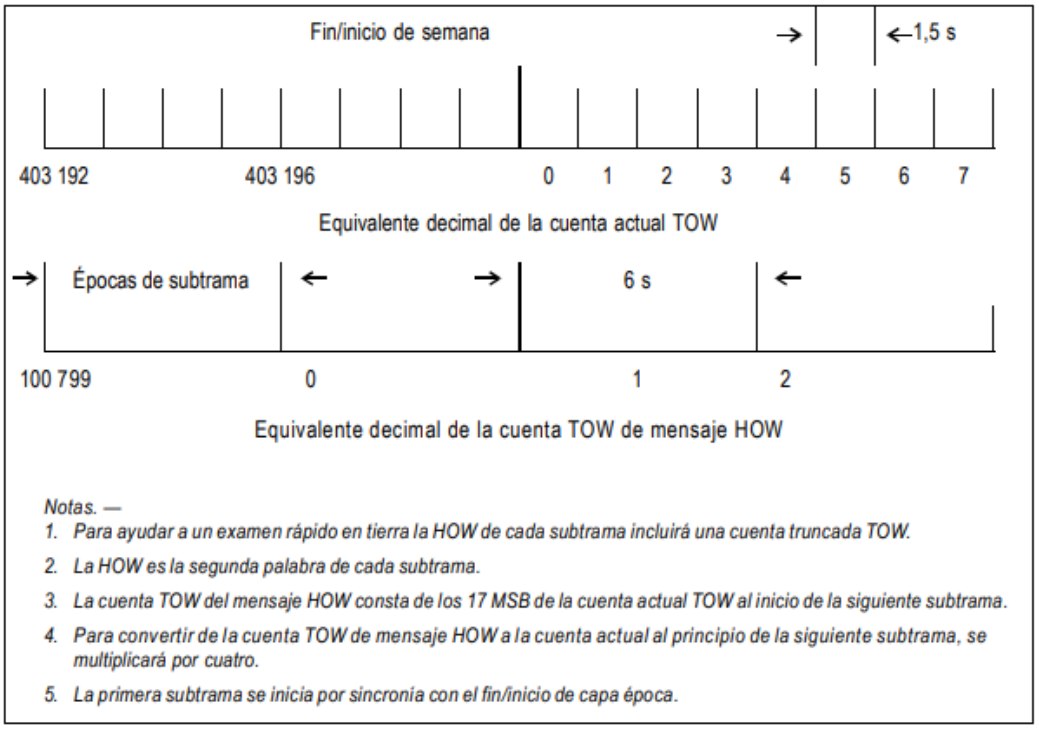
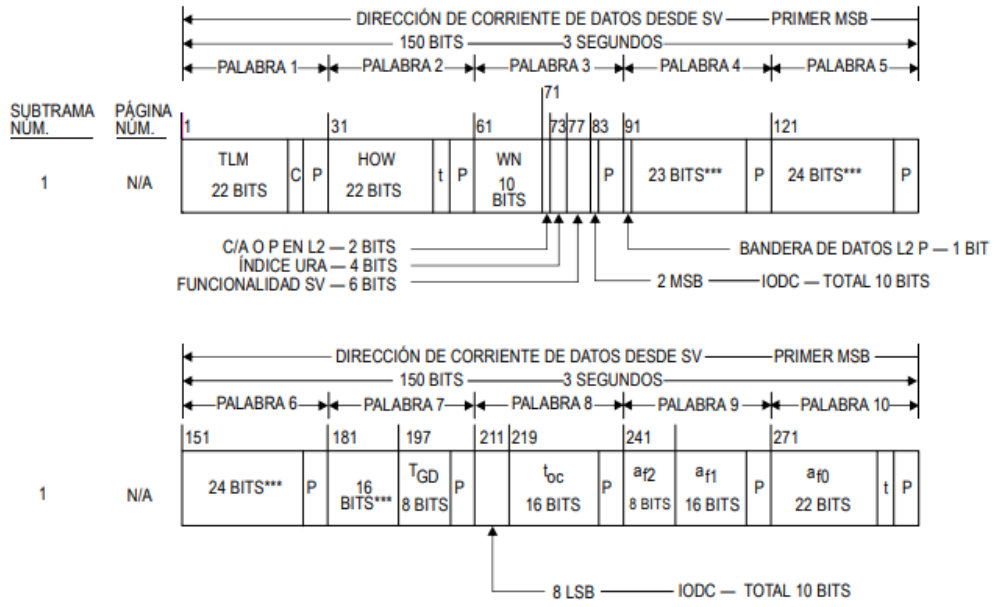
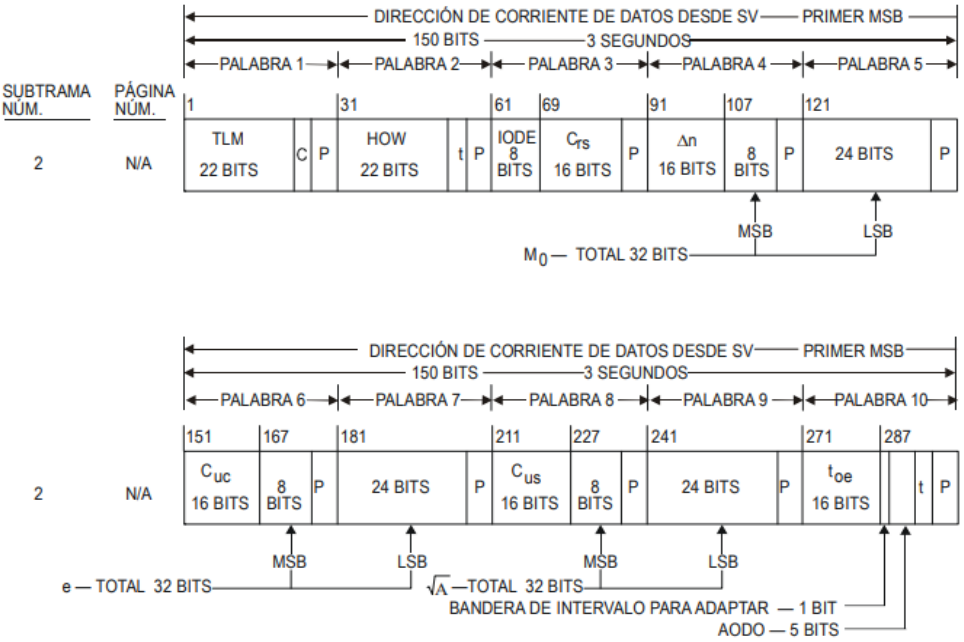


Figura B-5. Relaciones de línea de tiempo de la palabra HOW



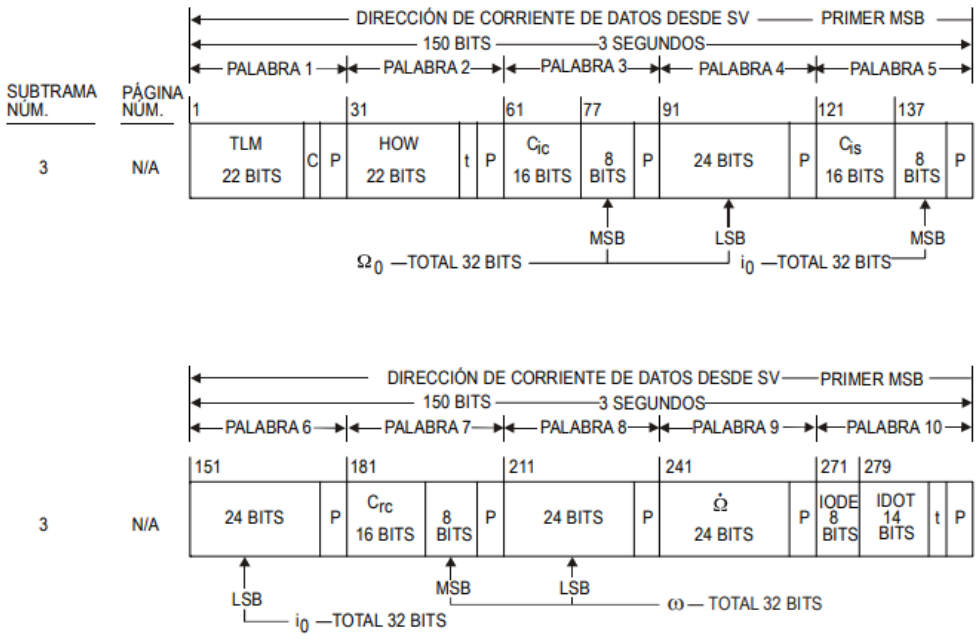
*** RESERVADOS
P = 6 BITS DE PARIDAD
t = 2 BITS DE MARCACIÓN QUE NO SON DE INFORMACIÓN UTILIZADOS PARA CÁLCULO DE PARIDAD
C = BITS TLM 23 Y 24 QUE ESTÁN RESERVADOS

Figura B-6. Formato de datos (1 de 11)



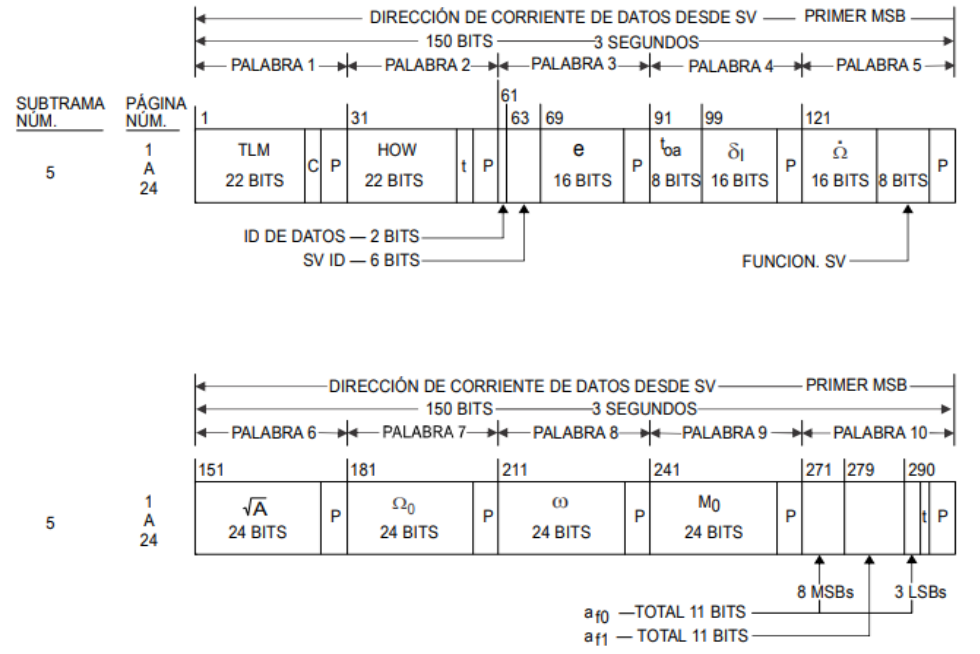
P = 6 BITS DE PARIDAD
t = 2 BITS DE MARCACIÓN QUE NO SON DE INFORMACIÓN UTILIZADOS PARA CÁLCULO DE PARIDAD
C = BITS TLM 23 Y 24 QUE ESTÁN RESERVADOS

Figura B-6. Formato de datos (2 de 11)



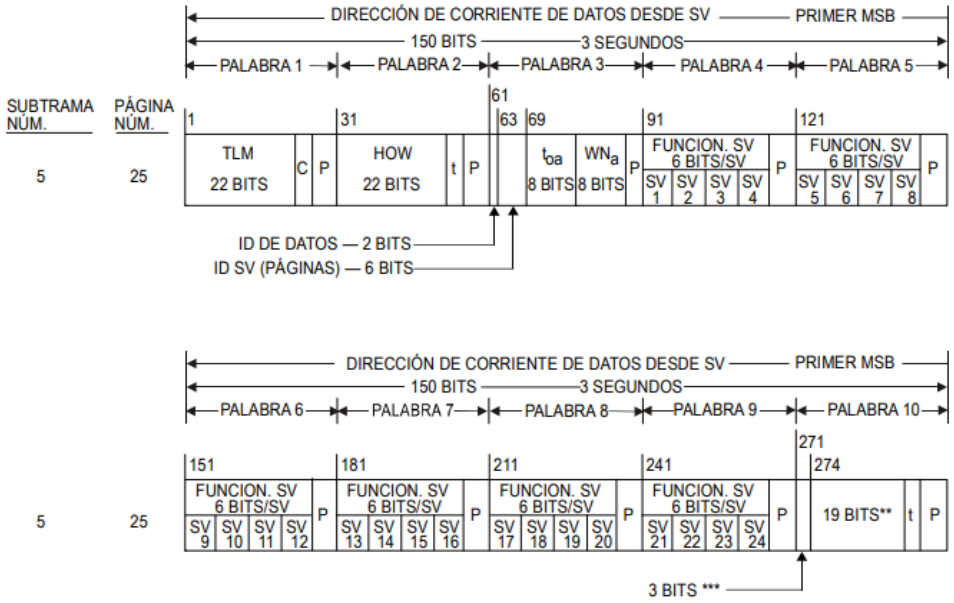
P = 6 BITS DE PARIDAD
t = 2 BITS DE MARCACIÓN QUE NO SON DE INFORMACIÓN UTILIZADOS PARA CÁLCULO DE PARIDAD
C = BITS TLM 23 Y 24 QUE ESTÁN RESERVADOS

Figura B-6. Formato de datos (3 de 11)



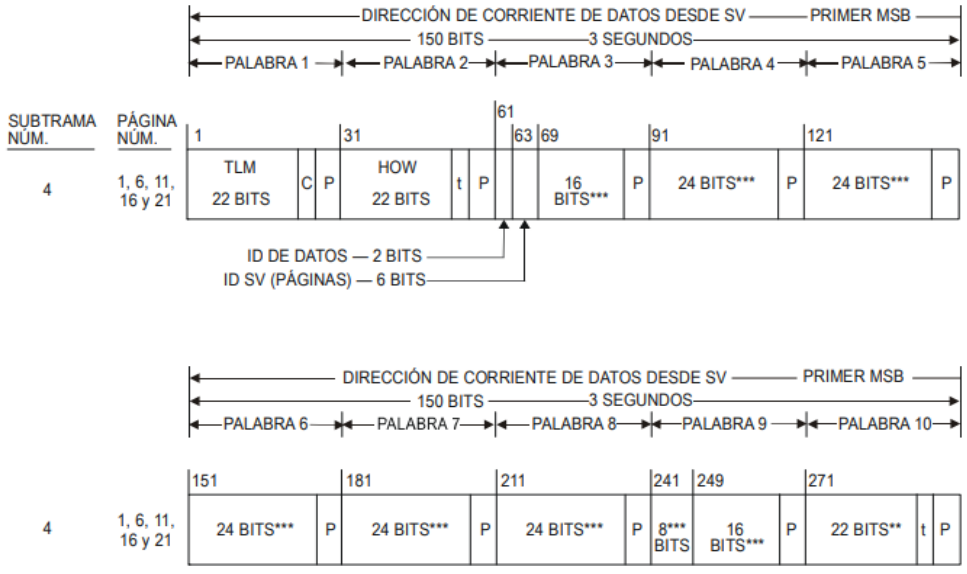
P = 6 BITS DE PARIDAD
t = 2 BITS DE MARCACIÓN QUE NO SON DE INFORMACIÓN UTILIZADOS PARA CÁLCULO DE PARIDAD
C = BITS TLM 23 Y 24 QUE ESTÁN RESERVADOS
Nota.— Las páginas 2, 3, 4, 5, 7, 8, 9 y 10 de la subtrama 4 tienen el mismo formato de las páginas 1 a 24 de la subtrama 5.

Figura B-6. Formato de datos (4 de 11)



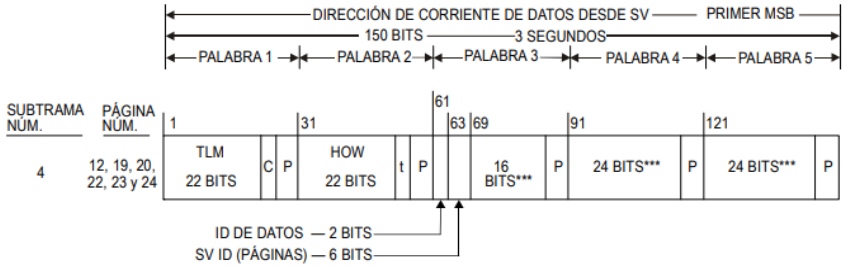
** RESERVADO PARA USO DEL SISTEMA
*** RESERVADO
P = 6 BITS DE PARIDAD
t = 2 BITS DE MARCACIÓN QUE NO SON DE INFORMACIÓN UTILIZADOS PARA CÁLCULO DE PARIDAD
C = BITS TLM 23 Y 24 QUE ESTÁN RESERVADOS

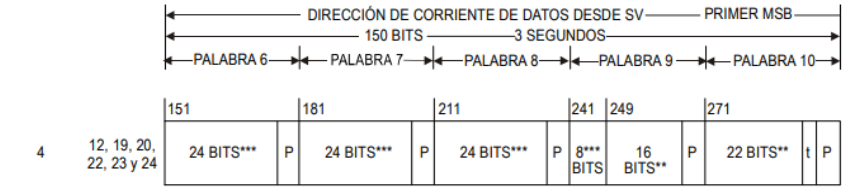
Figura B-6. Formato de datos (5 de 11)



** RESERVADO PARA USO DEL SISTEMA
*** RESERVADO
P = 6 BITS DE PARIDAD
t = 2 BITS DE MARCACIÓN QUE NO SON DE INFORMACIÓN UTILIZADOS PARA CÁLCULO DE PARIDAD
C = BITS TLM 23 Y 24 QUE ESTÁN RESERVADOS

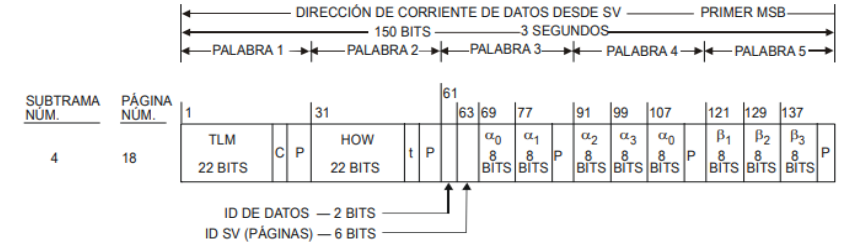
Figura B-6. Formato de datos (6 de 11)

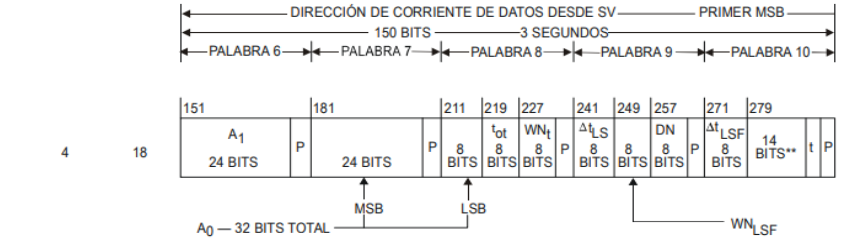




** RESERVADO PARA USO DEL SISTEMA
*** RESERVADO
P = 6 BITS DE PARIDAD
t = 2 BITS DE MARCACIÓN QUE NO SON DE INFORMACIÓN UTILIZADOS PARA CÁLCULO DE PARIDAD
C = BITS TLM 23 Y 24 QUE ESTÁN RESERVADOS

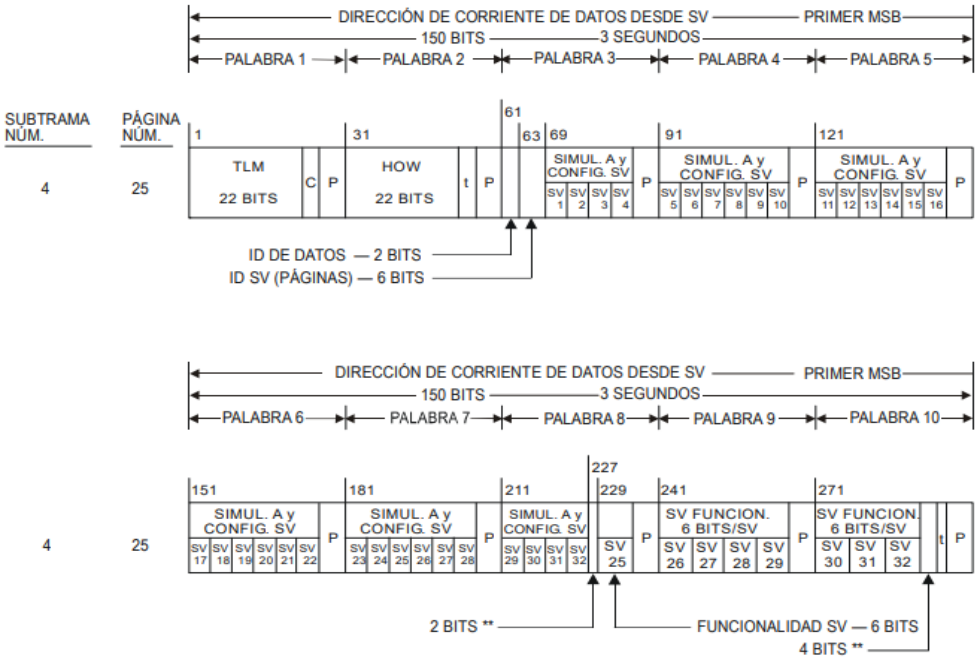
Figura B-6. Formato de datos (7 de 11)





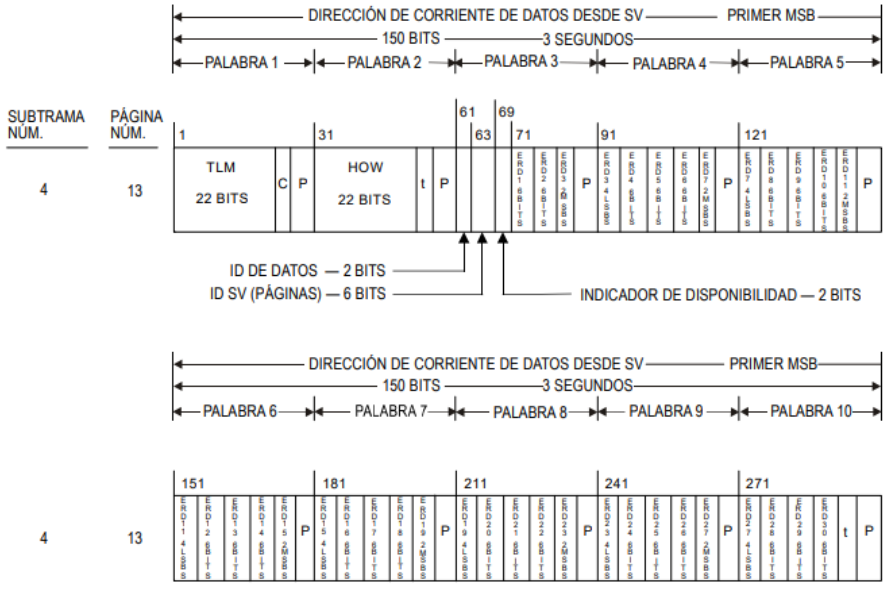
** RESERVADO PARA USO DEL SISTEMA
P = 6 BITS DE PARIDAD
t = 2 BITS DE MARCACIÓN QUE NO SON DE INFORMACIÓN UTILIZADOS PARA CÁLCULO DE PARIDAD
C = BITS TLM 23 Y 24 QUE ESTÁN RESERVADOS

Figura B-6. Formato de datos (8 de 11)



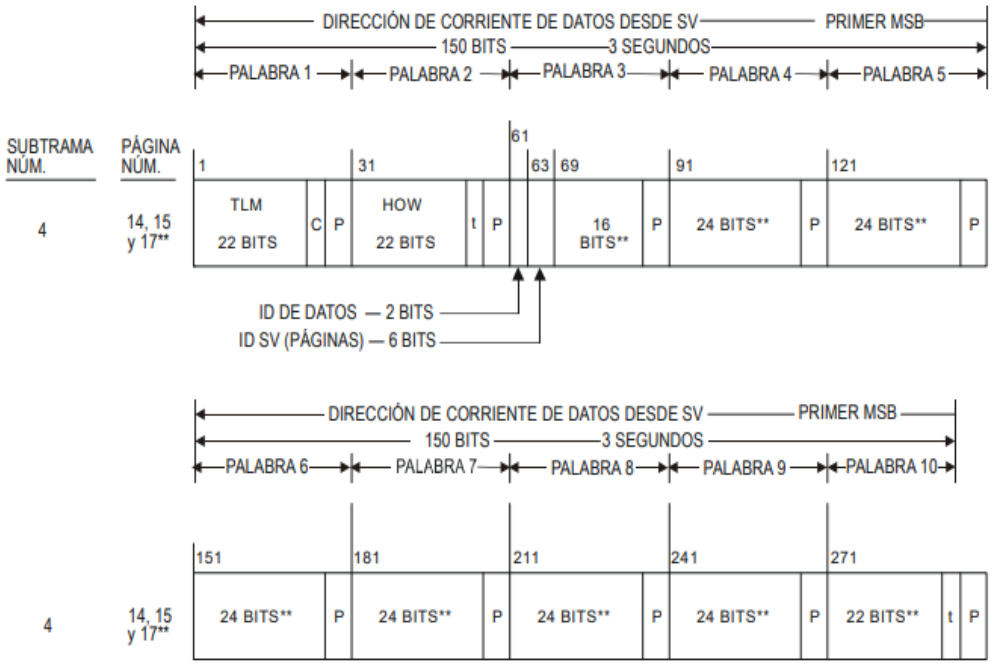
** RESERVADO PARA USO DEL SISTEMA
P = 6 BITS DE PARIDAD
t = 2 BITS DE MARCACIÓN QUE NO SON DE INFORMACIÓN UTILIZADOS PARA CÁLCULO DE PARIDAD
C = BITS TLM 23 Y 24 QUE ESTÁN RESERVADOS

Figura B-6. Formato de datos (9 de 11)



P = 6 BITS DE PARIDAD
t = 2 BITS DE MARCACIÓN QUE NO SON DE INFORMACIÓN UTILIZADOS PARA CÁLCULO DE PARIDAD
C = BITS TLM 23 Y 24 QUE ESTÁN RESERVADOS

Figura B-6. Formato de datos (10 de 11)



** LAS PARTES INDICADAS DE LAS PALABRAS 3 A 10 DE LAS PÁGINAS 14 Y 15 ESTÁN RESERVADAS PARA USO DEL SISTEMA, MIENTRAS QUE LAS INDICADAS EN LA PÁGINA 17 ESTÁN RESERVADAS PARA MENSAJES ESPECIALES

P = 6 BITS DE PARIDAD

t = 2 BITS DE MARCACIÓN QUE NO SON DE INFORMACIÓN UTILIZADOS PARA CÁLCULO DE PARIDAD

C = BITS TLM 23 Y 24 QUE ESTÁN RESERVADOS

Figura B-6. Formato de datos (11 de 11)

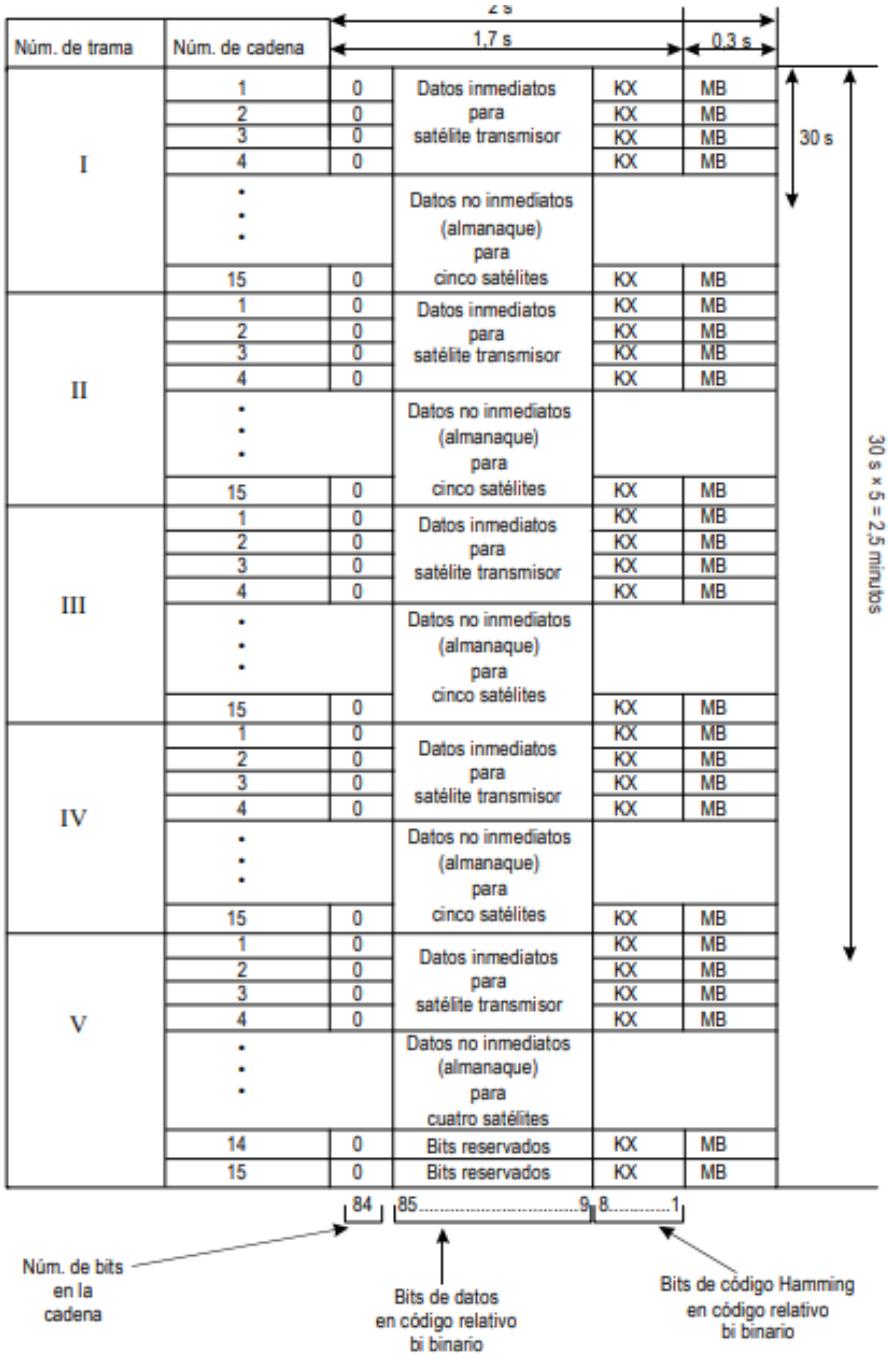


Figura B-7. Estructura de supertrama

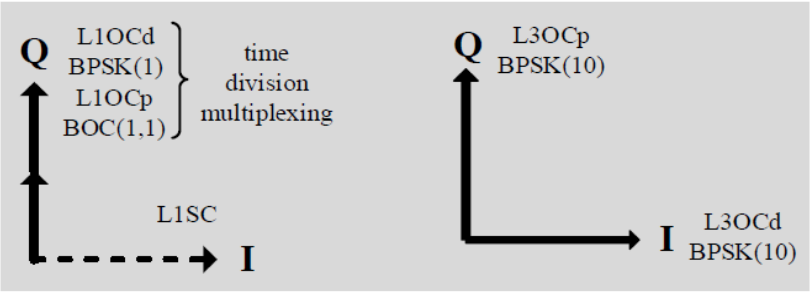


Figura B-7A. Estructura de las señales L1OC y L3OC

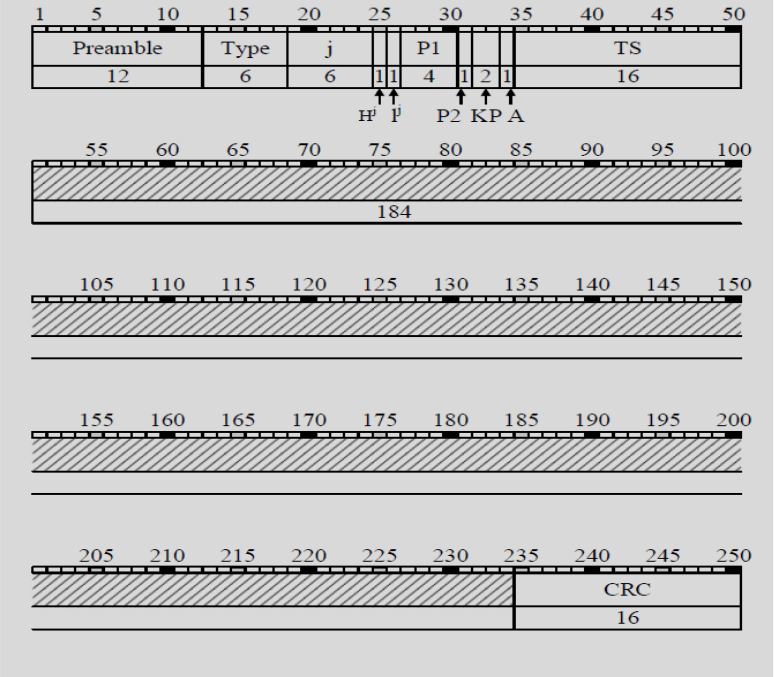


Figura B-7B. Estructura general de la cadena de datos L1OCd

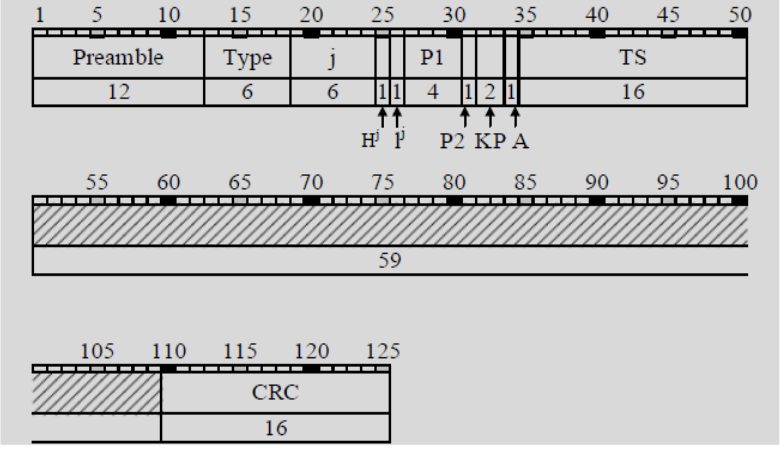


Figura B-7C. Cadena de datos L1OCd anómala de tipo 1

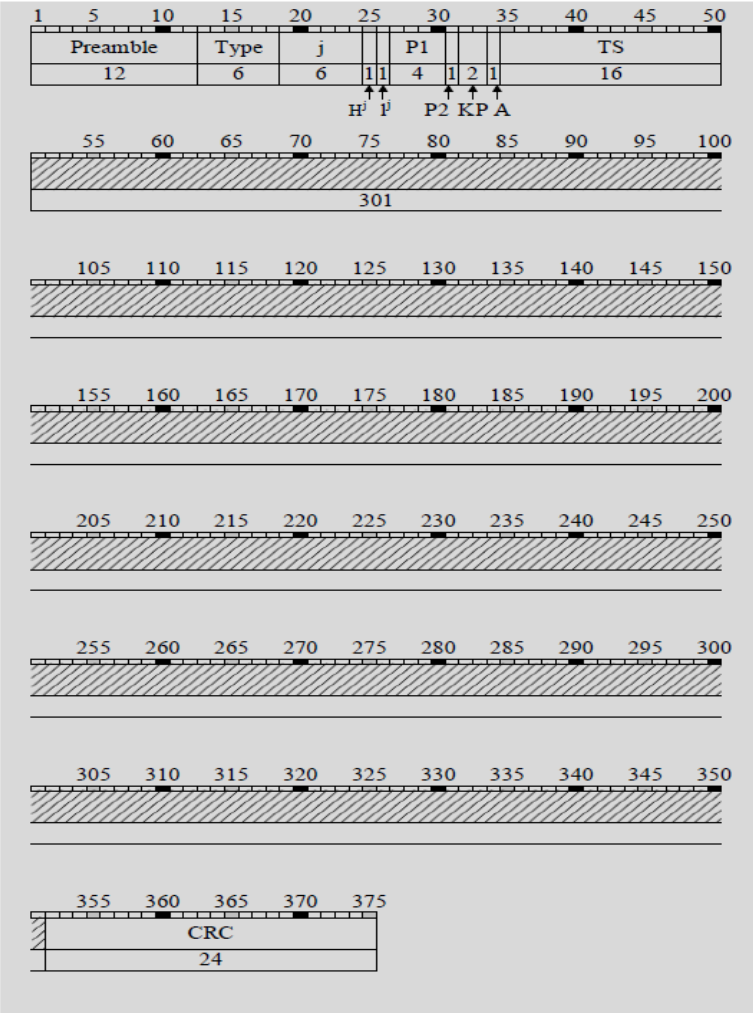
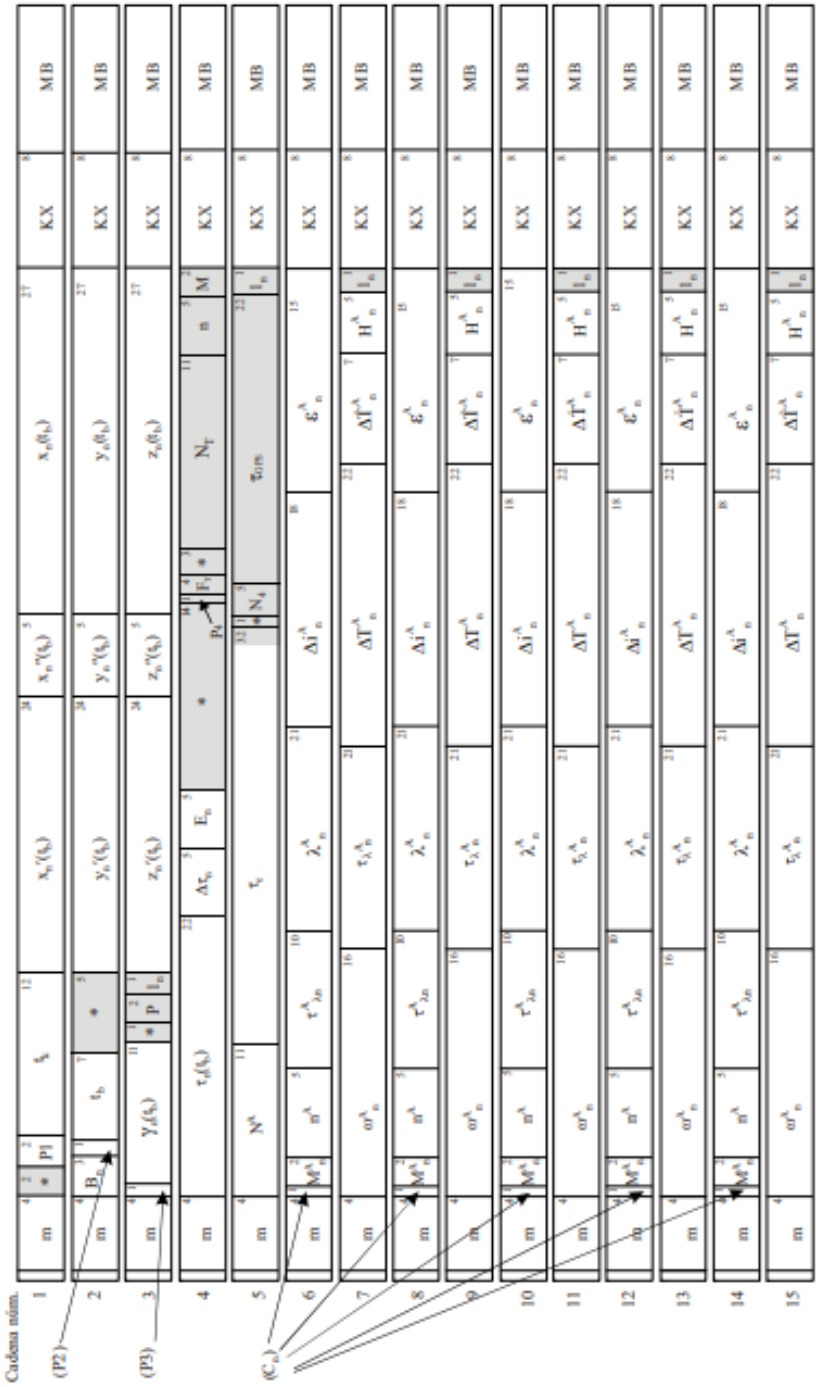


Figura B-7D. Cadena de datos L1OCd anómala de tipo 2



* Bits reservados dentro de la trama

Nota.— En 3.2.1.3 y 3.2.1.4 se presentan las definiciones, el contenido de los datos y explicaciones de los parámetros. Los datos adicionales transmitidos por GLONASS-M se resaltan en esta figura.

Figura B-8. Estructura de tramas (tramas 1 a 4)

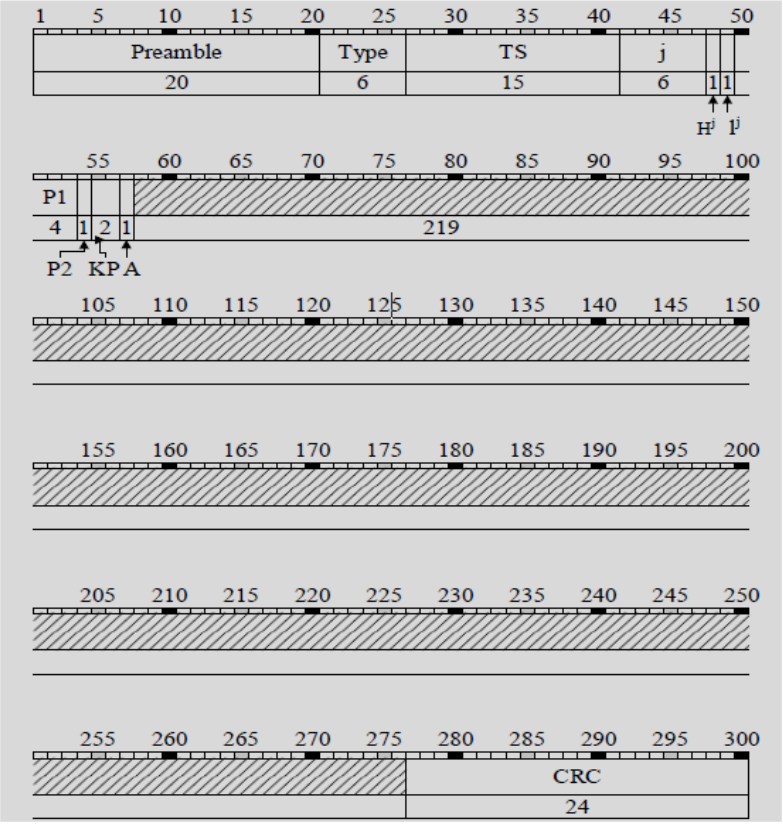


Figura B-8A. Estructura general de la cadena de datos L3OCd

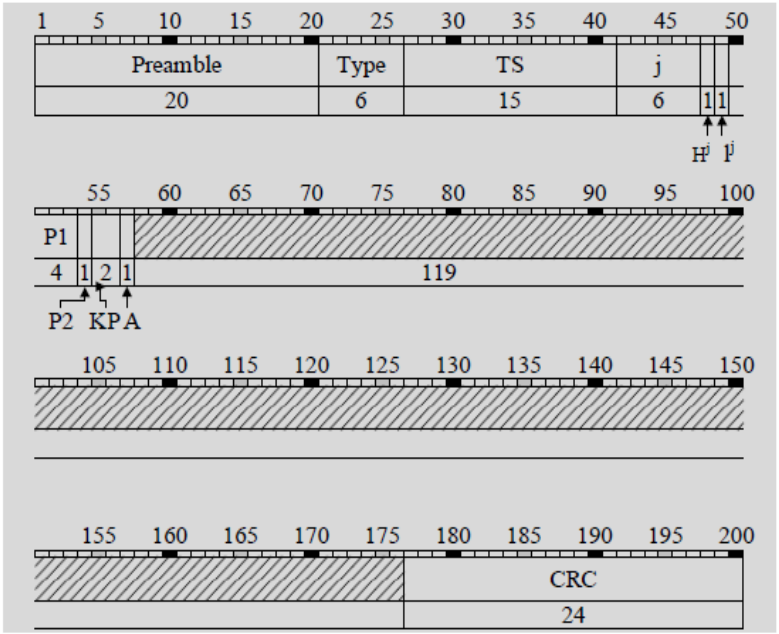


Figura B-8B. Cadena de datos L3OCd anómala de tipo 1

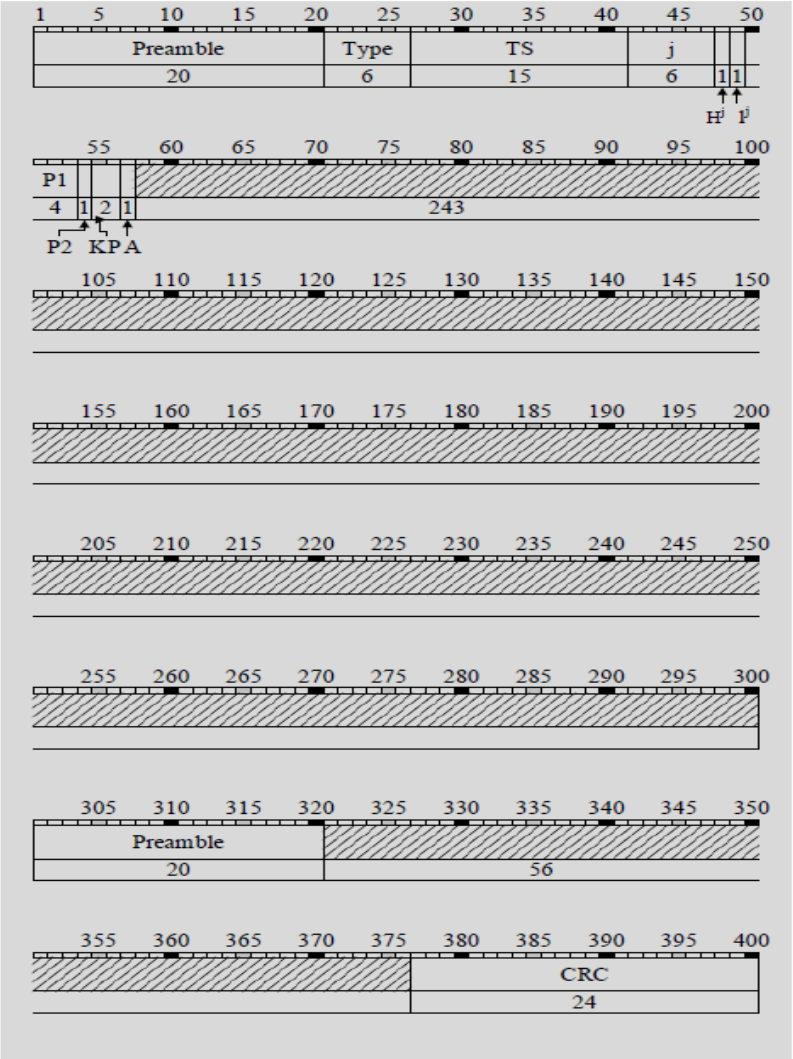
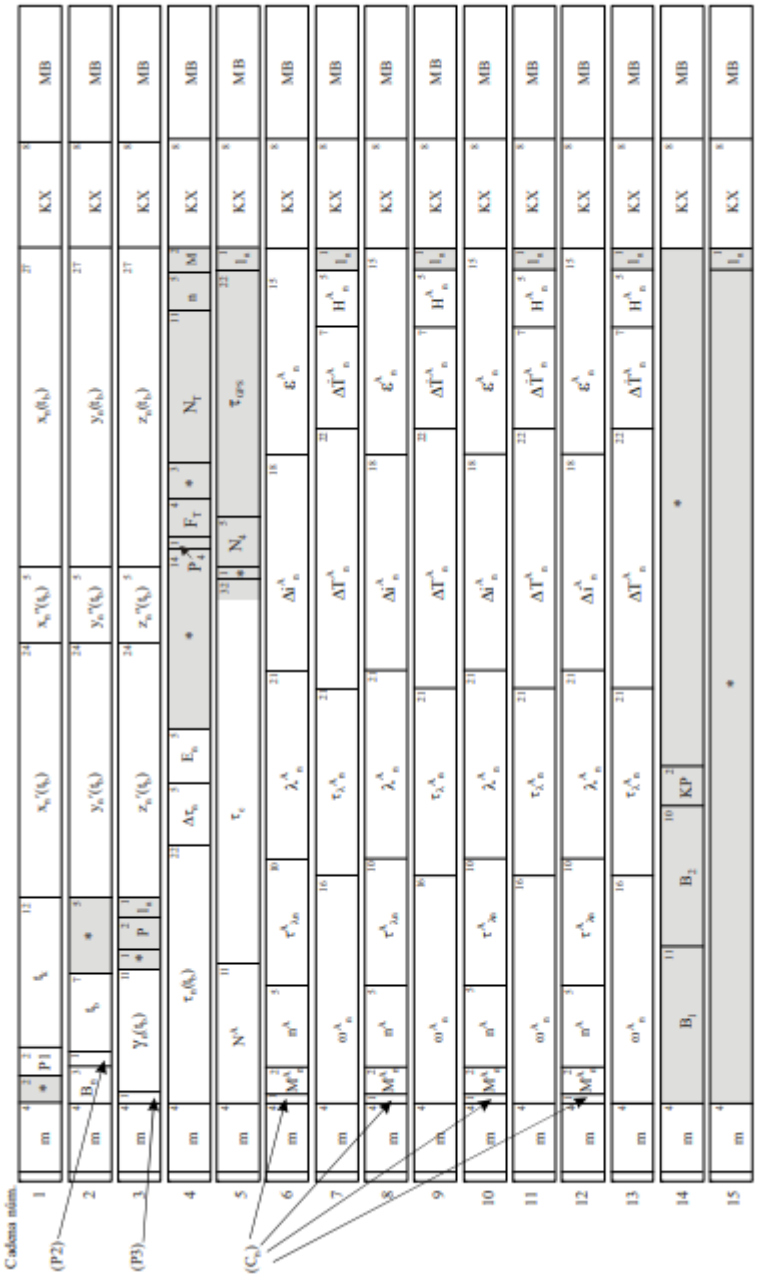


Figura B-8C. Cadena de datos L3OCd anómala de tipo 2



* Bits reservados dentro de la trama

Nota — En 3.2.1.3 y 3.2.1.4 se presentan las definiciones, el contenido de los datos y explicaciones de los parámetros. Los datos adicionales transmitidos por GLONASS-M se resaltan en esta figura.

Figura B-9. Estructura de tramas (trama 5)

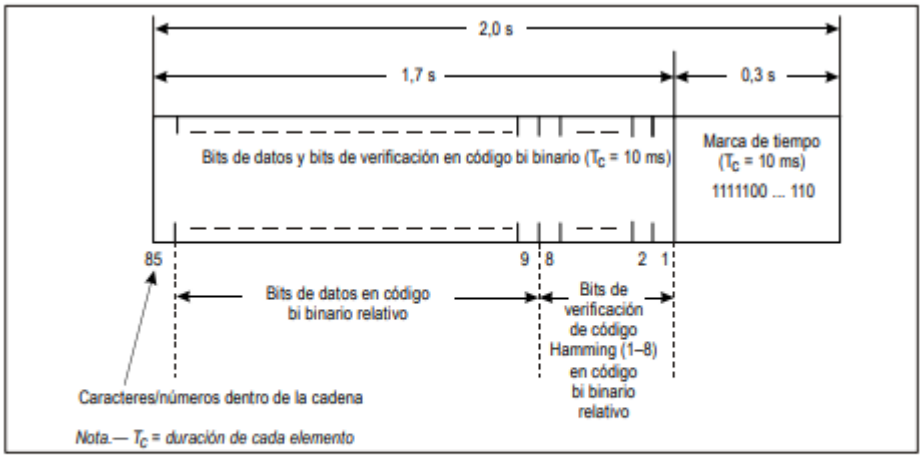


Figura B-10. Estructura de cadena de datos

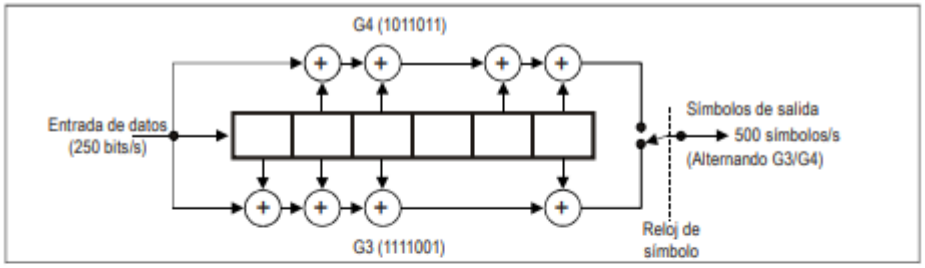


Figura B-11. Codificación convolucional

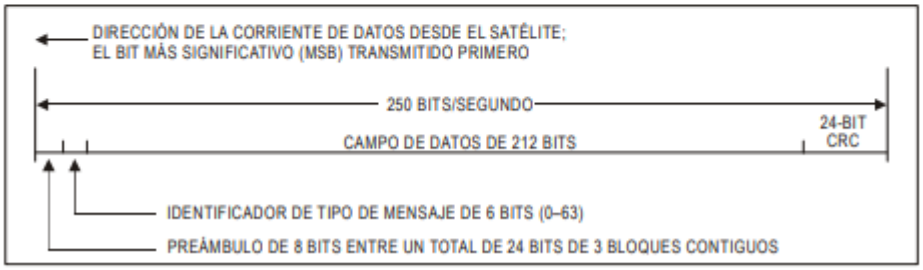


Figura B-12. Formato de bloque de datos L1

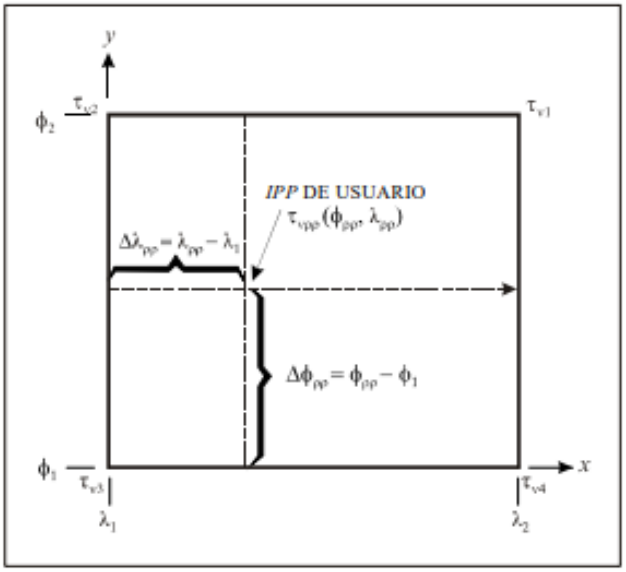


Figura B-13. Regla convencional para numeración IGP (cuatro IGP)

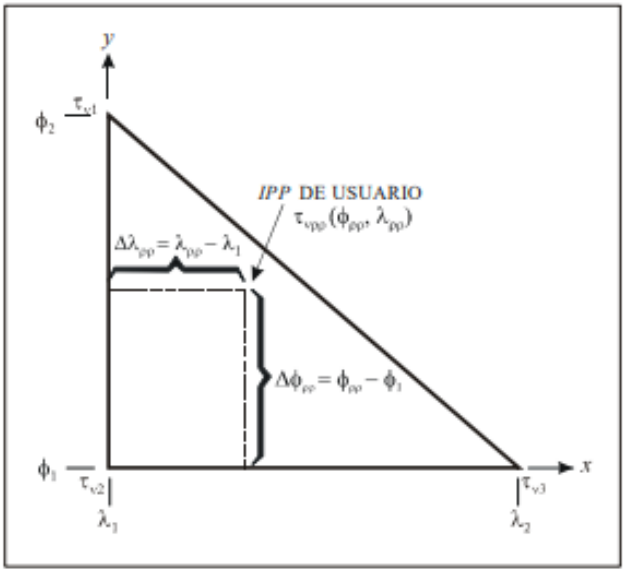


Figura B-14. Regla convencional para numeración IGP (tres IGP)

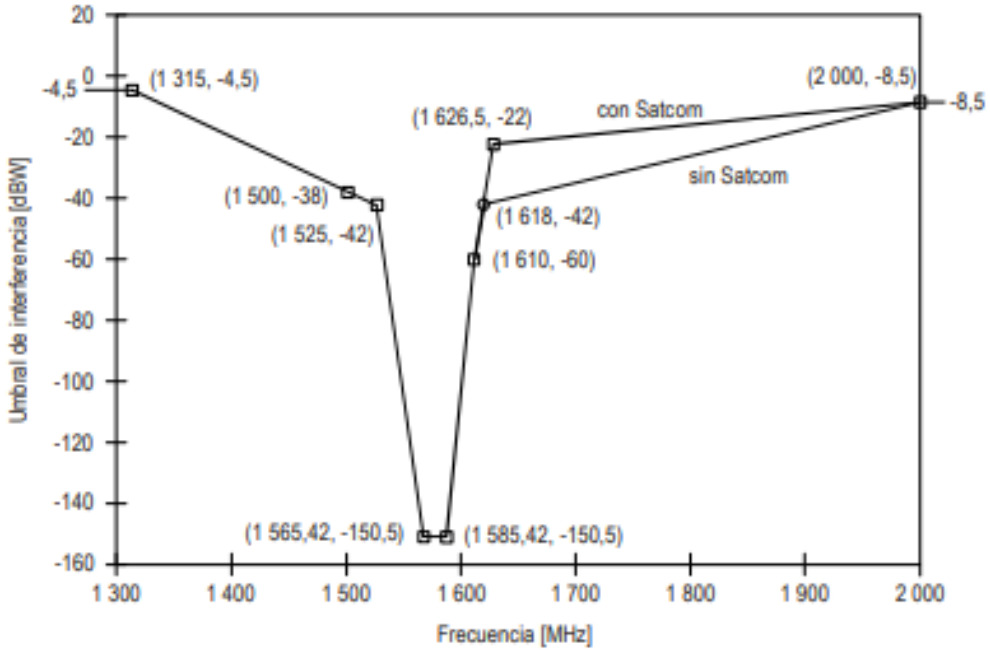


Figura B-15. Umbrales de interferencia CW para receptores GPS L1 y SBAS L1 en la navegación en estado permanente

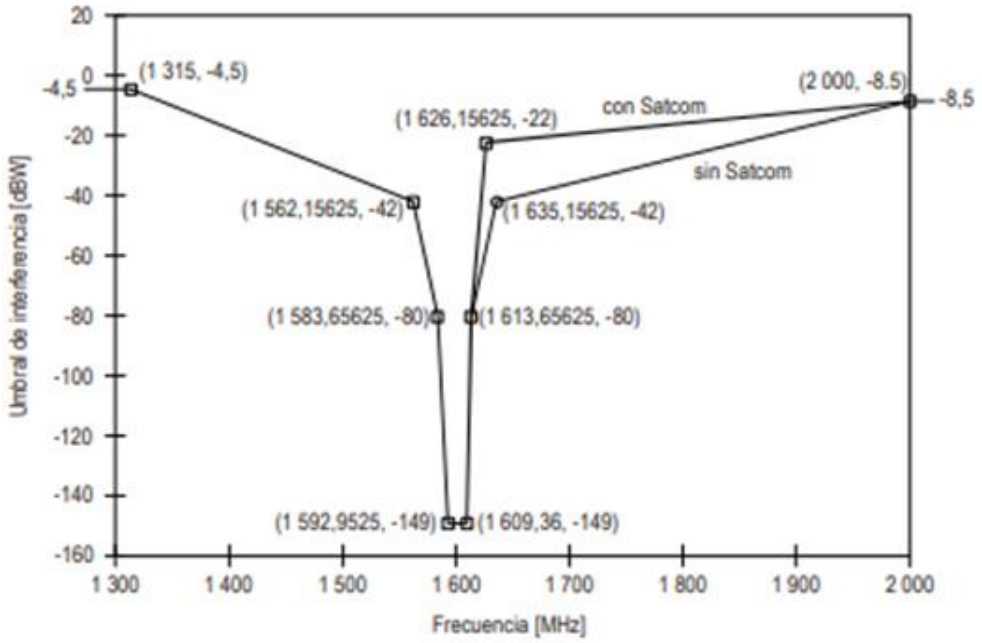


Figura B-16. Umbrales de interferencia CW para receptores GLONASS de señales FDMA en banda L1 en la navegación en estado permanente

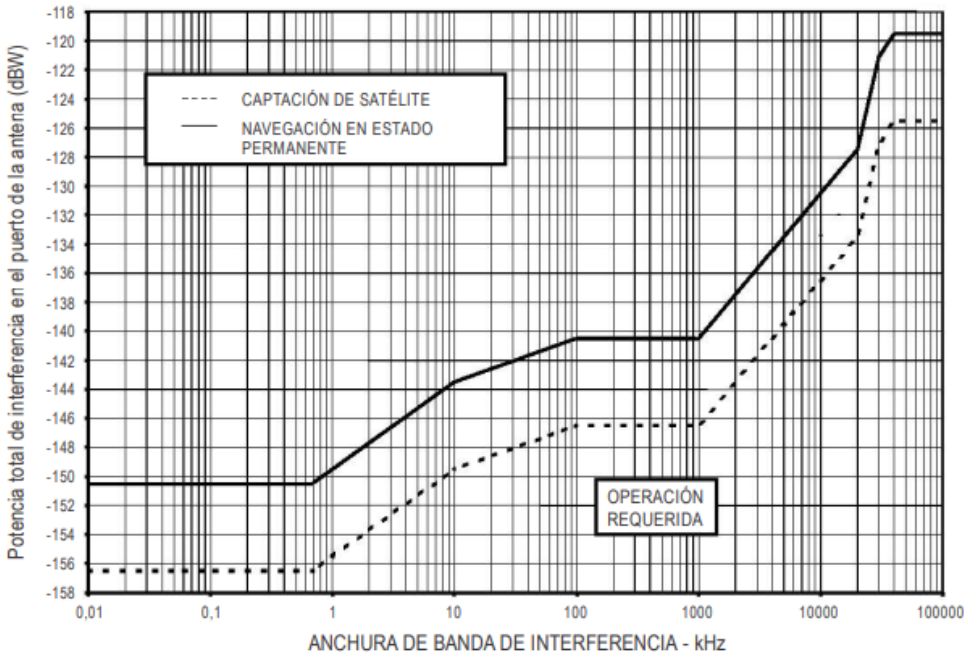


Figura B-17. Umbrales de interferencia en función de la anchura de banda para receptores de señales GPS L1 y SBAS L1

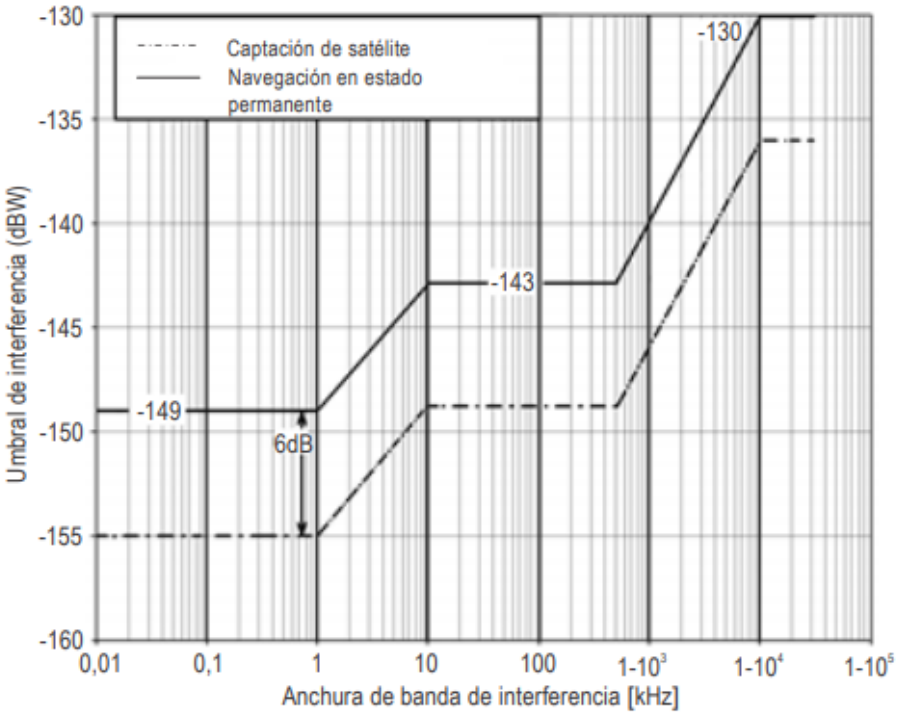


Figura B-18. Umbrales de interferencia en función de anchura de banda para receptores de señales GLONASS FDMA en banda L1

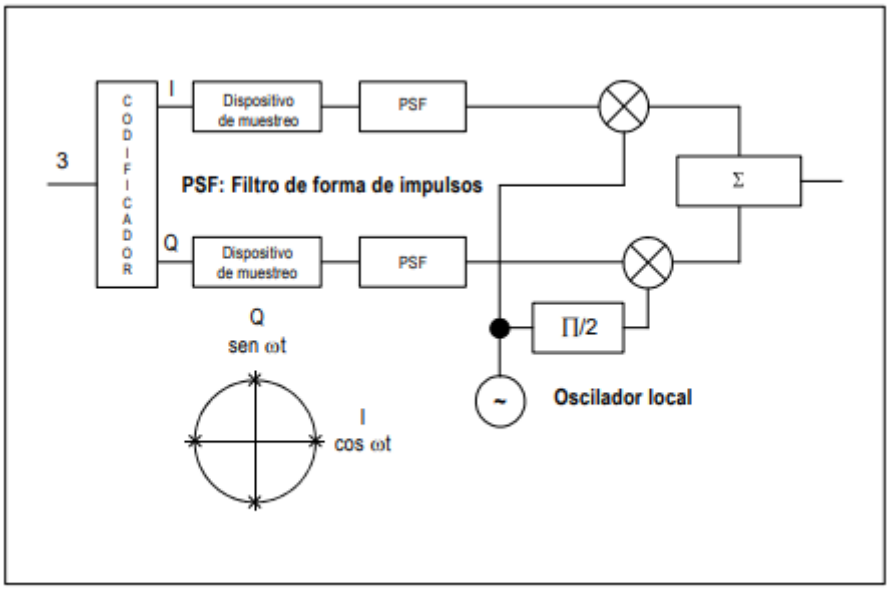
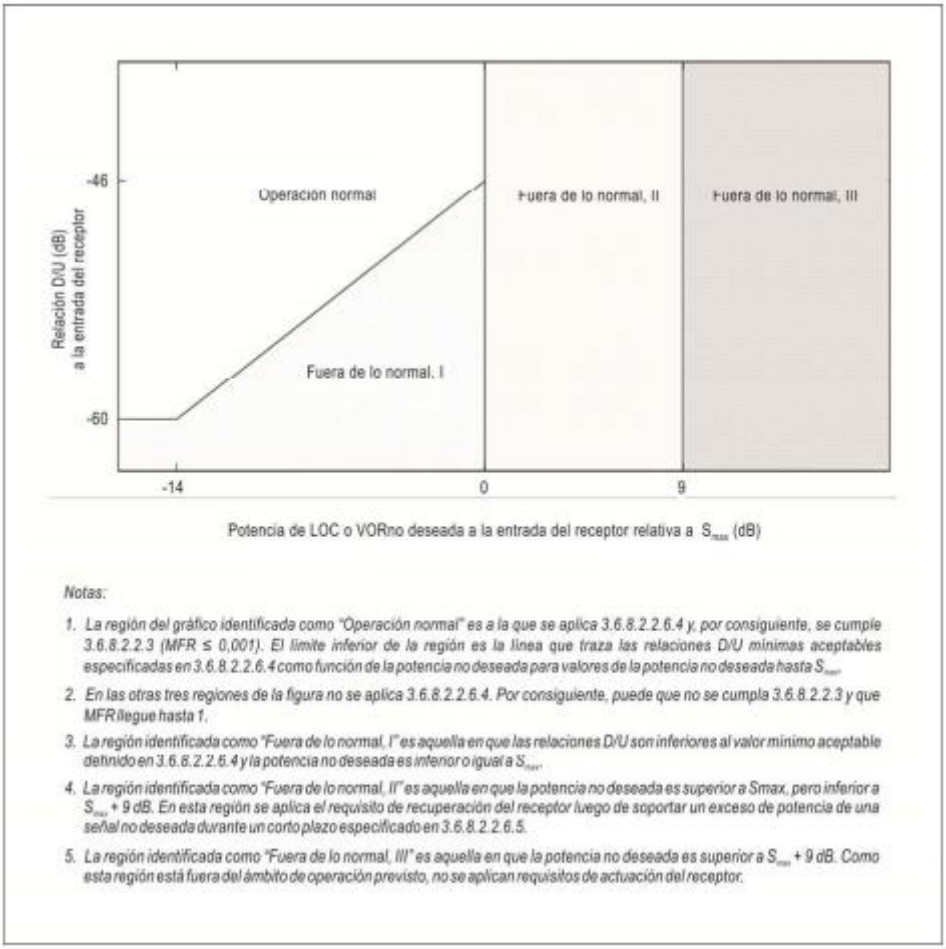


Figura B-19. Modulación de los datos de muestreo



Notas:

1. *La región del gráfico identificada como "Operación normal" es a la que se aplica 3.6.8.2.2.6.4 y, por consiguiente, se cumple 3.6.8.2.2.3 (MFR ≤ 0,001). El límite inferior de la región es la línea que traza las relaciones D/U mínimas aceptables especificadas en 3.6.8.2.2.6.4 como función de la potencia no deseada para valores de la potencia no deseada hasta S_{max}.*
2. *En las otras tres regiones de la figura no se aplica 3.6.8.2.2.6.4. Por consiguiente, puede que no se cumpla 3.6.8.2.2.3 y que MFR llegue hasta 1.*
3. *La región identificada como "Fuera de lo normal, I" es aquella en que las relaciones D/U son inferiores al valor mínimo aceptable definido en 3.6.8.2.2.6.4 y la potencia no deseada es inferior o igual a S_{max}.*
4. *La región identificada como "Fuera de lo normal, II" es aquella en que la potencia no deseada es superior a Smax, pero inferior a S_{max} + 9 dB. En esta región se aplica el requisito de recuperación del receptor luego de soportar un exceso de potencia de una señal no deseada durante un corto plazo especificado en 3.6.8.2.2.6.5.*
5. *La región identificada como "Fuera de lo normal, III" es aquella en que la potencia no deseada es superior a S_{max} + 9 dB. Como esta región está fuera del ámbito de operación previsto, no se aplican requisitos de actuación del receptor.*

Figura B-20. Regiones de operación del receptor VDB del GBAS ante una señal no deseada a partir del cuadragésimo canal adyacente de 25 kHz

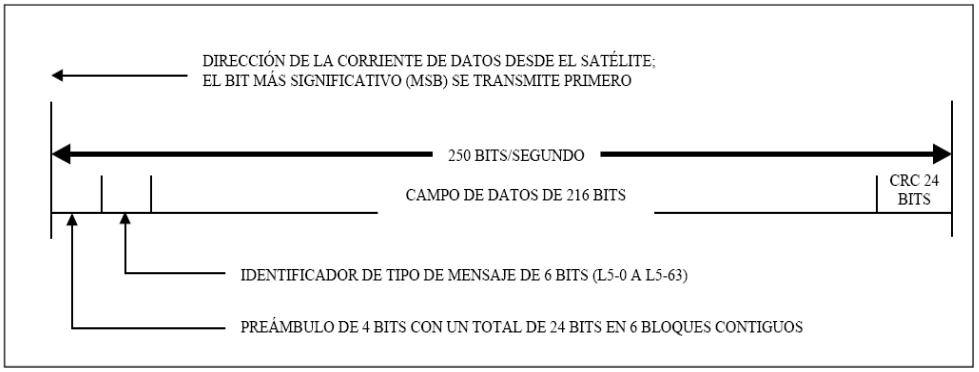


Figura B-21. Formato del bloque de datos L5

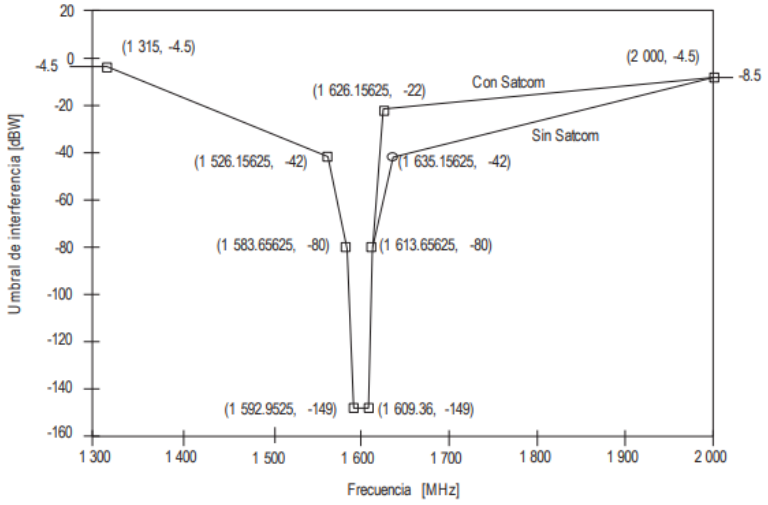


Figura FIG-01. Umbrales de interferencia CW para receptores de señales GLONASS CDMA en banda L1 en la navegación en estado permanente

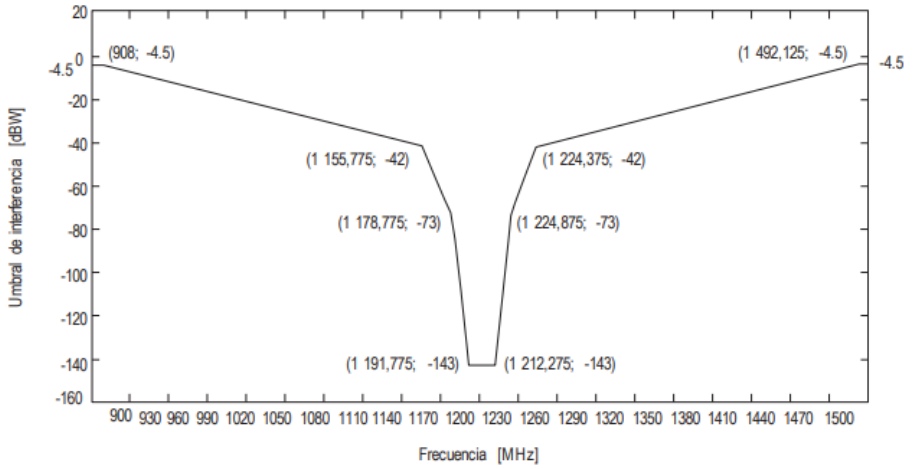


Figura FIG-02. Umbrales de interferencia CW para receptores de señales GLONASS CDMA en banda L3 en la navegación en estado permanente

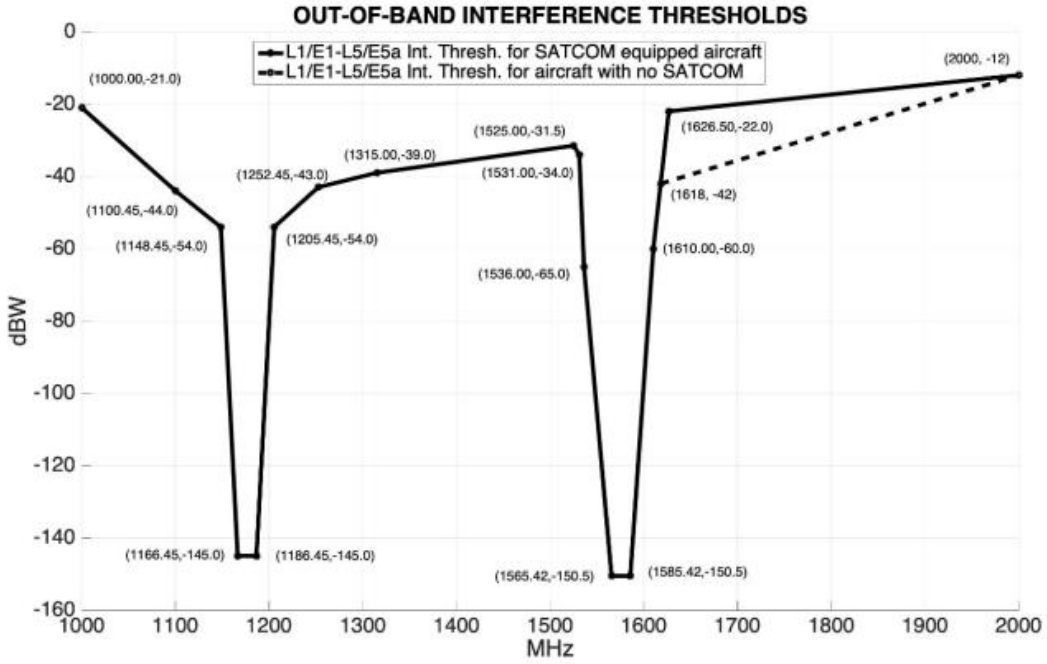


Figura FIG-03. Umbrales de interferencia CW para receptores GPS L1/L5, Galileo E1/E5A y SBAS DFMC

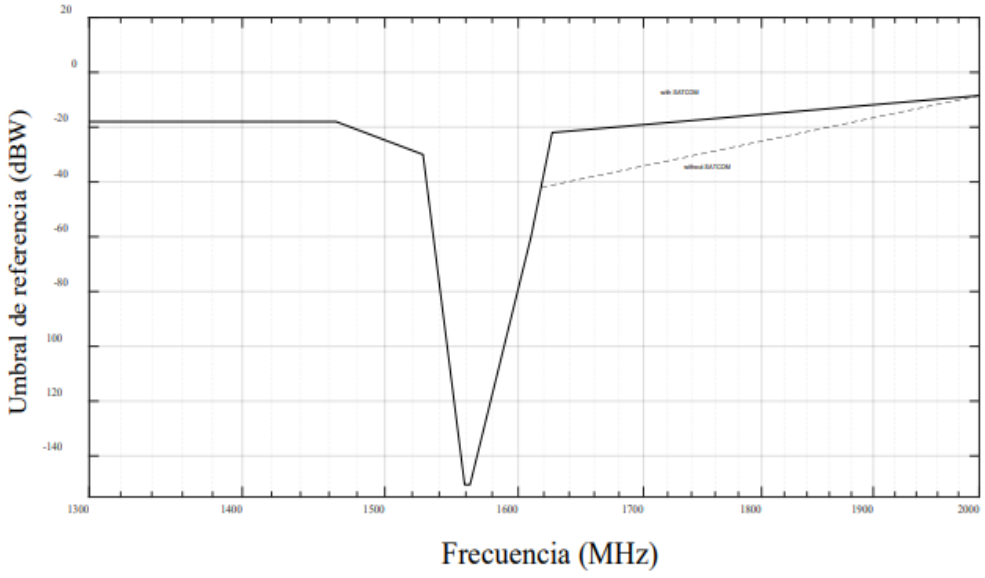


Figura FIG-04A. Umbrales de interferencia CW para receptores BDS B1I en la navegación en estado permanente

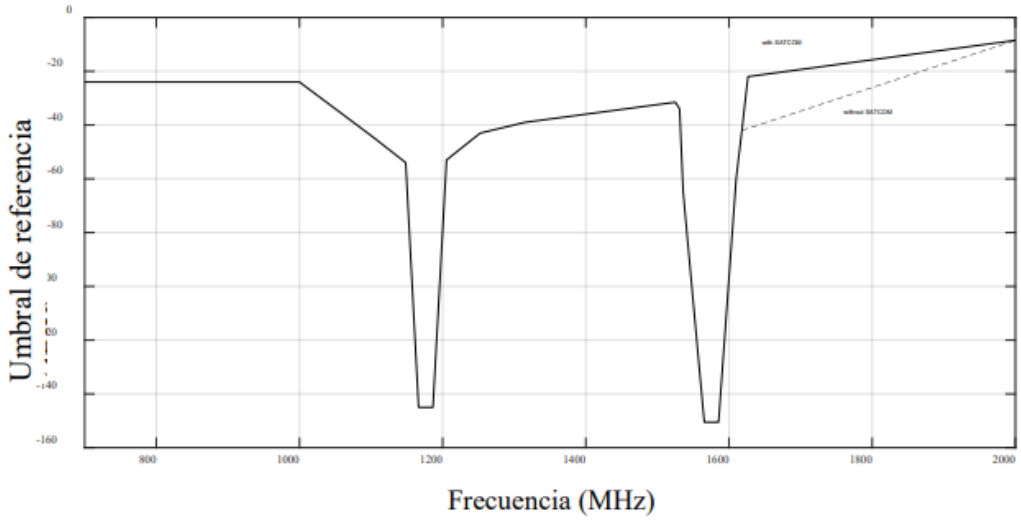


Figura FIG-04B. Umbrales de interferencia CW para receptores BDS B1C/B2a en la navegación en estado permanente

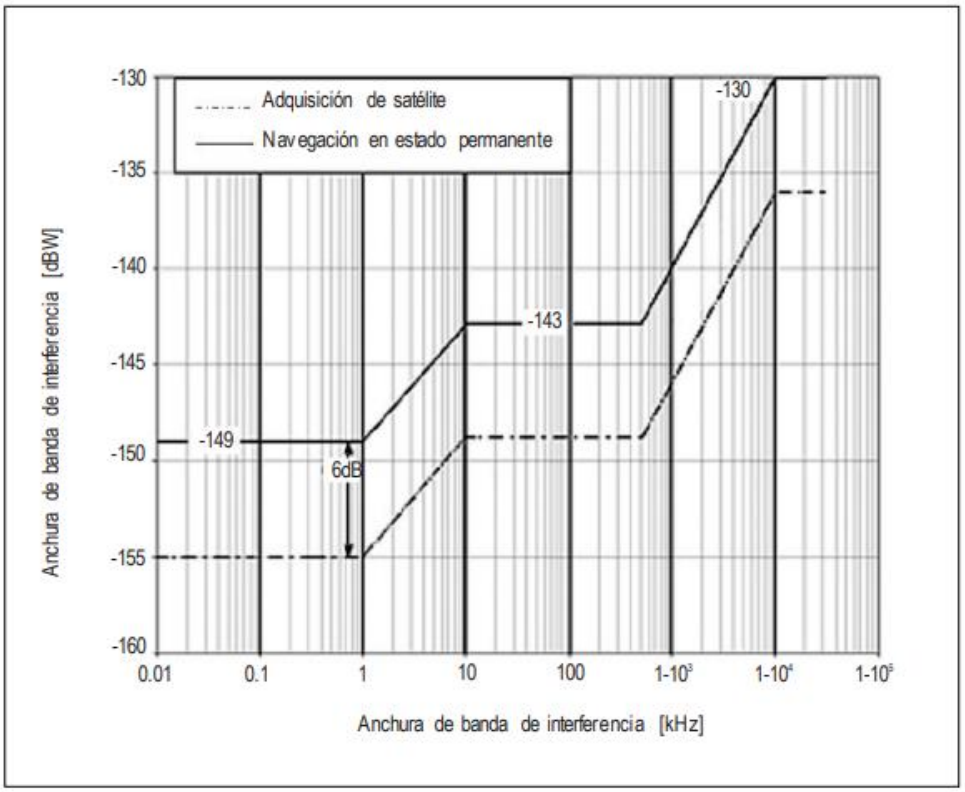


Figura FIG-05. Umbrales de interferencia en función de anchura de banda para receptores de señales GLONASS CDMA en banda L1

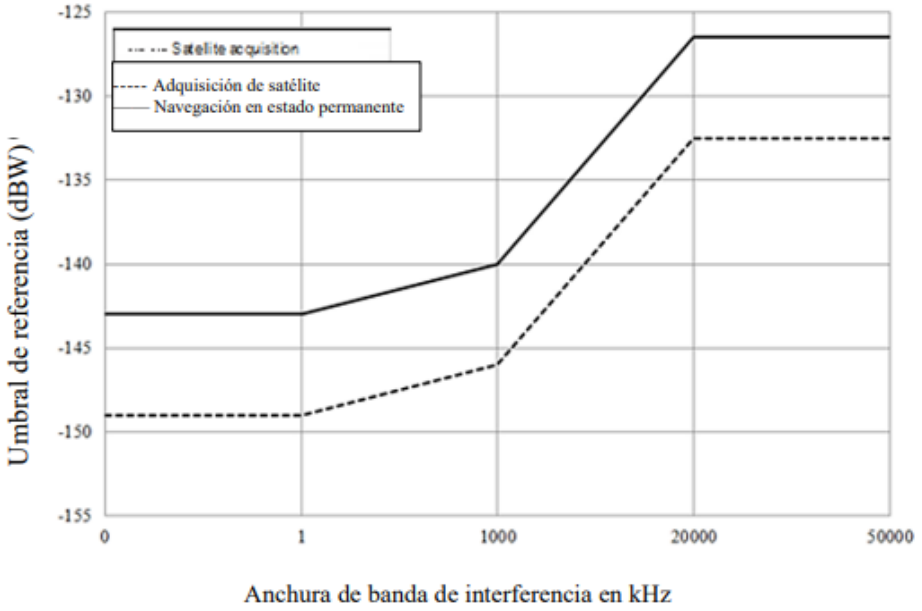


Figura FIG-06. Umbrales de interferencia en función de la anchura de banda para receptores de señales GLONASS CDMA en banda L3

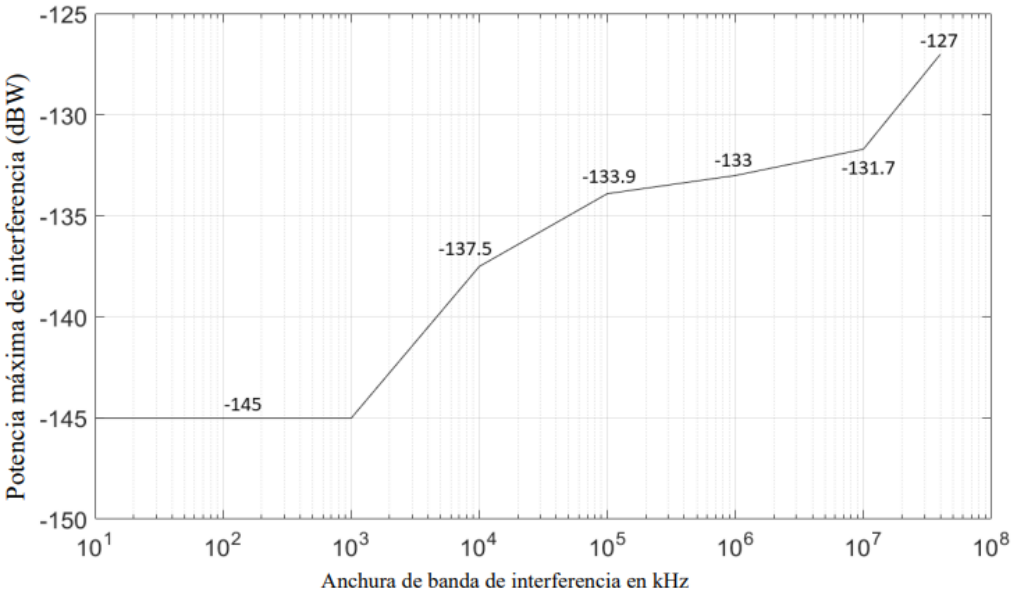


Figura FIG-07. Umbrales de interferencia en función de la anchura de banda para receptores de señales GPS L1/L5, Galileo E1/E5A y SBAS DFMC

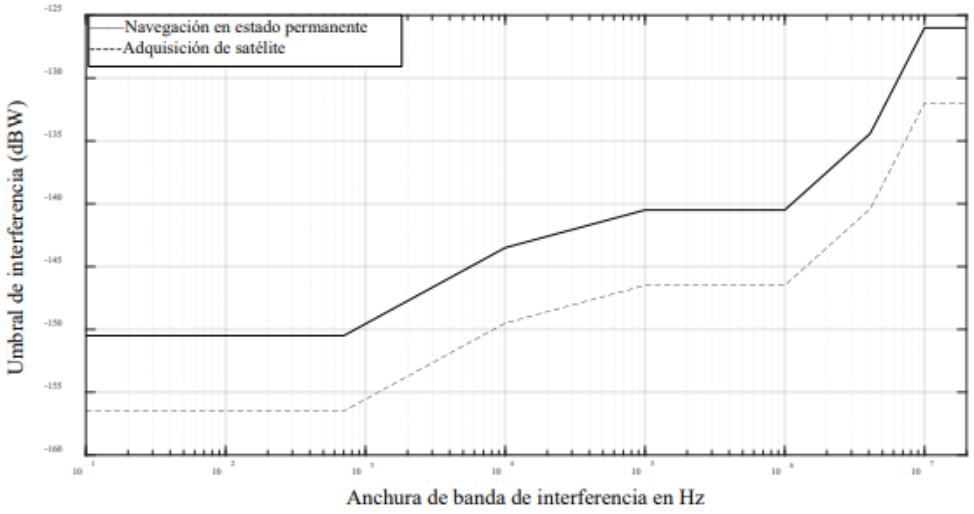


Figura FIG-08A. Umbrales de interferencia en función de la anchura de banda para receptor de señal BDS B1I

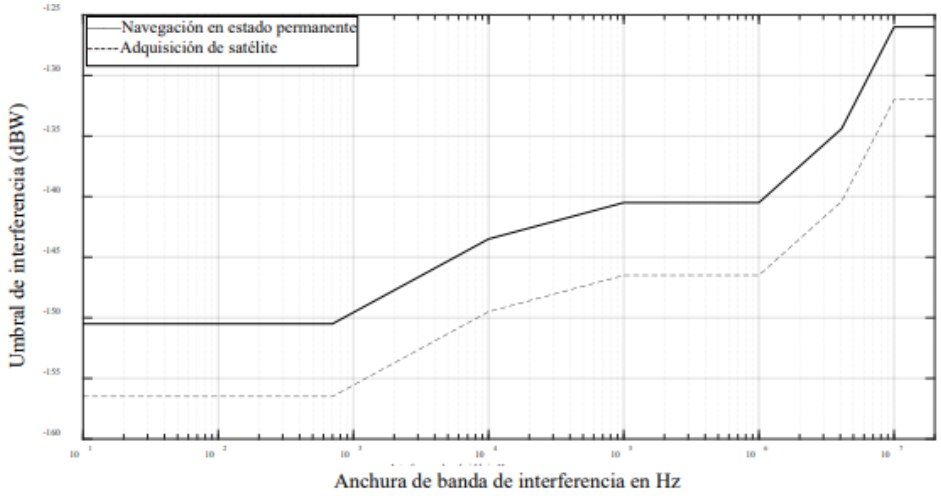


Figura FIG-08B. Umbrales de interferencia en función de la anchura de banda para receptor de señal BDS B1C

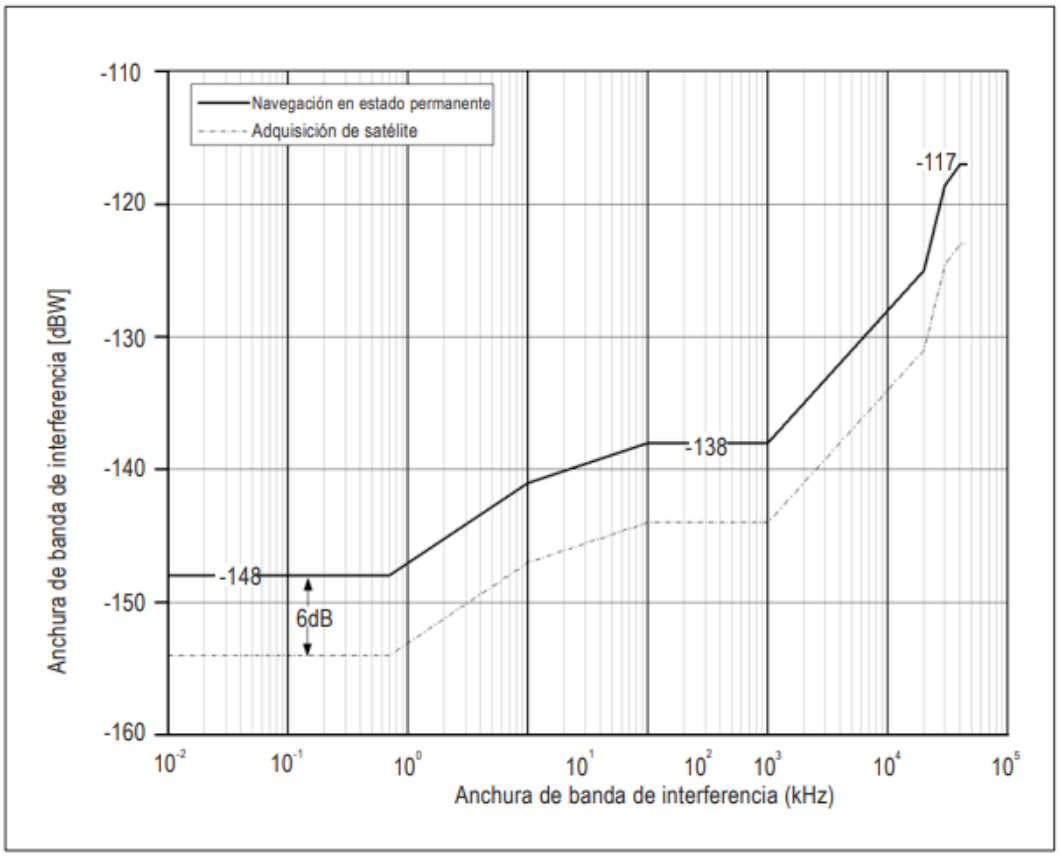


Figura FIG-08C. Umbrales de interferencia en función de la anchura de banda para receptor de señal BDS B2a

****

ADJUNTO A

DETERMINACIÓN DE LOS OBJETIVOS DE INTEGRIDAD Y CONTINUIDAD DE SERVICIO MEDIANTE EL MÉTODO DEL ÁRBOL DE RIESGOS

(NO APLICA)

ADJUNTO B.-

ESTRATEGIA PARA LA INTRODUCCIÓN Y APLICACIÓN DE AYUDAS NO VISUALES EN LA APROXIMACIÓN Y EL ATERRIZAJE

1. INTRODUCCIÓN.-

1.1 Diversos elementos influyen en las operaciones todo tiempo en términos de seguridad, eficacia y flexibilidad. La evolución de técnicas nuevas exige adoptar un enfoque flexible respecto al concepto de las operaciones todo tiempo a fin de obtener la totalidad de los beneficios del desarrollo técnico. Para permitir contar con esta flexibilidad, la estrategia deberá facilitar la incorporación de iniciativas o ideas técnicas innovadoras en dicha estrategia, por medio de la identificación de sus objetivos y de los conceptos que la fundamentan. La estrategia no presupone una transición rápida a un solo sistema ni a una selección de sistemas establecidos a escala mundial en apoyo de las operaciones de aproximación y aterrizaje.-

1.2 La estrategia se refiere a la aplicación de ayudas no visuales para la aproximación y el aterrizaje con guía vertical **(APV)** y a las operaciones de aproximación y aterrizaje de precisión.-

2 OBJETIVOS DE LA ESTRATEGIA.-

La estrategia debe:

a) Mantener por lo menos el nivel de seguridad actual de las operaciones todo tiempo.-

b) Conservar al menos el nivel existente de servicio, o el nivel superior planificado.-

c) Mantener el interfuncionamiento a escala mundial.-

d) Permitir flexibilidad regional en base a una planificación regional coordinada;

e) Ser aplicable al menos hasta el año 2020; y

f) Tener en cuenta los aspectos económicos, operacionales y técnicos.-

3. CONSIDERACIONES.-

3.1 GENERALIDADES.-

Las siguientes consideraciones se basan en la hipótesis de que se dispone del requisito operacional y el compromiso necesarios y que se realizarán las gestiones oportunas.-

3.2 CONSIDERACIONES RELATIVAS AL ILS.-

a) Existe el riesgo de que las operaciones **ILS** de **Categorías II o III** no puedan mantenerse en forma segura en determinados lugares.-

b) El **DINAC R 10, Volumen I, Capítulo 3, 3.1** de este **Reglamento**, contiene normas de inmunidad a la interferencia para receptores **ILS**.-

c) La expansión de los servicios **ILS** se ve limitada por la disponibilidad de canales **(40 canales**).-

d) Muchas instalaciones terrestres **ILS** con muchos años de servicio deberán ser remplazadas; y

e) En la mayor parte del mundo puede mantenerse el **ILS** durante el futuro previsible.-

3.3 CONSIDERACIONES RELATIVAS AL GNSS

a) Existen normas y métodos recomendados **(SARPS)** para el **GNSS** con aumentación para **APV** y aproximaciones de precisión de la **Categoría I.-**

b) Se están elaborando **SARPS** para el sistema de aumentación regional basado en tierra **(GRAS)** para operaciones **APV.-**

c) El **GNSS** con sistema de aumentación basado en satélites **(SBAS)** para operaciones de **APV** ya se encuentra en servicio en algunas regiones del mundo.-

d) Se prevé que el **GNSS** con el sistema de aumentación basado en tierra **(GBAS)**, para operaciones de aproximación de precisión de **Categoría I** entrará en servicio antes de **2006**.-

e) No se prevé que un **GNSS** aceptado internacionalmente con aumentación, según sea necesario, pueda estar disponible para las operaciones de **Categorías II y III antes de 2010-2015.-**

f) Los problemas técnicos y operacionales relacionados con las operaciones de aproximación, aterrizaje y salida mediante **GNSS** deben resolverse oportunamente; y

g) Los problemas institucionales relacionados con las operaciones de aproximación, aterrizaje y salida mediante **GNSS** deben resolverse oportunamente.-

3.4 CONSIDERACIONES SOBRE LA CAPACIDAD MULTIMODAL DE A BORDO PARA LA APROXIMACIÓN Y EL ATERRIZAJE.-

Para que pueda adoptarse esa estrategia, es necesaria una capacidad multimodal de a bordo para la aproximación y el aterrizaje y se prevé que estará disponible.-

3.5 OTRAS CONSIDERACIONES.-

a) Existe una demanda creciente para operaciones de **Categorías II y II.-**

b) El **GNSS** puede ofrecer beneficios operacionales únicos para operaciones con escasa visibilidad, incluyendo nuevos procedimientos, requisitos flexibles en materia de emplazamiento y suministro de guía en la superficie de los aeropuertos.-

c) Se considera que solamente los tres sistemas normalizados **(ILS, MLS** y **GNSS** con aumentación cuando corresponda) desempeñan una función importante en apoyo de las operaciones todo tiempo. La utilización de colimadores de pilotaje conjuntamente con sistemas de visión ampliada o sintética puede proporcionar beneficios operacionales.-

d) Una consecuencia de la estrategia mundial reside en que no habrá una transición rápida del **ILS** a los nuevos sistemas, tales como el **GNSS** o el **MLS.** En consecuencia, resulta esencial para la implantación de la estrategia que se proteja en forma adecuada el espectro de radiofrecuencias utilizado por todos estos sistemas.-

e) Es preferible efectuar, en la medida de lo posible, una transición directamente del **ILS** al **GNSS.** No obstante, en algunos Estados, acaso no sea posible realizar esta transición sin perder el nivel actual de operaciones de **Categorías II o III.-**

f) En la medida en que algunos usuarios de una pista determinada continúen dependiendo del **ILS**, los posibles beneficios operacionales derivados de la introducción de nuevos sistemas de aterrizaje podrían verse limitados por las restricciones de las operaciones con sistemas mixtos.-

g) Algunas operaciones **APV** se pueden realizar utilizando el **GNSS** con aumentación si es necesario o guía vertical barométrica, y el **GNSS** con **ABAS** o guía lateral **DME/DME RNAV;** y

h) Las operaciones **APV** proporcionan mayor seguridad y, generalmente, mínimas operacionales inferiores en comparación con las aproximaciones que no son de precisión.-

3.6 SISTEMA DE AUMENTACIÓN BASADO EN TIERRA (GBAS) Y SISTEMA REGIONAL DE AUMENTACIÓN BASADO EN TIERRA (GRAS).

3.6.1 GENERALIDADES

El GBAS constará de un subsistema de tierra y de un subsistema de aeronave. El subsistema de tierra GBAS proporcionará datos y correcciones para las señales telemétricas del GNSS por mediación de una radiodifusión de datos VHF digitales hacia el subsistema de aeronave. El subsistema de tierra GRAS constará de uno o más subsistemas de tierra GBAS.

Nota 1.— *En el Adjunto D, 7.1 figuran textos de orientación.*

Nota 2.— *Los SARPS sobre GBAS para el uso en constelaciones múltiples de frecuencia doble (DFMC) no se han actualizado aún. Estos SARPS se aplican únicamente a la señal L1 que utiliza el código C/A del GPS y a la señal L1OF del GLONASS. En todos los SARPS sobre GBAS (Apéndice B, 3.6) y en las secciones sobre GBAS del Adjunto D, se entiende que el término GLONASS se refiere únicamente a señales y servicios del GLONASS con señal L1OF, y que el término GPS se refiere únicamente a señales y servicios del GPS con la señal L1 de código C/A.*

3.6.7.3.4 *Mitigación del gradiente ionosférico*

Para los subsistemas de tierra FAST D, la probabilidad de un error (|Er|) en la seudodistancia corregida con adaptación de 30 segundos en el punto del umbral de aterrizaje (LTP) para cada pista que admite GAST D que: a) se deba a un gradiente de retardo ionosférico espacial; b) sea mayor que el valor EIG calculado a partir del mensaje de tipo 2 de radiodifusión; y c) no se detecte ni refleje en el mensaje de tipo 11 de radiodifusión en un plazo de 1,5 segundos será inferior a 1×10^{-9} en cada aterrizaje. El subsistema de tierra FAST D limitará los parámetros de una radiodifusión de tipo 2 para garantizar que el EIG máximo en cada LTP en apoyo de operaciones GAST D no sobrepase 2,75 metros, salvo cuando esté demostrado que los requisitos operacionales lo permiten.

Nota 1.— *La probabilidad total de un gradiente de retardo no detectado incluye la probabilidad a priori del gradiente y la probabilidad de detección frustrada de los dispositivos monitores.*

Nota 2.— *En 7.5.6.1.8 figura orientación sobre la validación de la mitigación del gradiente ionosférico.*

Nota 3.— *Para radiodifundir parámetros de tipo 2 de modo que se obtenga un EIG que sobrepase 2,75 m para un LTP específico en apoyo de operaciones GAST D, un análisis adaptado demostrará que la continuidad y disponibilidad del GAST D resultantes apoyan la operación prevista. En 7.5.13.1 puede encontrarse orientación para evaluar la aceptabilidad del EIG que sobrepase 2,75 m.*

3.7 RESISTENCIA A INTERFERENCIA

3.7.1 OBJETIVOS DE ACTUACIÓN

Nota 1.— *Para receptores GNSS que no utilizan correcciones diferenciales de un sistema de aumentación, la resistencia a interferencias se mide respecto a los siguientes parámetros de actuación de constelaciones principales de satélites*:

	Error de seguimiento (1 sigma)
GPS L1 (equipo de una sola frecuencia)	*0,36 m*
GPS L1 (equipo de doble frecuencia)	*0,15 m*
GPS L5	*0,15 m*
*GPS L1-L5***	*0,40 m*
GLONASS L1OF	*0,80 m*
GLONASS L1OC	*0,30 m*
GLONASS L3OC	*0,10 m*
*GLONASS L1OC-L3OC***	*0,65 m*
*Galileo E1-E5a***	*0,40 m*
Galileo E1	*0,15 m*
Galileo E5a	*0,15 m*
BDS B1I	*0,60 m*
BDS B1C	*0,20 m*
BDS B2a	*0,15 m*
*BDS B1C-B2a***	*0,40 m*

Nota 2.— *En este error de seguimiento no se incluyen las contribuciones debidas a la propagación de la señal como multitrayecto, ni los efectos troposféricos e ionosféricos ni tampoco los errores de efemérides y de reloj de satélite GPS, GLONASS, Galileo y BDS.*

Nota 3.— *Para los receptores SBAS la resistencia a la interferencia se mide respecto a los parámetros especificados en 3.5.8.2.1, 3.5.8.4.1 y* 3.5.15.3.2*.*

Nota 4.— *Para los receptores GBAS la resistencia a interferencia se mide respecto a los parámetros especificados en 3.6.7.1.1 y 3.6.8.2.1.*

Nota 5.— *Los niveles de señal especificados en esta sección se definen en el puerto de la antena. La ganancia máxima de la antena de la aeronave supuesta en la atmósfera inferior es de –10 dBic.*

Nota 6.— *Han de satisfacerse los requisitos de actuación en los entornos de interferencia definidos seguidamente. Este entorno de interferencia definido se atenúa durante la adquisición inicial de señales GNSS cuando el receptor no puede aprovechar una solución de navegación de estado permanente para facilitar la adquisición de la señal.*

Nota 7.— *Si no se especifica, se aplican los objetivos y requisitos de actuación de los equipos indicados para una constelación en particular, ya sea que el equipo se use únicamente para esa constelación (equipo para una constelación), o para esa constelación y otras constelaciones (equipo para constelaciones múltiples).*

3.7.2 INTERFERENCIA DE ONDA CONTINUA (CW)

3.7.2.1 RECEPTORES DE SEÑAL L1 DEL GPS Y DE SEÑAL L1 DEL SBAS

Nota.— *Los receptores de señales L1 del GPS y L1 del SBAS, tienen umbrales de interferencia que toleran menos potencia de interferencia que los receptores L1/L5 de doble frecuencia de la banda 1 480 – 1 565 MHz descritos en 3.7.2.3.*

3.7.2.1.1 Después de establecerse la navegación de estado permanente, los receptores de las señales L1 del GPS y L1 del SBAS satisfarán los objetivos de actuación con señales interferentes CW presentes con un nivel de potencia en el puerto de la antena igual a los umbrales de interferencia especificados en la Tabla B-83 e indicados en la Figura B-15 y con un nivel de señal deseado de–164 dBW para la señal L1 del GPS y la señal L1 del SBAS en el puerto de la antena.

3.7.2.1.2 Durante la adquisición inicial de las señales L1 del GPS y L1 del SBAS antes de la navegación en estado permanente, los receptores de L1 del GPS y de L1 del SBAS satisfarán los objetivos de actuación con umbrales de interferencia de 6 dB menos que los especificados en la Tabla B-83.

3.7.2.2 ***RECEPTORES GLONASS***

3.7.2.2.1 Después de establecerse la navegación de estado permanente, los receptores GLONASS FDMA en la banda L1 (salvo los identificados en 3.7.2.2.1.1) satisfarán los objetivos de actuación con señales interferentes CW presentes con un nivel de potencia en el puerto de la antena igual a los umbrales de interferencia especificados en la Tabla B-84 e indicados en la Figura B-16 y con un nivel de señal deseada de –166,5 dBW en el puerto de la antena.

Tabla B-83. Umbrales de interferencia CW para receptores GPS L1 y SBAS L1 en la navegación en estado permanente

Gama de frecuencias f_i de la señal de interferencia	Umbrales de interferencia de los receptores en la navegación en estado permanente
$f_i \leq 1\,315$ MHz	–4,5 dBW
1 315 MHz < $f_i \leq$ 1 500 MHz	Decreciendo linealmente de –4,5 dBW to –38 dBW
1 500 MHz < $f_i \leq$ 1 525 MHz	Decreciendo linealmente de –38 dBW to –42 dBW
1 525 MHz < $f_i \leq$ 1 565,42 MHz	Decreciendo linealmente de –42 dBW to –150,5 dBW
1 565,42 MHz < $f_i \leq$ 1 585,42 MHz	–150,5 dBW
1 585,42 MHz < $f_i \leq$ 1 610 MHz	Aumentando linealmente de –150,5 dBW to –60 dBW
1 610 MHz < $f_i \leq$ 1 618 MHz	Aumentando linealmente de –60 dBW to –42 dBW*
1 618 MHz < $f_i \leq$ 2 000 MHz	Aumentando linealmente de –42 dBW to –8,5 dBW*
~~1 610~~ 1 618 MHz < $f_i \leq$ 1 626,5 MHz	Aumentando linealmente de –42 dBW to –22 dBW**
1 626,5 MHz < $f_i \leq$ 2 000 MHz	Aumentando linealmente de –22 dBW to –8,5 dBW**
f_i > 2 000 MHz	–8,5 dBW

* Se aplica a las instalaciones de aeronave sin comunicaciones por satélite a bordo.
** Se aplica a las instalaciones de aeronave con comunicaciones por satélite a bordo.

3.7.2.2.1.1 Después de establecerse la navegación de estado permanente, los receptores GLONASS de señales FDMA en la banda L1 usados en todas las fases de vuelo (salvo aquellos utilizados para la fase de vuelo de aproximación de precisión) y puestos en funcionamiento antes del 1 de enero de 2017, satisfarán los objetivos de actuación con señales interferentes CW presentes con un nivel de potencia en el puerto de la antena 3 dB menor que los umbrales de interferencia especificados en la Tabla B-84 e indicados en la Figura B-16 y con un nivel de señal deseada de –166,5 dBW en el puerto de la antena.

Tabla B-84. Umbrales de interferencia CW para receptores GLONASS que utilizan señales FDMA en banda L1 en navegación en estado permanente

3.7.2.2.1.2 Después de establecerse la navegación de estado permanente los receptores GLONASS que emplean CDMA en las bandas L1 y L3 satisfarán los objetivos de actuación con señales interferentes CW presentes, con un nivel de potencia en el puerto de la antena igual a los umbrales de interferencia especificados en la Tabla 01 y en la Tabla 02, e indicados en la

Figura 01 y en la Figura 02, con un nivel de señal deseada de –161,5 dBW en el puerto de la antena.

Tabla TAB-01. Umbrales de interferencia CW para receptores GLONASS que utilizan señales CDMA en banda L1 en navegación en estado permanente

Gama de frecuencias f_i de la señal de interferencia	Umbrales de interferencia de los receptores en navegación en estado permanente
$f_i \leq 1\,315$ MHz	–4,5 dBW
1 315 MHz < $f_i \leq$ 1 562,15625 MHz	Decreciendo linealmente de –4,5 dBW a –42 dBW
1 562,15625 MHz < $f_i \leq$ 1 583,65625 MHz	Decreciendo linealmente de –42 dBW a –80 dBW
1 583,65625 MHz < $f_i \leq$ 1 592,9525 MHz	Decreciendo linealmente de –80 dBW a –149 dBW
1 592,9525 MHz < $f_i \leq$ 1 609,36 MHz	–149 dBW
1 609,36 MHz < $f_i \leq$ 1 613,65625 MHz	Aumentando linealmente de –149 dBW a –80 dBW
1 613,65625 MHz < $f_i \leq$ 1 635,15625 MHz	Aumentando linealmente de –80 dBW a –42 dBW*
1 613,65625 MHz < $f_i \leq$ 1 626,15625 MHz	Aumentando linealmente de –80 dBW a –22 dBW**
1 635,15625 MHz < $f_i \leq$ 2 000 MHz	Aumentando linealmente de –42 dBW a –8,5 dBW*
1 626,15625 MHz < $f_i \leq$ 2 000 MHz	Aumentando linealmente de –22 dBW a –8,5 dBW**
$f_i >$ 2 000 MHz	–8,5 dBW

* Se aplica a las instalaciones de aeronave sin comunicaciones por satélite a bordo.
** Se aplica a las instalaciones de aeronave con comunicaciones por satélite a bordo.

Tabla TAB-02. Umbrales de interferencia CW para receptores GLONASS que utilizan señales CDMA en banda L3 en navegación en estado permanente

Gama de frecuencias f_i de la señal de interferencia	Umbrales de interferencia de los receptores en navegación en estado permanente
$f_i \leq$ 908 MHz	–4,5 dBW
908 MHz < $f_i \leq$ 1 155,775 MHz	Decreciendo linealmente de –4,5 dBW a –42 dBW
1 155,775 MHz < $f_i \leq$ 1 178,775 MHz	Decreciendo linealmente de –42 dBW a –73 dBW
1 178,775 MHz < $f_i \leq$ 1 191,775 MHz	Decreciendo linealmente de –73 dBW a –143 dBW
1 191,775 MHz < $f_i \leq$ 1 212,275 MHz	–143 dBW
1 212,275 MHz < $f_i \leq$ 1 224,875 MHz	Decreciendo linealmente de –143 dBW a –73 dBW
1 224,875 MHz < $f_i \leq$ 1 244,375 MHz	Decreciendo linealmente de –73 dBW a –42 dBW
1 244,375 MHz < $f_i \leq$ 1 492,125 MHz	Decreciendo linealmente de –42 dBW a –4,5 dBW
$f_i >$ 1 492,125 MHz	–4,5 dBW

Nota editorial.— Fin del texto nuevo

3.7.2.2.2 Durante la adquisición inicial de las señales GLONASS que utilizan señales FDMA en banda L1 antes de la navegación en estado permanente, los receptores GLONASS satisfarán los objetivos de actuación con umbrales de interferencia 6 dB menores que los especificados en la Tabla B-84.

3.7.2.2.2.1 Durante la adquisición inicial de las señales CDMA de GLONASS en las bandas L1 y L3 antes de la navegación en estado permanente, los receptores GLONASS satisfarán los objetivos de actuación con umbrales de interferencia 6 dB menores que los especificados en la Tabla 01 y en la Tabla 02.

3.7.2.3 RECEPTORES DE SEÑALES GPS L1/L5, GALILEO E1/E5A Y SBAS DFMC

3.7.2.3.1 Durante la adquisición inicial de las señales L5/E5a antes de la navegación en estado permanente, y después de que se haya establecido la navegación en estado permanente, los receptores SBAS DFMC que procesan señales centradas en las frecuencias L1/E1 y L5/E5a satisfarán los objetivos de actuación con señales interferentes CW presentes con nivel de potencia en el puerto de la antena igual al umbral de interferencia especificado en la Tabla 03 y representado en la Figura 03, y con un nivel deseable de señal L5 del SBAS de –162,5 dBW, con un nivel deseable de señal L5 del GPS de –159.4 dBW y con un nivel deseable de señal E5a de Galileo de –160.4 dBW en el puerto de la antena.

3.7.2.3.2 Después de que se haya establecido la navegación en estado permanente, los receptores SBAS DFMC que procesan señales centradas en las frecuencias L1/E1 y L5/E5a satisfarán los objetivos de actuación con señales interferentes CW presentes con nivel de potencia en el puerto de la antena igual a los umbrales de interferencia especificados en la Tabla 03 e indicados en la Figura 03, y con un nivel deseable de señal L1del GPS y L1 del SBAS de –163 dBW y con un nivel deseable de señal E1de Galileo de –162,25 dBW en el puerto de la antena. Durante la adquisición inicial de las señales L1/E1, los receptores SBAS DFMC satisfarán los objetivos de actuación con niveles de interferencia de 6 dB menos que los especificados en la Tabla TAB-03.

Nota.— *Los umbrales de interferencia CW para el receptor SBAS DMFC determinan los niveles de potencia de interferencia aplicable a la gama de frecuencias definidas en la Tabla 03.*

Tabla TAB-03. Umbrales de interferencia CW para los receptores de las señales de GPS L1/L5, Galileo E1/E5A y SBAS DFMC

Gama de frecuencias f_i de la señal de interferencia	Umbrales de interferencia de los receptores
$f_i \leq 1\,000$ MHz	–21 dBW
1 000 MHz < $f_i \leq$ 1 100,45 MHz	Decreciendo linealmente de –21 dBW a –44 dBW
1 100,45 MHz < $f_i \leq$ 1 148,45 MHz	Decreciendo linealmente de –44 dBW a –54 dBW
1 148,45 MHz < $f_i \leq$ 1 166,45 MHz	Decreciendo linealmente de –54 dBW a –145 dBW
1 166,45 MHz < $f_i \leq$ 1 186,45 MHz	–145 dBW
1 186,45 MHz < $f_i \leq$ 1 205,45 MHz	Aumentando linealmente de –145 dBW a–54 dBW
1 205,45 MHz < $f_i \leq$ 1 252,45 MHz	Aumentando linealmente de –54 dBW a –43 dBW
1 252,45 MHz < $f_i \leq$ 1 315 MHz	Aumentando linealmente de–43 dBW a –39 dBW
1 315 MHz < $f_i \leq$ 1 525 MHz	Aumentando linealmente de –39 dBW a –31,5 dBW
1 525 MHz < $f_i \leq$ 1 531 MHz	Aumentando linealmente de –31,5 dBW a –34 dBW
1 531 MHz < $f_i \leq$ 1 536 MHz	Aumentando linealmente de–34 dBW a –65 dBW
1 536 MHz < $f_i \leq$ 1 565,42 MHz	Aumentando linealmente de–65 dBW a –150,5 dBW
1 565,42 MHz < $f_i \leq$ 1 585,42 MHz	–150,5 dBW
1 585,42 MHz < $f_i \leq$ 1 610 MHz	Aumentando linealmente de–150,5 dBW a –60 dBW
1 610 MHz < $f_i \leq$ 1 618 MHz	Aumentando linealmente de –60 dBW a –42 dBW
1 618 MHz < $f_i \leq$ 2 000 MHz	Aumentando linealmente de–60 dBW a –12 dBW
1 618 MHz < $f_i \leq$ 1 626,5 MHz	Aumentando linealmente de–42 dBW a –22 dBW*
1 626,5 MHz < $f_i \leq$ 2 000 MHz	Aumentando linealmente de–22 dBW a –12 dBW**
$f_i >$ 2 000 MHz	–12 dBW**

* Se aplica a las instalaciones de aeronave sin comunicaciones por satélite a bordo.
** Se aplica a las instalaciones de aeronave con comunicaciones por satélite a bordo.

3.7.2.4.1 Después de establecerse la navegación de estado permanente, los receptores de señales B1I del BDS satisfarán los objetivos de actuación con señales interferentes CW presentes con un nivel de potencia en el puerto de la antena igual a los umbrales de interferencia especificados en la Tabla TAB-04B e indicados en la Figura 04A y con un nivel de señal BDS deseada de –164,5 dBW en el puerto de la antena. Durante la adquisición inicial antes de la navegación en estado permanente, los receptores de señales B1I del BDS satisfarán los objetivos de actuación con umbrales de 6 dB menos que los especificados en la Tabla TAB-04B.

3.7.2.4.2 Después de establecerse la navegación de estado permanente, los receptores B1C/B2a del BDS satisfarán los objetivos de actuación con un nivel de potencia en el puerto de la antena igual a los umbrales de interferencia especificados en la Tabla TAB-04C e indicados en la Figura FIG-04B y con niveles de señales BDS deseados de –163,5 dBW para la señal B1C y de –160,5 dBW para la señal B2a en el puerto de la antena. Durante la adquisición inicial de las señales antes de la navegación en estado permanente, los receptores B1C/B2a del BDS satisfarán los objetivos de actuación con umbrales de 6 dB menos que los especificados en la Tabla TAB-04C.

Tabla TAB-04B. Umbrales de interferencia CW para los receptores BDS B1I en navegación en estado permanente

Gama de frecuencias f_i de la señal de interferencia	Umbrales de interferencia de los receptores en navegación en estado permanente
$f_i \leq 1\,465$ MHz	–18 dBW
1 465 MHz < $f_i \leq$ 1 528 MHz	Decreciendo linealmente de –18 dBW a –30 dBW
1 528 MHz < $f_i \leq$ 1 559,052 MHz	Decreciendo linealmente de –30 dBW a –150,5 dBW
1 559,052 MHz < $f_i \leq$ 1 563,144 MHz	–150,5 dBW
1 563,144 MHz < $f_i \leq$ 1 610 MHz	Aumentando linealmente de –150,5 dBW a –60 dBW
1 610 MHz < $f_i \leq$ 1 618 MHz	Aumentando linealmente de –60 dBW to –42 dBW*
1 618 MHz < $f_i \leq$ 2 000 MHz	Aumentando linealmente de –42 dBW a –8,5 dBW*
1 610 MHz < $f_i \leq$ 1 626,5 MHz	Aumentando linealmente de –60 dBW a –22 dBW**
1 626,5 MHz < $f_i \leq$ 2 000 MHz	Aumentando linealmente de –22 dBW a –8,5 dBW**
fi > 2 000 MHz	–8,5 dBW

* Se aplica a las instalaciones de aeronave sin comunicaciones por satélite a bordo.
** Se aplica a las instalaciones de aeronave con comunicaciones por satélite a bordo.

Tabla TAB-04C. Umbrales de interferencia CW para los receptores BDS B1C/B2a en navegación en estado permanente

Gama de frecuencias f_i de la señal de interferencia	Umbrales de interferencia de los receptores
$f_i \leq 1\,000$ MHz	–24 dBW
1 000 MHz < $f_i \leq$ 1 100,45 MHz	Decreciendo linealmente de –24 dBW a –44 dBW
1 100,45 MHz < $f_i \leq$ 1 148,45 MHz	Decreciendo linealmente de –44 dBW a –54 dBW
1 148,45 MHz < $f_i \leq$ 1 166,45 MHz	Decreciendo linealmente de –54 dBW a –145 dBW
1 166,45 MHz < $f_i \leq$ 1 186,45 MHz	–145 dBW
1 186,45 MHz < $f_i \leq$ 1 205,45 MHz	Aumentando linealmente de –145 dBW a –54 dBW
1 205,45 MHz < $f_i \leq$ 1 252,45 MHz	Aumentando linealmente de –54 dBW a –43 dBW
1 252,45 MHz < $f_i \leq$ 1 315 MHz	Aumentando linealmente de –43 dBW a –39 dBW
1 315 MHz < $f_i \leq$ 1 525 MHz	Aumentando linealmente de –39 dBW a –31,5 dBW
1 525 MHz < $f_i \leq$ 1 531 MHz	Decreciendo linealmente de –31,5 dBW a –34 dBW
1 531 MHz < $f_i \leq$ 1 536 MHz	Decreciendo linealmente de –34 dBW a –65 dBW
1 536 MHz < $f_i \leq$ 1 565,42 MHz	Decreciendo linealmente de –65 dBW a –150,5 dBW
1 565,42 MHz < $f_i \leq$ 1 585,42 MHz	–150,5 dBW
1 585,42 MHz < $f_i \leq$ 1 610 MHz	Aumentando linealmente de –150,5 dBW a –60 dBW
1 610 MHz < $f_i \leq$ 1 618 MHz	Aumentando linealmente de –60 dBW a –42 dBW*
1 618 MHz < $f_i \leq$ 2 000 MHz	Aumentando linealmente de –42 dBW a –8,5 dBW*
1 618 MHz < $f_i \leq$ 1 626,5 MHz	Aumentando linealmente de –60 dBW a –22 dBW**
1 626,5 MHz < $f_i \leq$ 2 000 MHz	Aumentando linealmente de –22 dBW a –8,5 dBW**
f_i > 2 000 MHz	–8.5 dBW

* Se aplica a las instalaciones de aeronave sin comunicaciones por satélite a bordo.
** Se aplica a las instalaciones de aeronave con comunicaciones por satélite a bordo.

3.7.3 INTERFERENCIA DE TIPO RUIDO DE BANDA LIMITADA

3.7.3.1 *RECEPTORES GPS L1 Y SBAS L1*

3.7.3.1.1 Después de establecerse la navegación de estado permanente, los receptores de señales L1 del GPS y señales L1 del SBAS satisfarán los objetivos de actuación con ruido como señales interferentes presente en la gama de frecuencias de 1,575.42 MHz ± Bw i/2 y con niveles de potencia en el puerto de la antena iguales a los umbrales de interferencia especificados en la Tabla B-85 e indicados en la

Figura B-17 y con el nivel de señal deseada de –164 dBW en el puerto de la antena.

Nota.— *Bwi es la anchura de banda de ruido equivalente de la señal de interferencia.*

3.7.3.1.2 Durante la adquisición inicial de las señales GPS y SBAS antes de la navegación en estado permanente, los receptores de señales L1 del GPS y señales L1 del SBAS satisfarán los objetivos de actuación con umbrales de interferencia 6 dB menores que los especificados en la Tabla B-85.

3.7.3.2 RECEPTORES GLONASS

3.7.3.2.1 Después de que se haya establecido la navegación de estado permanente, los receptores GLONASS de señales FDMA en banda L1 (salvo aquellos identificados en 3.7.3.2.1.1) satisfarán los objetivos de actuación mientras reciben las señales interferentes de tipo ruido en la banda de frecuencias fk±Bwi/2, con niveles de potencia en el puerto de la antena iguales a los umbrales de interferencia que se especifican en la Tabla B-86 y se indican en la Figura B-18, con un nivel de señal deseada de –166,5 dBW en el puerto de la antena.

3.7.3.2.1.1 Después de que se haya establecido la navegación de estado permanente, los receptores de señales FDMA en banda L1 utilizados para todas las fases de vuelo (salvo aquellos utilizados para la fase de vuelo de aproximación de precisión) y puestos en funcionamiento antes del 1 de enero de 2017, satisfarán los objetivos de actuación mientras reciben las señales interferentes de tipo ruido en la banda de frecuencia fk ±Bwi/2, con niveles de potencia en el puerto de la antena 3 dB menores que los umbrales de interferencia especificados en la Tabla B-86 e indicados en la Figura B-18 y con un nivel de señal deseada de –166,5 dBW en el puerto de la antena.

Nota.— *fk es la frecuencia central de un canal GLONASS con fk = 1 602 MHz + k × 0,5625 MHz y k = –7 a +6, según se define en la Tabla B-16 y Bwi es la anchura de banda de ruido equivalente de la señal de interferencia.*

3.7.3.2.1.2 Después de que se haya establecido la navegación de estado permanente, los receptores de señales GLONASS que utilizan CDMA en bandas L1 y L3 satisfarán los objetivos de actuación mientras reciben las señales interferentes de tipo ruido en la banda de frecuencias fk±Bwi/2, con niveles de potencia en el puerto de la antena iguales a los umbrales de interferencia que se especifican en la Tabla 05 y en la Tabla 06 y se indican en la Figuras 05 y en la Figura 06, y con un nivel de señal deseada de –161.5 dBW en el puerto de la antena.

3.7.3.2.2 Durante la adquisición inicial de las señales del GLONASS de señales FDMA en banda L1 antes de la navegación en estado permanente, los receptores GLONASS satisfarán los objetivos de actuación con umbrales de interferencia 6 dB menores que los especificados en la Tabla B-86.

3.7.3.2.2.1 Durante la adquisición inicial de las señales CDMA del GLONASS en las bandas L1 y L3 antes de la navegación en estado permanente, los receptores GLONASS satisfarán los objetivos de actuación con umbrales de interferencia 6 dB menores que los especificados en la Tabla TAB-05 y en la Tabla TAB-06.

Tabla TAB-05. Umbrales de interferencia para interferencia de tipo ruido de banda limitada para los receptores de señales GLONASS CDMA L1 en banda L1 en navegación en estado permanente

Anchura de banda de interferencia	Umbral de interferencia
$0 \text{ Hz} < Bw_i \leq 1 \text{ kHz}$	–149 dBW
$1 \text{ kHz} < Bw_i \leq 10 \text{ kHz}$	Aumentando linealmente de –149 a –143 dBW
$10 \text{ kHz} < Bw_i \leq 0{,}5 \text{ MHz}$	–143 dBW
$0{,}5 \text{ MHz} < Bw_i \leq 10 \text{ MHz}$	Aumentando linealmente de –143 a –130 dBW
$10 \text{ MHz} < Bw_i$	–130 dBW

Tabla TAB-06. Umbral de interferencia para interferencia de tipo ruido de banda limitada en los receptores de señales GLONASS CDMA en banda L3 en navegación en estado permanente

Anchura de banda de interferencia	Umbral de interferencia
$0 \text{ Hz} < Bw_i \leq 1 \text{ kHz}$	–143 dBW
$1 \text{ kHz} < Bw_i \leq 1 \text{ MHz}$	Aumentando linealmente de –143 a –140 dBW
$1 \text{ MHz} < Bw_i \leq 20 \text{ MHz}$	Aumentando linealmente de –140 a –126,9 dBW
$20 \text{ MHz} < Bw_i$	–126,9 dBW

3.7.3.3 *RECEPTORES GPS L1/L5, GALILEO E1/E5A Y SBAS DFMC*

3.7.3.3.1 Durante la adquisición inicial en L5/E5a antes de la navegación en estado permanente, y después de establecerse la navegación de estado permanente, los receptores de señales L1/L5 del GPS, E1/E5a de Galileo y SBAS DFMC que procesan señales centradas en frecuencias L1/E1 y L5/E5a satisfarán los objetivos de actuación con señales interferentes de tipo ruido presentes en la gama de frecuencias 1 176,45 MHz ±Bwi/2 y con niveles de potencia en el puerto de la antena especificados en los umbrales de la Tabla 07 e indicados en la Figura 07 y con un nivel de señal deseado para la señal L5 de SBAS de –162,5 dBW, un nivel de señal deseado para la señal L5 del GPS de –159.4 dBW y un nivel de señal deseado para la señal E5a de Galileo de –160.4 dBW a la salida de la antena.

Nota.— *Bwi es la anchura de banda de ruido equivalente de la señal de interferencia.*

3.7.3.3.2 Después de establecerse la navegación de estado permanente, los receptors de señales L1/L5 del GPS, E1/E5a de Galileo y SBAS DFMC que procesan señales centradas en frecuencias L1/E1 y L5/E5a satisfarán los objetivos de actuación con señales interferentes de tipo ruido presentes en la gama de frecuencias 1 575,42 MHz ±Bwi/2 y con niveles de potencia en el puerto de la antena iguales a los umbrales de interferencia especificados en la Tabla B-85 e indicados en la Figura B-17 y con unos niveles de señal deseados de señal L1 del GPS y del SBAS de –163 dBW y con el nivel deseado de señal E1 de Galileo de–162,25 dBW en el puerto de la antena. Durante la adquisición inicial en L1/E1, los receptors SBAS DFMC satisfarán los objetivos de actuación con umbrales de interferencia 6 dB menores que los especificados en la Tabla B-85.

Nota.— *Bwi es la anchura de banda de ruido equivalente de la señal de interferencia.*

Tabla TAB-07. Umbral de interferencia para la interferencia de tipo ruido de banda limitada en los receptores GPS L1/L5, Galileo E1/E5A y SBAS DFMC

Anchura de banda de interferencia	Umbral de interferencia en los receptores
0 Hz < Bw_i ≤ 1kHz	–145,0 dBW
1 kHz < Bw_i ≤ 10 kHz	Aumentando linealmente de –145,0 a –137,5 dBW
10 kHz < Bw_i ≤ 100 kHz	Aumentando linealmente de –137,5 a –133,9 dBW
100 kHz < Bw_i ≤ 1 MHz	Aumentando linealmente de –133,9 a –133,0 dBW
1 MHz < Bw_i ≤ 10 MHz	Aumentando linealmente de –133,0 a –131,7 dBW*
10 MHz < Bw_i ≤ 40 MHz	Aumentando linealmente de –131,7 a –127,0 dBW*

* El umbral de interferencia no ha de exceder de –134,0 dBW/MHz en la gama de frecuencia 1 176,45 ±10 MHz.

3.7.3.4 *RECEPTORES BDS*

3.7.3.4.1 Después de establecerse la navegación de estado permanente, los receptores de señales B1L del BDS satisfarán los objetivos de actuación con ruido como señales interferentes presente en la gama de frecuencias de 1561,098 MHz ±Bwi/2 y con niveles de potencia en el puerto de la antena iguales a los umbrales de interferencia especificados en la Tabla TAB-08A e indicados en la Figura FIG-08A y con un nivel de señal deseado para la señal B1I de –164,5 dBW a la salida de la antena. Durante la adquisición inicial de las señales B1I del BDS antes de la navegación en estado permanente, los receptores del BDS satisfarán los objetivos de actuación con umbrales de interferencia 6 dB menores que los especificados en la Tabla TAB-08A.

Nota.— *Bwi es la anchura de banda de ruido equivalente de la señal de interferencia.*

3.7.3.4.2 Después de establecerse la navegación en estado permanente, los receptores de señales B1C del BDS satisfarán los objetivos de actuación con ruido como señales interferentes presente en la gama de frecuencias 1 575,42 MHz ±Bwi/2 y con niveles de potencia en el puerto de la antena iguales a los umbrales de interferencia especificados en la Tabla TAB-08B e indicados en la Figura FIG-08B y con un nivel deseado para la señal B1C de –163,5 dBW a la salida de la antena. Durante la adquisición inicial de las señales B1C del BDS antes de la navegación en estado permanente, los receptores del BDS satisfarán los objetivos de actuación con umbrales de interferencia 6 dB menores que los especificados en la Tabla TAB-08B.

Nota.— *Bwi es la anchura de banda de ruido equivalente de la señal de interferencia.*

Tabla TAB-08A. Umbrales de interferencia para la interferencia de tipo ruido de banda limitada en los receptores de señales B1I del BDS en la navegación en estado permanente

Anchura de banda de interferencia	Umbral de interferencia de los receptores en la navegación en estado permanente
0 Hz < Bwi ≤ 700 Hz	–150,5 dBW
700 Hz < Bwi ≤ 10 kHz	Aumentando linealmente de –150,5 dBW a –143,5 dBW
10 kHz < Bwi ≤ 100 kHz	Aumentando linealmente de –143,5 dBW a –140,5 dBW
100 kHz < Bwi ≤ 1 MHz	–140,5 dBW
1 MHz < Bwi ≤4,096 MHz	Aumentando linealmente de –140,5 dBW a –134,4 dBW
4,096 MHz < Bwi ≤ 10 MHz	Aumentando linealmente de –134,4 dBW a –126 dBW
10 MHz < Bwi	–126,0 dBW

** El umbral de interferencia no ha de exceder de -140,5 dBW/MHz en la gama de frecuencias 1 561,098 ± 2,046 MHz.*

Tabla TAB-08B. Umbrales de interferencia para la interferencia de tipo ruido de banda limitada en los receptores de señales BDS B1C en la navegación en estado permanente

Anchura de banda de interferencia	Umbral de interferencia de los receptores en la navegación en estado permanente
0 Hz < Bw_i ≤ 700 Hz	–150,5 dBW
700 Hz < Bw_i ≤ 10 kHz	Aumentando linealmente de –150,5 a –143,5 dBW
10 kHz < Bw_i ≤ 100 kHz	Aumentando linealmente de –143,5 a –140,5 dBW
100 kHz < Bw_i ≤ 1 MHz	–140,5 dBW
1 MHz < Bw_i ≤ 20 MHz	Aumentando linealmente de –140,5 a –127,5 dBW*
20 MHz < Bw_i ≤ 30 MHz	Aumentando linealmente de –127,5 a –121,1 dBW*
30 MHz < Bw_i ≤ 40 MHz	Aumentando linealmente de –121,1 a –119,5 dBW*
40 MHz < Bw_i	–119,5 dBW*

* El umbral de interferencia no ha de exceder de–140,5 dBW/MHz en la gama de frecuencias 1 575,42 ±10 MHz.

3.7.3.4.3 Después de establecerse la navegación en estado permanente, los receptores de señales B2a del BDS satisfarán los objetivos de actuación con ruido como señales interferentes presente en la gama de frecuencias 1 176,45 MHz ±Bwi/2 y con niveles de potencia en el puerto de la antena iguales a los umbrales de interferencia especificados en la Tabla TAB-08C e indicados en la Figura FIG-08C con un nivel deseado para la señal B2a de –160,5 dBW a la salida de la antena. Durante la adquisición inicial de las señales B2a del BDS antes de la navegación en estado permanente, los receptores del BDS satisfarán los objetivos de actuación con umbrales de interferencia 6 dB menores que los especificados en la Tabla TAB-08C.

Nota.— *Bwi es la anchura de banda de ruido equivalente de la señal de interferencia.*

Tabla TAB-08C. Umbrales de interferencia para la interferencia de tipo ruido de banda limitada en los receptores de señales BDS B2a en la navegación en estado permanente

Anchura de banda de interferencia	Umbral de interferencia de los receptores en la navegación en estado permanente
0 Hz < Bw_i ≤ 1kHz	–145.0 dBW
1 kHz < Bw_i ≤ 10 kHz	Aumentando linealmente de –145,0 to –137,5 dBW
10 kHz < Bw_i ≤ 100 kHz	Aumentando linealmente de –137,5 to –133,9 dBW
100 kHz < Bw_i ≤ 1 MHz	Aumentando linealmente de –133,9 to –133,0 dBW
1 MHz < Bw_i ≤ 10 MHz	Aumentando linealmente de –133,0 to –131,7 dBW*
10 MHz < Bw_i ≤ 40 MHz	Aumentando linealmente de –131,7 to –127,0 dBW*

* El umbral de interferencia no debe superar –134,0 dBW/MHz en la gama de frecuencias 1 176,45 ±10 MHz.

3.7.3.5 *Interferencia por impulsos*. Después de que se haya establecido la navegación de estado permanente, el receptor GNSS satisfará los objetivos de actuación, al recibir las señales de interferencia por impulsos con las características correspondientes a la Tabla B-87 estando el umbral de interferencia definido en el puerto de la antena.

3.7.3.6 Los receptores GNSS no producirán información que induzca a error en presencia de interferencia, incluso de niveles de interferencia superiores a los especificados en 3.7.

Nota.— *En el Adjunto D, 10.5, se proporciona orientación sobre este requisito.*

3.8 ANTENA DEL RECEPTOR DE SATÉLITE EN LA AERONAVE GNSS

3.8.1 *Cobertura de antena.* La antena GNSS satisfará los requisitos de actuación para la recepción de señales de satélite GNSS de 0 a 360º en azimut y de 0 a 90º en elevación relativa al plano horizontal de una aeronave en vuelo horizontal.

3.8.2 *Ganancia de antena.* La ganancia mínima de un elemento de la antena pasiva para las antenas de una sola frecuencia no será inferior a lo indicado en la Tabla B-88A para el ángulo de elevación especificado por encima del horizonte. Para estas antenas, la ganancia máxima de un elemento de la antena pasiva no excederá de +4 dBic para ángulos de elevación por encima de 5º. Las ganancias mínimas de un elemento de la antena pasiva en ambas frecuencias para las antenas de doble frecuencia cumplirán lo indicado en la Tabla B-88B para los ángulos de elevación especificados por encima del horizonte. Para estas antenas, la ganancia máxima de un elemento de la antena pasiva se limitará a +4 dBic para ángulos de elevación por encima de 75º.

3.8.3 *Polarización.* La polarización de la antena GNSS será circular dextrógira (en sentido del reloj respecto a la dirección de propagación).

3.8.3.1 *Relación axial*. Para las antenas de una sola frecuencia, la relación axial no debe ser mayor que 3,0 dB medida en la línea de mira. Para las antenas de doble frecuencia, la relación axial será inferior o igual a 3 dB en la gama de frecuencia de operaciones medida en una región que se extiende desde la línea de mira hasta 40º fuera de la línea de mira en todos los ángulos azimutales.

Tabla B-85. Umbrales de interferencia de tipo ruido de banda limitada como interferencia en los receptores GPS L1 y SBAS L1 en la navegación en estado permanente

Tabla B-86. Umbral de interferencia para interferencia de tipo ruido de banda limitada en los receptores de señales GLONASS FDMA en banda L1 en la navegación en estado permanente

Tabla B-87. Umbrales de interferencia por impulsos

	GPS L1, Galileo L1 y SBAS L1	GLONASS FDMA	GLONASS CDMA	BDS B1C	BDS B1I
Gama de frecuencias para interferencia dentro de la banda y próxima a la banda	1 575,42 MHz ± 20 MHz	1 592,9525 MHz to 1 609,36 MHz	1 191,775 MHz to 1 212,275 MHz/ 1 592,9525 MHz to 1 609,36 MHz	1 575,42 MHz ± ± 20 MHz	1 561,98 MHz ± 2,046 MHz
Umbral de interferencia (potencia de cresta del impulso) para interferencia dentro de la banda y próxima a la banda	–20 dBW	–20 dBW	–20 dBW / –20 dBW	–20 dBW	–20 dBW
Umbral de interferencia (potencia de cresta del impulso) fuera de las gamas de frecuencia dentro de la banda y próxima a la banda (interferencia fuera de banda)	0 dBW (*)	0 dBW	0 dBW / 0 dBW	0 dBW	0 dBW
Anchura de impulso	≤125 µs	≤250 µs	≤250 µs / ≤250 µs	≤125 µs	≤125 µs
Ciclo de impulsos	≤1%	≤1%	≤2% / ≤1%	≤1%	≤1 %
Anchura de banda de la señal interferente para interferencia en banda y próxima a la banda	≥1 MHz	≥500 kHz	≥1 MHz / ≥500 kHz	1 MHz	≥1 MHz

Nota 1.— La señal interferente es ruido gaussiano blanco aditivo que se centra en torno a la frecuencia portadora con las características de anchura de banda e impulso que se especifican en la tabla.

Nota 2.— Interferencia dentro de la banda, próxima a la banda y fuera de banda se refiere a la frecuencia central de la señal interferente.

Note 3. —La interferencia fuera de banda, es interferencia cuya frecuencia central está ubicada en cualquiera de los dos extremos de la gama de la frecuencia central, dentro de la banda o próxima a la banda, a una distancia mínima de 250 por ciento de la anchura de banda de esta gama de frecuencias.

Note 4. —La anchura de banda de la señal determina la anchura de banda mínima de la señal tipo ruido con una potencia de un valor que alcanza al nivel del umbral de interferencia por impulsos con la anchura de impulsos y ciclo de servicio especificados.

Nota 5.— (*) Al considerar el canal L1 de un receptor L1/L5, este valor está relacionado con interferencias por impulsos no aeronáuticas con una frecuencia de portadora que se encuentre dentro de un margen de 1 215 MHz – 2 000 MHz. Esta tabla no describe las interferencias por impulsos no aeronáuticas en el ambiente que han de considerarse para el canal L5 en un receptor L1/L5 (véase el Adjunto D, 4.4.5 para más orientación).

Tabla B-88A. Ganancia mínima de antena — antenas de una sola frecuencia para GPS (L1), GLONASS (L1OF), BDS (B1C), BDS (B1I), y/o SBAS L1

Ángulos de elevación grados	Ganancia mínima dBic
0	–7,0
5	–5,5
10	–4,0
15 a 90	–2,5

Table B-88B. Ganancia mínima de antena— antenas de doble frecuencia para GPS (L1/L5), GLONASS (L1OC/L3OC), Galileo (E1/E5a), BDS (B1C/B2a) y/o SBAS (L1/L5)

Ángulos de elevación grados	Ganancia mínima dBic
0	–7,0
5	–4,5
10	–3,0
15	–1,5
30	0,5
≥ 75	1,5

Figura B-15. Umbrales de interferencia CW para receptores GPS L1 y SBAS L1 en la navegación en estado permanente

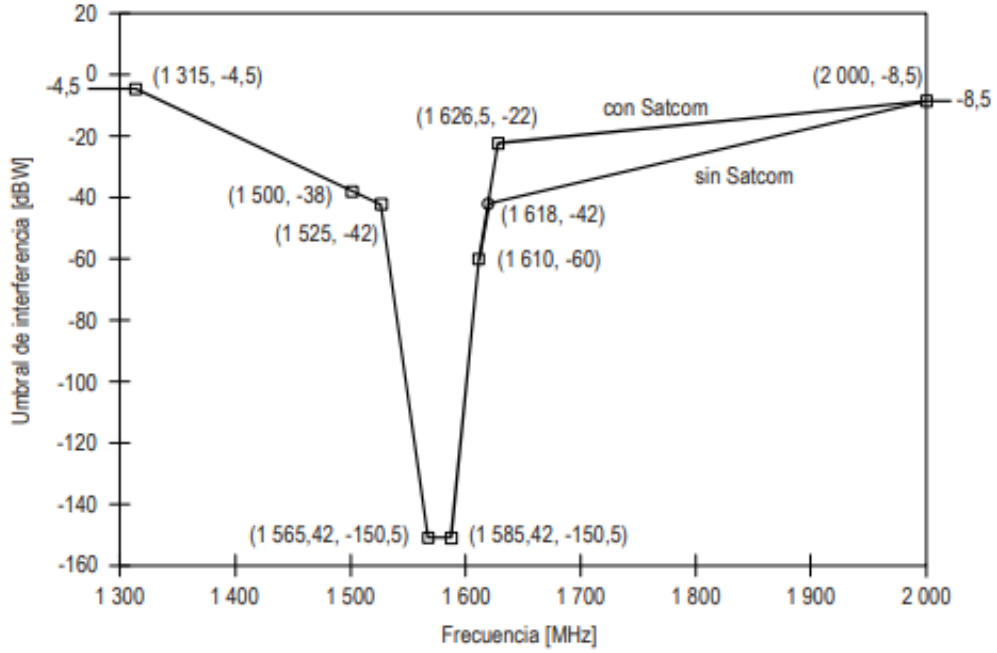


Figura B-16. Umbrales de interferencia CW para receptores GLONASS en la navegación en estado permanente

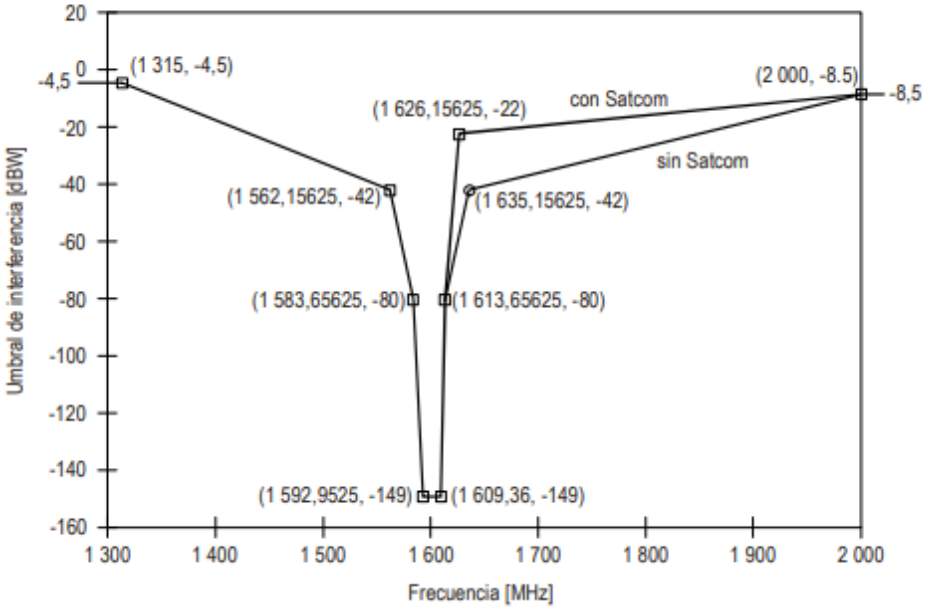


Figura B-17. Umbrales de interferencia en función de la anchura de banda para receptores de señales GPS L1 y SBAS L1

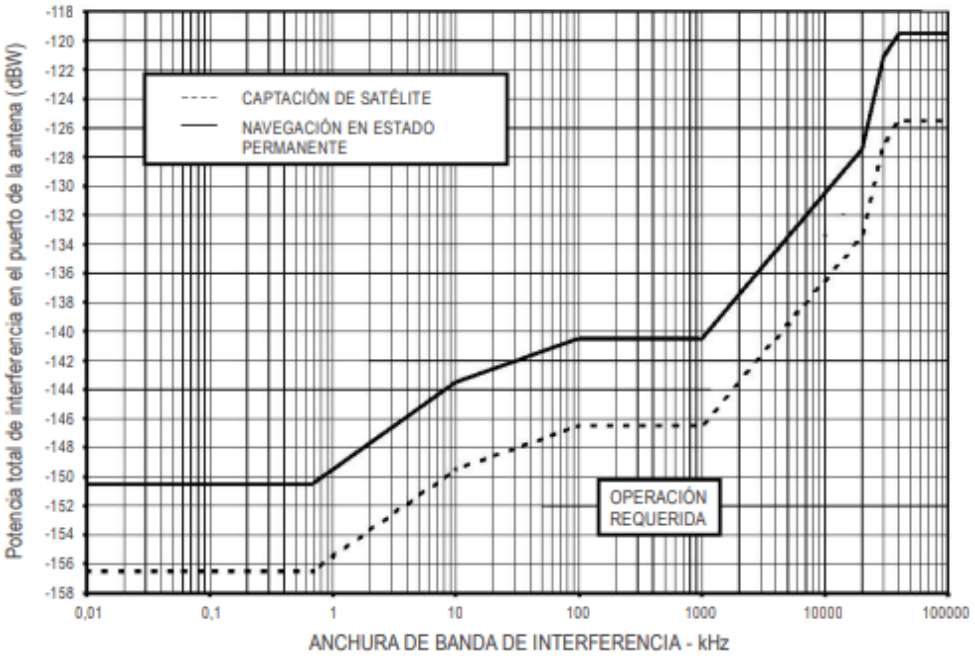
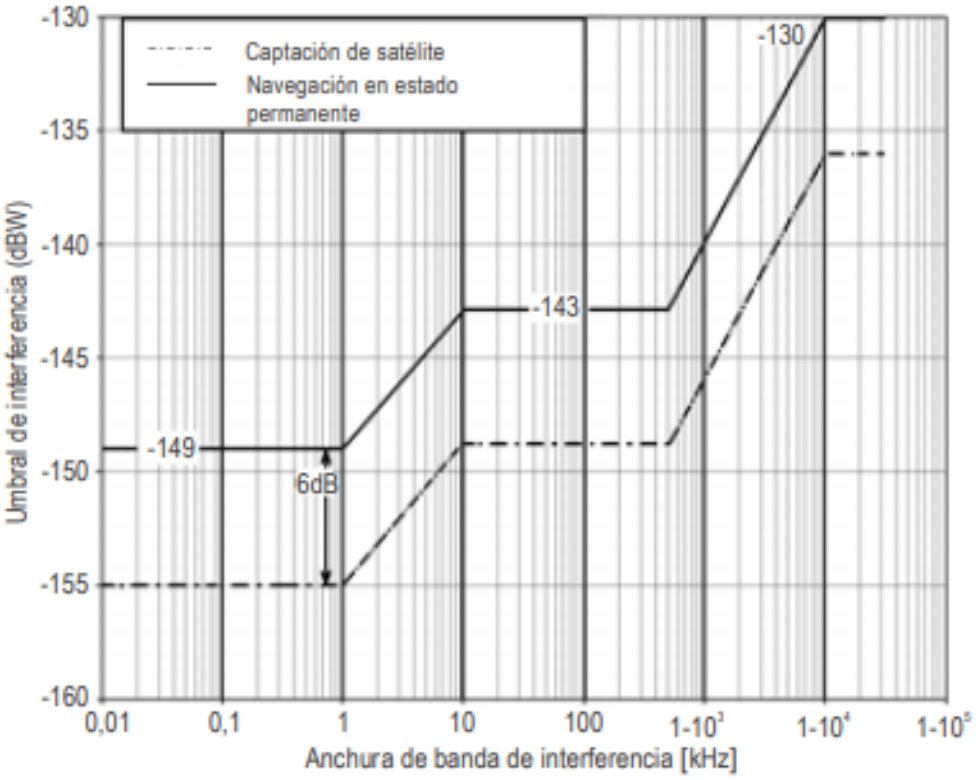


Figura B-18. Umbrales de interferencia en función de anchura de banda para receptores de señales GLONASS FDMA en banda L1



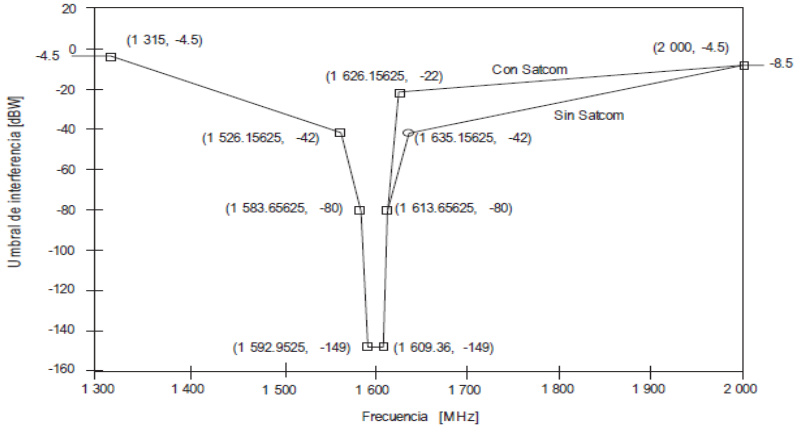


Figura FIG-01. Umbrales de interferencia CW para receptores de señales GLONASS CDMA en banda L1 en la navegación en estado permanente

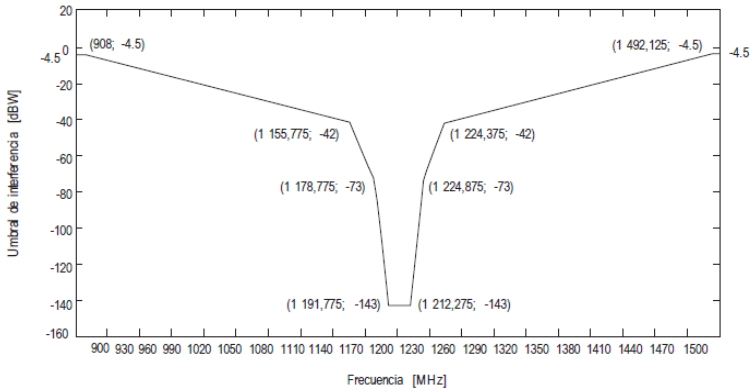


Figura FIG-02. Umbrales de interferencia CW para receptores de señales GLONASS CDMA en banda L3 en la navegación en estado permanente

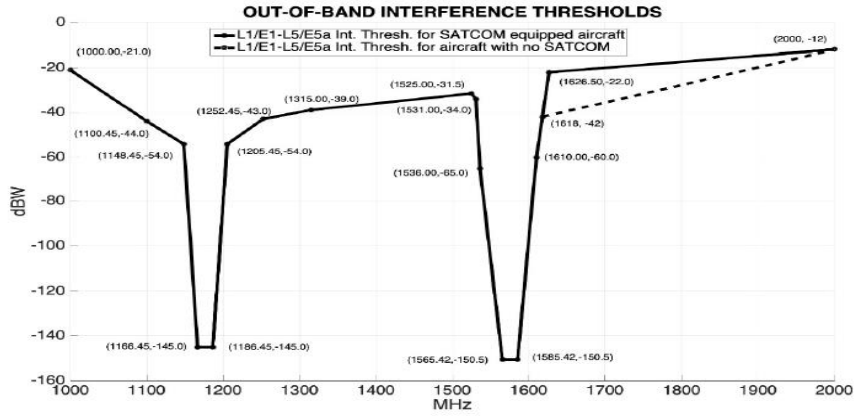


Figura FIG-03. Umbrales de interferencia CW para receptores GPS L1/L5, Galileo E1/E5A y SBAS DFMC

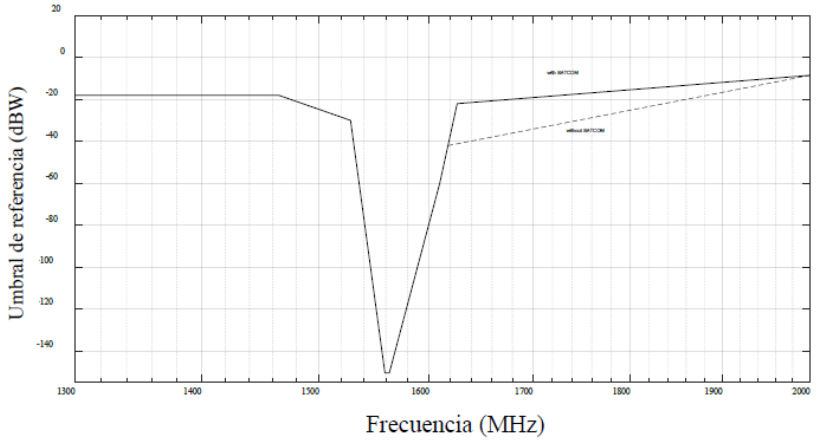


Figura FIG-04A. Umbrales de interferencia CW para receptores BDS B1I en la navegación en estado permanente

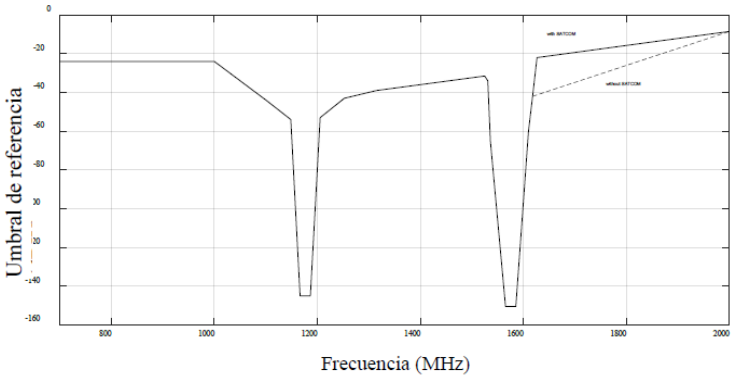


Figura FIG-04B. Umbrales de interferencia CW para receptores BDS B1C/B2a en la navegación en estado permanente

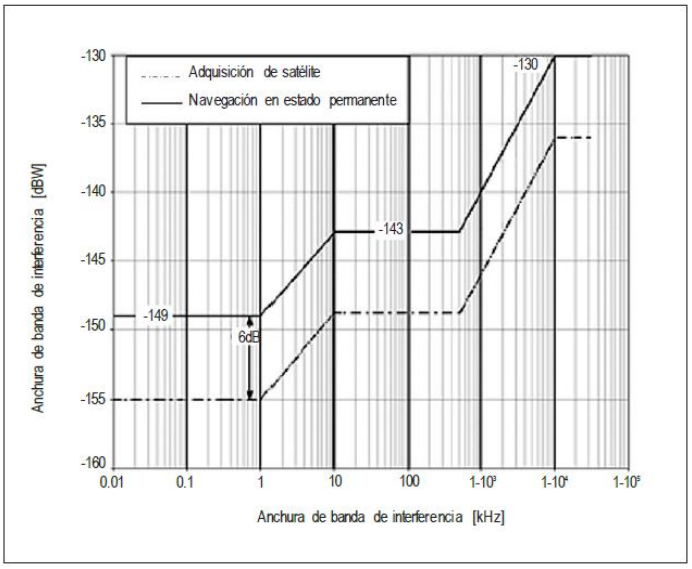


Figura FIG-05. Umbrales de interferencia en función de anchura de banda para receptores de señales GLONASS CDMA en banda L1

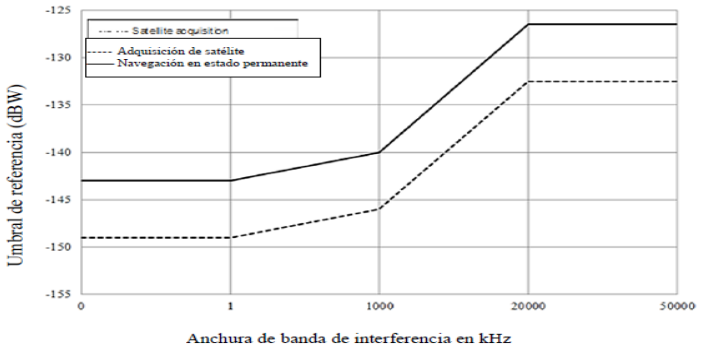


Figura FIG-06. Umbrales de interferencia en función de la anchura de banda para receptores de señales GLONASS CDMA en banda L3

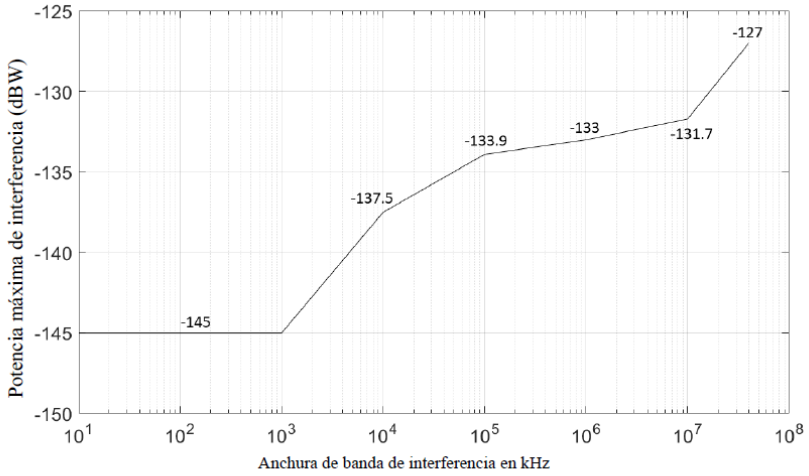


Figura FIG-07. Umbrales de interferencia en función de la anchura de banda para receptores de señales GPS L1/L5, Galileo E1/E5A y SBAS DFMC

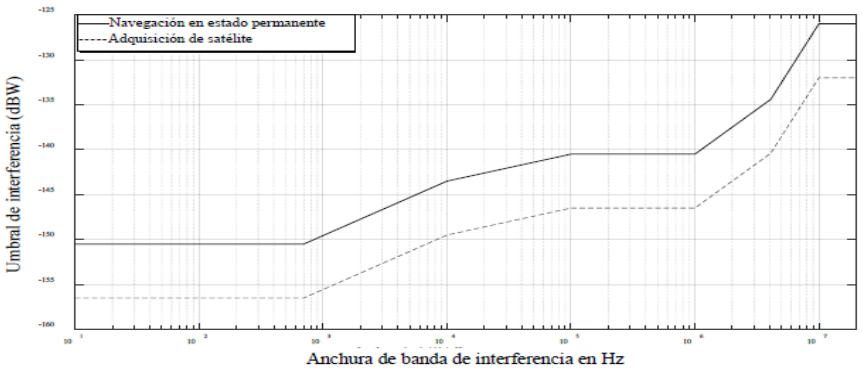


Figura FIG-08A. Umbrales de interferencia en función de la anchura de banda para receptor de señal BDS B1I

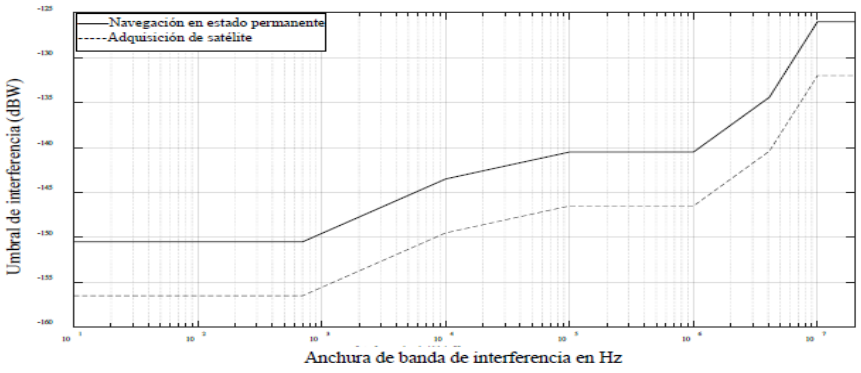


Figura FIG-08B. Umbrales de interferencia en función de la anchura de banda para receptor de señal BDS B1C

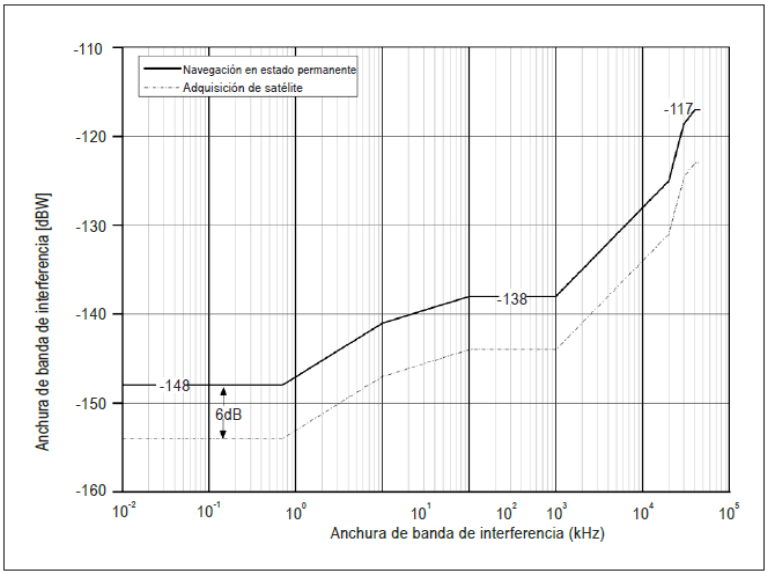


Figura FIG-08C. Umbrales de interferencia en función de la anchura de banda para receptor de señal BDS B2a

4 ESTRATEGIA

Basándose en las consideraciones anteriores, la necesidad de consultar a los explotadores de aeronaves y a las organizaciones internacionales, y de garantizar la seguridad, la eficiencia y la rentabilidad de las soluciones propuestas, la estrategia mundial es la siguiente:

a) Continuar las operaciones **ILS** con el máximo nivel de servicio mientras sean aceptables desde el punto de vista operacional y económicamente ventajosas para asegurar que no se niegue el acceso a los aeropuertos a las aeronaves equipadas únicamente con **ILS.-**

b) Implantar el **MLS** cuando se requiera desde el punto de vista operacional y sea económicamente ventajoso.-

c) Implantar el **GNSS** con aumentación (es decir, **ABAS, SBAS, GBAS**) para las operaciones **APV** y de **Categoría I** cuando se requiera desde el punto de vista operacional y sea económicamente ventajoso, asegurando al mismo tiempo que se traten y resuelvan los problemas relacionados con la propagación ionosférica en las regiones ecuatoriales.-

d) Promover el desarrollo y la utilización de una capacidad multimodal de a bordo para la aproximación y el aterrizaje.-

e) Promover las operaciones **APV,** en particular las que utilizan guía vertical **GNSS**, para fortalecer la seguridad y el acceso.-

f) Identificar y resolver problemas respecto de la viabilidad operacional y técnica para el **GNSS** con sistema de aumentación basado en tierra **(GBAS)** y dar soporte a las operaciones de **Categorías II y III**. Implantar el **GNSS** para las operaciones de **Categorías II y III** en los casos en que se requiera desde el punto de vista operacional y sea económicamente ventajoso; y

g) Permitir que cada región desarrolle una estrategia de implantación para estos sistemas acorde con la estrategia mundial.-

*****

ADJUNTO C.

INFORMACIÓN Y TEXTO DE ORIENTACIÓN SOBRE LA APLICACIÓN DE LAS NORMAS Y MÉTODOS RECOMENDADOS PARA ILS, VOR, RADIOBALIZAS DE 75 MHZ (EN RUTA), NDB Y DME

1. INTRODUCCIÓN

El contenido de este adjunto solamente tiene por objeto proporcionar aclaraciones y orientación y no debe considerarse como parte integrante de las especificaciones o de las normas o métodos recomendados que contiene el **Volumen I.**

Para que sea más comprensible el texto que sigue y para facilitar el rápido intercambio de ideas acerca de conceptos estrechamente relacionados, se incluyen las definiciones que se dan a continuación.

Definiciones referentes al sistema de aterrizaje por instrumentos (ILS)

Nota.- *Las expresiones que se dan a continuación pueden usarse en la mayoría de casos ya sea sin calificación o calificándolas con el término* ***"indicado"****, con el siguiente significado:*

Sin calificación: las características conseguidas de un elemento o concepto.

Indicado: las características conseguidas de un elemento o concepto, indicadas en un receptor (es decir, incluidos los errores de la instalación receptora).

Sistema localizador	Sistema de trayectoria de planeo ILS
Eje de rumbo indicado. Lugar geométrico de los puntos de cualquier plano horizontal en que la desviación del indicador del receptor es cero.	
Sector de rumbo indicado. Sector en cualquier plano horizontal que contenga el eje de rumbo indicado, en que la desviación del indicador del receptor es constante dentro de los límites comprendidos en toda la escala.	
Codo del rumbo del localizador. Un codo del rumbo es una desviación del eje de rumbo del localizador respecto a su posición nominal.	***Codo de la trayectoria de planeo ILS.*** Un codo de la trayectoria de planeo ILS es una desviación de dicha trayectoria respecto a su posición nominal.

2. TEXTO REFERENTE A LAS INSTALACIONES ILS

2.1 Objetivos operacionales, de diseño y mantenimiento proyecto y mantenimiento, y definiciones de la estructura del rumbo para las diferentes categorías de actuación de las instalaciones.

2.1.1 Las categorías de actuación de las instalaciones, definidas en el Capítulo **3, 3.1.1,** de este **Reglamento** tienen los objetivos operacionales definidos por las operaciones de Categoría I, II o III. Las definiciones de tales operaciones figuran en el Anexo 6.

2.1.2 **CAPACIDADES**. Para fijar estos objetivos es importante considerar los tipos de aeronaves que utilicen el ILS y las posibilidades de los sistemas de guía para el vuelo. En dichos objetivos se supone que se trata de modernas aeronaves dotadas de equipos especialmente diseñados. En la práctica, no obstante, las posibilidades

operacionales pueden extenderse más allá de los objetivos concretos expuestos en 2.1.1.

2.1.2.1 **EQUIPOS PARA OBJETIVOS ADICIONALES**. La disponibilidad de sistemas de guía de vuelo con protección mínima y de sistemas operacionales en caso de falla, conjuntamente con un sistema terrestre del ILS que proporcione guía adecuada con un nivel apropiado de continuidad de servicio y de integridad para el caso de que se trate, puede permitir el logro de los objetivos operacionales que no coinciden con los que se describen en 2.1.1.

2.1.2.2 **Operaciones avanzadas.** Las empresas explotadoras de aeronaves están alentando a que el empleo de los sistemas automáticos de aproximación y aterrizaje de las aeronaves modernas, dotadas de dichos sistemas, constituya una práctica corriente cuando el proceso de la aproximación pueda ser supervisado visualmente por la tripulación de vuelo. Por ejemplo, estos tipos de operaciones pueden llevarse a cabo con instalaciones ILS de Categoría de actuación I cuando la calidad y la cobertura de la guía sobrepasan los requisitos básicos estipulados en el Capítulo 3, 3.1.3.4.1 y ésta se extiende hasta la pista.

2.1.2.3 **Sistema de clasificación ILS.** Para poder aprovechar plenamente las ventajas que ofrecen los sistemas automáticos de mando de vuelo de las aeronaves modernas, se plantea la necesidad correspondiente de un método que describa el ILS basado en tierra de un modo más completo que el que se puede lograr teniendo como única referencia la categoría de actuación de la instalación. Esto se logra utilizando el sistema de clasificación del ILS que emplea tres caracteres. Su finalidad es proporcionar una descripción de aquellos aspectos de la actuación que deben conocerse desde el punto de vista de las operaciones para establecer las operaciones que un ILS determinado podría apoyar.

2.1.3 **CODOS DEL RUMBO**. Los codos del rumbo del localizador deberían evaluarse en función de la estructura del rumbo especificada en el Capítulo **3, 3.1.3.4.** de este **Reglamento** Por lo que toca al aterrizaje y al recorrido de despegue , esta estructura del rumbo responde al deseo de proporcionar guía adecuada para las operaciones manuales y/o automáticas a lo largo de la pista en condiciones de visibilidad reducida. Respecto a las instalaciones de **Categoría de actuación I** en la fase de aproximación, esta estructura del rumbo responde al deseo de restringir las desviaciones de las aeronaves debidas a los codos del rumbo (probabilidad del **95%**) a la altura de **30 m (100 ft)**, a un desplazamiento lateral de menos de **10 m (30 ft)**. Por lo que toca a las instalaciones de **Categorías de actuación II y III** en la fase de aproximación, esta estructura del rumbo responde al deseo de restringir las desviaciones de las aeronaves debidas a los codos de rumbo (probabilidad del **95%**) en la región comprendida entre el punto **B** del **ILS** y la referencia **ILS** (instalaciones de la **Categoría de actuación II**), o el punto **D** del **ILS** (instalaciones de la **Categoría de actuación III**), a un ángulo inferior a **2°**, tanto en balanceo como en cabeceo, y a un desplazamiento lateral inferior a **5 m (15 ft).**

Nota 1.- *Los codos del rumbo son inaceptables cuando, en condiciones normales, impiden a una aeronave llegar a la altura de decisión en una actitud estable, y a un punto, dentro de límites de desplazamiento aceptables respecto al eje de rumbo, desde el cual pueda efectuarse el aterrizaje en condiciones de seguridad. La presencia de codos afecta en mayor grado al acoplamiento automático y al semiautomático, que al manual. Cuando la aeronave ha iniciado ya una aproximación, el manejar excesivamente los mandos puede ser causa de que no se lleve a buen término la aproximación o el aterrizaje. Además, cuando se emplea el acoplamiento automático, puede existir el requisito operacional de que se continúe la aproximación por debajo de la altura de decisión. Las necesidades en materia de guía de las aeronaves pueden quedar satisfechas si se cumple la especificación relativa a la estructura del rumbo que figura en el Capítulo **3, 3.1.3.4** de este **Reglamento.***

Nota 2.- *Los codos u otras irregularidades que no son aceptables se comprobarán normalmente mediante pruebas en vuelo en las condiciones de aire estable que requieren las técnicas de comprobación de precisión.*

2.1.4 **CODOS DE LA TRAYECTORIA DE PLANEO ILS**. Los codos de la trayectoria de planeo del **ILS** deberían evaluarse en función de la estructura de la trayectoria de planeo del **ILS** especificada en el Capítulo **3, 3.1.4.4** de este **Reglamento**. Para las instalaciones de **Categoría de actuación I**, la estructura de esta trayectoria de planeo responde al deseo de restringir las desviaciones de las aeronaves — debidas a los codos de la trayectoria de planeo (probabilidad del **95%**) a la altura de **30 m (100 ft)** — a un desplazamiento vertical inferior a **3 m (10 ft)**. Por lo que toca a las instalaciones de **Categorías de actuación II y III**, esta estructura de la trayectoria de planeo responde al deseo de restringir las desviaciones de las aeronaves — debidas a los codos de la trayectoria de planeo (probabilidad del **95%**) a la altura de **15 m (50 ft)** — a un ángulo inferior a **2°**, tanto en cabeceo como en balanceo y a desplazamientos verticales de menos de **1,2 m (4 ft)**.

Nota 1.- *Los codos de la trayectoria son inaceptables cuando en condiciones normales impiden a una aeronave llegar a la altura de decisión en una posición de vuelo estable, y a un punto comprendido dentro de límites aceptables de desplazamiento respecto a la trayectoria de planeo **ILS**, desde la cual pueda efectuarse el aterrizaje en condiciones de seguridad. La presencia de codos afecta en mayor grado al acoplamiento automático y al semiautomático, que al acoplamiento manual. Además, cuando se emplea el acoplamiento automático puede hacer falta en la práctica proseguir la aproximación por debajo de la altura de decisión. Las necesidades en materia de guía de las aeronaves pueden quedar satisfechas si se cumplen las especificaciones relativas a la estructura de la trayectoria de planeo del **ILS** que figuran en el Capítulo **3, 3.1.5.4** de este **Reglamento.***

Nota 2.- *Los codos u otras irregularidades que no sean aceptables se comprobarán normalmente mediante pruebas en vuelo precisas, completadas según sea necesario por mediciones especiales en el suelo.*

2.1.5 **Aplicación de la norma relativa a amplitud de los codos de trayectoria de planeo/rumbo de localizador**. Al aplicar la especificación relativa a la estructura del rumbo del localizador (Capítulo **3, 3.1.3.4** de este **Reglamento**) y a la estructura de la trayectoria de planeo **ILS (3.1.5.4** de este **Reglamento**), deberían seguirse los criterios siguientes:

La **Figura C-1** indica la relación entre las amplitudes máximas (probabilidad base, **95%**) de los codos del localizador del rumbo del localizador y de la trayectoria de planeo, y las distancias desde el umbral de la pista que se han especificado para las instalaciones ILS de **Categorías de actuación I, II y III.**

Si la amplitud de los codos ha de evaluarse en cualquier región de la aproximación, los registros de vuelo, corregidos para tener en cuenta el error de posición angular de la aeronave, deberían analizarse para un intervalo de tiempo de **±20 s** respecto al punto medio de la región que haya de evaluarse. Lo anterior se basa en una velocidad de la aeronave respecto al suelo de **195 km/h (105 kt) ± 9 km/h (5 kt)**.

La especificación de amplitud máxima del **95%** es el porcentaje admisible del intervalo total de tiempo en que la amplitud de los codos del rumbo/trayectoria debe ser menor que la magnitud especificada en la **Figura C-1** respecto a la región que se está evaluando. La **Figura C-2** presenta un ejemplo típico del método que puede emplearse para evaluar la amplitud de los codos del rumbo/trayectoria de una instalación determinada. Si la suma de los intervalos de tiempo t_1, t_2, t_3, cuando se exceda la especificación dada, es igual o inferior al **5%** del tiempo total **T**, la región que se está evaluando es aceptable. Por lo tanto:

$$100\,\frac{T - [(t_1 + t_2 + \quad)]}{T} \geq 95\%$$

Debería hacerse el análisis de los codos de la trayectoria de planeo utilizando como referencia la trayectoria media de planeo y no la prolongación rectilínea hacia abajo. La extensión de la curvatura se rige por el emplazamiento lateral del sistema de antenas de trayectoria de planeo del equipo terrestre, la distancia de este sistema de antena con respecto al umbral, y las alturas relativas del terreno a lo largo de la ruta de aproximación final y en el emplazamiento de la trayectoria de planeo (**véase 2.4** de este **Reglamento**).

2.1.6 **Filtro de mediciones**. Dada la complejidad de los componentes de frecuencia presentes en las estructuras de los codos del haz del **ILS**, los valores medidos de los codos del haz dependen de la respuesta de frecuencias del equipo receptor y registrador de a bordo. Se pretende que se obtengan mediciones del codo de haz utilizando una frecuencia de vértice (en radianes por segundo) del filtro de paso bajo para los circuitos de salida de **DDM** del receptor y del equipo registrador correspondientes, de ***V*/92,6**, donde *V* es la velocidad en kilómetros por hora de la aeronave o del vehículo terrestre, según sea el caso.

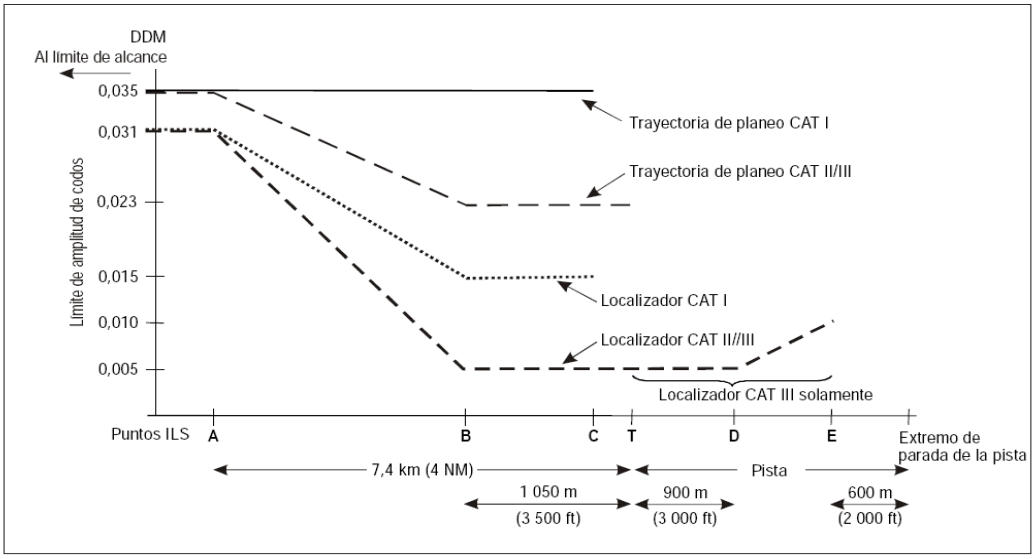


Figura C-1. Límites de amplitud de los codos del rumbo del localizador y de la trayectoria de planeo

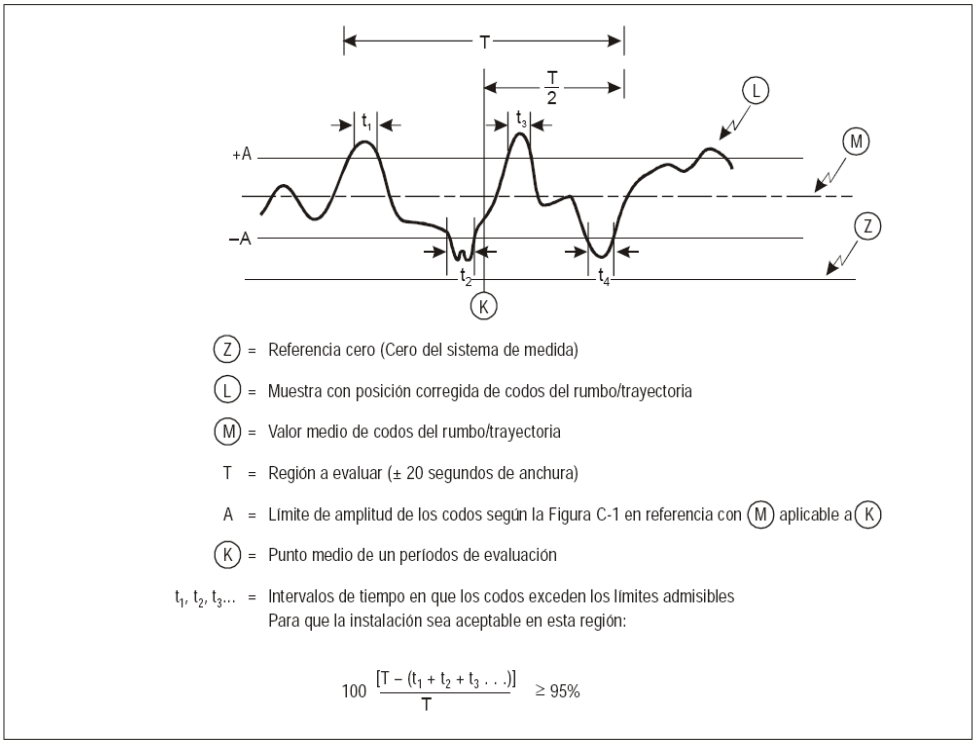


Figura C-2. Evaluación de la amplitud de los codos del rumbo/trayectoria

2.1.7 **Equipo monitor**. Las pruebas de que se dispone indican que puede conseguirse fácilmente una estabilidad de actuación dentro de los límites que se definen en el Capítulo **3, 3.1.3.6, 3.1.3.7 y 3.1.5.6** de este **Reglamento**, es decir, dentro de los límites del monitor.

2.1.7.1 La elección de límites del monitor es una cuestión de criterio individual, basado en el conocimiento de las exigencias de seguridad de la categoría de operación de que se trate. Sin embargo, la especificación de tales límites no indica la magnitud de la variación normal de performance de un día a otro, que se debe a los errores de montaje y al retardo del equipo. Es necesario investigar y tomar medidas correctivas si la performance de un día a otro excede frecuentemente los límites especificados en el Capítulo **3, 3.1.3.6, 3.1.3.7 y 3.1.5.6** de este **Reglamento.** Las causas de dichas desviaciones deberían eliminarse:

a) Para reducir considerablemente la posibilidad de que los parámetros críticos de la señal bordeen los límites especificados del monitor.-

b) Para asegurar una elevada continuidad del servicio **ILS.-**

2.1.7.2 A continuación se dan indicaciones generales para el diseño, funcionamiento y mantenimiento de los sistemas monitores que cumplan los requisitos del Capítulo **3, 3.1.3.11 y 3.1.5.7** de este **Reglamento**:

1) debería hacerse lo posible para asegurarse de que los sistemas monitores responden a todas las variaciones de la instalación terrestre que perjudican el funcionamiento del sistema de a bordo durante la aproximación **ILS**.-

2) los sistemas monitores no deberían reaccionar ante las condiciones locales que no afecten a la información de navegación percibida por los sistemas de a bordo.-

3) las desviaciones del sistema monitor no deberían aumentar ni reducir

apreciablemente los límites de control especificados.-

4) debe ponerse especial cuidado en el proyecto y funcionamiento del sistema monitor a fin de asegurar que se suprimirán las componentes de navegación o que se suspenderá la emisión en caso de que fallase el propio sistema monitor.-

5) el funcionamiento de ciertos sistemas monitores se funda en dispositivos que efectúan el muestreo de la señal en las proximidades del sistema de antenas del transmisor. La experiencia demuestra que los sistemas monitores de este tipo exigen una atención especial en los puntos siguientes:

   a) Cuando se utilicen sistemas de antenas de gran abertura, no es posible frecuentemente colocar los sensores del monitor de tal forma que la relación de fase observada en el campo alejado del rumbo sea la misma que la del punto sensor. Sin embargo, el sistema monitor debería detectar igualmente las modificaciones de la antena y del correspondiente sistema alimentador que afecten significativamente el rumbo en el campo lejano.-

   b) Los cambios del nivel real del suelo causados por nieve, inundaciones, etc., pueden afectar a los sistemas de control de la trayectoria de planeo y al rumbo real en el espacio de forma distinta especialmente cuando se depende del plano del suelo para formar el tipo de trayectoria de planeo deseada;.-

   c) Deben tenerse en cuenta otras causas que pueden perturbar la captación por el monitor de la señal emitida, tales como la formación de hielo y aves.-

   d) En un sistema en que las señales del monitor se utilizan para un circuito retroactivo para corregir las variaciones del equipo correspondiente, debería ponerse especial cuidado en que influencias extrañas y cambios del propio sistema no provoquen variaciones del rumbo o de la trayectoria de planeo fuera de los límites especificados sin que lo advierta el sistema de control.-

6) una forma posible de sistema monitor está constituida por un monitor integral en el cual la contribución de cada elemento de la antena transmisora en la emisión de la señal de rumbo en campo lejano se mide en el sistema de antenas. La experiencia demuestra que los sistemas monitores de este tipo, debidamente diseñados, pueden proporcionar una estrecha correlación entre la indicación del monitor y la señal radiada en campo lejano. En ciertos casos, los monitores de este tipo pueden remediar la dificultad expuesta en los incisos **5), a), b) y c)** de este **Reglamento**.-

2.1.7.3 Se observará que la **DDM** medida en un punto determinado del espacio es una función del desplazamiento de la sensibilidad y de la posición del eje de rumbo o trayectoria de planeo. Se debería tener esto en cuenta al diseñar y manejar los sistemas monitores.

2.1.8 **RADIACIÓN DE LOS LOCALIZADORES ILS NO UTILIZADOS EN LAS OPERACIONES.** Las aeronaves que realizan aproximaciones hacia bajos niveles en pistas equipadas con localizadores que sirven la dirección opuesta a la aproximación han experimentado grave interferencia con las señales del localizador ILS utilizado en las operaciones. En las aeronaves que sobrevuelan este sistema de antenas del localizador la interferencia es producida por la modulación cruzada debida a las señales emitidas por el localizador de la aproximación opuesta. Tratándose de operaciones a bajo nivel, dicha interferencia puede afectar gravemente a la aproximación o al aterrizaje y puede perjudicar la seguridad. En el Capítulo 3, 3.1.2.7, 3.1.2.7.1 se especifican las condiciones en que puede permitirse la radiación de los localizadores que no se utilicen para las operaciones.

2.1.8.1 En los lugares en los que una instalación de ILS y una instalación GBAS sirven a sentidos de aproximación opuestos de la misma pista, existe la posibilidad de interferencia con la recepción de las señales VDB del GBAS en la región en la que la aeronave sobrevuela el localizador. Las señales del localizador que no cumplen los requisitos indicados en el Apéndice B, párrafos 3.6.8.2.2.5 y 3.6.8.2.2.6, en los que se definen las relaciones entre señal deseada y no deseada y la potencia máxima de canales adyacentes tolerable para el receptor VDB del GBAS, pueden ocasionar pérdida de un número excesivo de mensajes y pérdida de continuidad de la guía GBAS. Es probable que la interferencia sea más alta si el localizador está situado cerca del umbral de pista. En el Capítulo 3, el párrafo 3.1.2.8 especifica las condiciones en las que no debería permitirse la radiación de localizadores que no estén un uso operacional. El Adjunto D, en su párrafo 7.2.3.3, contiene información adicional.

2.1.9 INTERFERENCIA EN EL ILS DE TRAYECTOS MÚLTIPLES

Nota1.- Este texto de orientación refleja la manera en que los nuevos aviones de mayor tamaño (NLA) pueden repercutir en las dimensiones de las áreas críticas y sensibles del ILS. También documenta las prácticas técnicas establecidas para determinar las dimensiones de las áreas críticas y sensibles, proporciona una descripción de las ventajas y desventajas operacionales conexas y da ejemplos indicativos de las dimensiones resultantes de las áreas. Sin embargo, en la práctica podría ser necesario determinar las dimensiones de las áreas críticas y sensibles en un aeródromo mediante evaluaciones específicas en ese aeródromo.

Nota2.- *Este texto de orientación no tiene por objeto crear la necesidad de revisar las dimensiones establecidas de las áreas críticas y sensibles que han demostrado ser satisfactorias en un aeródromo en particular, a menos que el entorno operacional haya evolucionado significativamente (como, por ejemplo, mediante la introducción de operaciones de NLA en el aeródromo o la construcción de edificios nuevos) o la instalación ILS haya cambiado de manera que pueda afectar a las dimensiones de las áreas.*

2.1.9.1 Efectos del entorno del ILS. Grandes objetos reflectantes, se trate de objetos fijos o de vehículos, incluidas las aeronaves, dentro del volumen de cobertura del ILS pueden ocasionar degradación de la señal en el espacio, por medio del bloqueo de señales o interferencia de trayectos múltiples, con la consecuencia de que es posible que se excedan las tolerancias de la señal en el espacio definidas en el Capítulo 3, 3.1. La cantidad de degradación es una función del emplazamiento, la dimensión y la orientación de las superficies reflectantes y de las características de la antena ILS. El objetivo de identificar las áreas críticas y sensibles (véase 2.1.9.2) y de los procedimientos de gestión conexos es impedir que se produzca dicha degradación y garantizar que la aeronave que utiliza el ILS pueda confiar en que la señal en el espacio reúne los requisitos del Capítulo 3, 3.1.

2.1.9.2 Áreas críticas y sensibles del ILS. Los Estados difieren en la manera en que eligen identificar las áreas de protección del ILS. Las prácticas también difieren en cuanto a cómo se manejan las restricciones del movimiento de vehículos. Un método consiste en identificar las áreas críticas y sensibles de la manera siguiente:

a) El área crítica **ILS** es un área de dimensiones definidas que rodea a las antenas del localizador y de la trayectoria de planeo en la cual se excluye la entrada y circulación de vehículos, incluso aeronaves, durante las operaciones **ILS.** Se protege el área crítica debido a que la presencia dentro de sus límites de vehículos y/o aeronaves ocasionaría perturbaciones inaceptables de la señal en el espacio **ILS**.-

b) El área sensible **ILS** es un área que se extiende más allá del área crítica en la cual se controla el establecimiento y/o movimiento de vehículos, incluso

aeronaves, para evitar la posibilidad de que ocurra interferencia inaceptable a la señal **ILS** durante las operaciones **ILS.** Se protege el área sensible para evitar la interferencia proveniente de grandes objetos en movimiento fuera del área crítica pero que normalmente estén dentro de los límites del aeródromo.-

Nota 1.- *La finalidad de definir las áreas críticas y sensibles es proporcionar protección adecuada al **ILS.** En diversos Estados puede ser distinta la forma de aplicar esta terminología. En algunos Estados se utiliza la expresión **''área crítica''** para describir la misma área que aquí se denomina área sensible.*

Nota 2.- *Se espera que en aquellos lugares en que el **ILS** y el **MLS** tengan emplazamiento común, el **MLS** podría estar emplazado dentro de las áreas críticas del **ILS** de conformidad con los textos de orientación del **Adjunto G, 4.1** de este **Reglamento.***

2.1.9.3 La lógica de las áreas críticas y sensibles desde los puntos de vista técnico y operacional. Idealmente, el área crítica es obligatoria durante todas las operaciones ILS para dar protección hasta por lo menos la altura de decisión de Categoría I. Una perturbación en el área crítica repercutiría normalmente en todas las aeronaves que utilizan la señal ILS en un momento determinado (durante la totalidad de la aproximación). El área crítica se protege comúnmente por medio de límites marcados, restringiendo el acceso al área o mediante procedimientos cuando existen superposiciones con las áreas operacionales. Desde el punto de vista operacional, el área sensible protegería, idealmente, las operaciones de las aeronaves desde por lo menos la altura de decisión de Categoría I hasta la pista y se activaría durante condiciones de mala visibilidad únicamente (p.ej., Categoría II y III). Una perturbación en el área sensible normalmente sería de naturaleza transitoria y produciría una perturbación local que afectaría únicamente a una sola aeronave. Sin embargo, en muchos emplazamientos, puede resultar imposible lograr esta situación ideal y se requerirán las medidas técnicas y operacionales de mitigación que correspondan.

***Nota.-** En el documento EUR DOC 013 de la OACI, "European Guidance Material on All Weather Operations at Aerodromes", figura orientación sobre los procedimientos operacionales para la protección de las áreas críticas y sensibles.*

2.1.9.4 Determinación técnica de las dimensiones de las áreas críticas y sensibles. Las áreas críticas y sensibles se calculan normalmente en la etapa de planificación, antes de la instalación del ILS, utilizando la simulación por computadora. Se emplea un proceso similar cuando hay cambios en la instalación o en el entorno. Al utilizar las simulaciones por computadora, es necesario asignar al área crítica o al área sensible una protección de las partes individuales de la aproximación. Es conveniente asegurarse de que las áreas críticas y sensibles combinadas protejan la totalidad de la aproximación. Sin embargo, tal vez esto no sea posible en todos los casos. Además, si se aplica la lógica de 2.1.9.3, esto puede llevar a crear áreas críticas restrictivamente grandes. Algunos Estados han encontrado que es posible llegar a un término medio razonable utilizando una lógica diferente, mediante la cual el área crítica protege el tramo que va del límite de cobertura hasta 2 NM desde el umbral de la pista, en tanto que el área sensible protege la aproximación desde 2 NM hasta la pista. En este caso, existirá un área sensible para operaciones de Categoría I que puede requerir medidas operacionales de mitigación. Dependiendo del entorno operacional (como la sincronización entre la aeronave delantera que realiza el rodamiento sobre la pista después del aterrizaje y la aeronave que le sigue y que realiza la aproximación final), es posible que no se requieran medidas particulares. No existe necesariamente una relación directa entre la asignación de la aproximación, que se utiliza en las simulaciones para determinar las áreas críticas y sensibles, y la gestión operacional de las mismas. Es responsabilidad de los Estados definir las áreas pertinentes. Si es necesario aplicar diferentes criterios de aceptación de las perturbaciones o diferentes protecciones del tramo de vuelo, éstos deben validarse

por medio del análisis de la seguridad operacional. En este análisis deben tenerse en cuenta todos los factores pertinentes, así como la configuración del aeródromo, la densidad del tráfico y toda cuestión operacional o restricción de la capacidad.

2.1.9.5 Factores que repercuten en las dimensiones de las áreas críticas y sensibles. Las antenas del localizador y de la trayectoria de planeo con diagramas de irradiación optimizados, especialmente en combinación con transmisores de dos frecuencias, pueden ser muy eficaces para reducir la posibilidad de perturbación de la señal y, por lo tanto, las dimensiones de las áreas críticas y sensibles. Otros factores que afectan a las dimensiones de las áreas son la categoría de la operación de aproximación y de aterrizaje que deben apoyar, la cantidad de perturbación estática, los emplazamientos, los tamaños y orientaciones de las aeronaves y otros vehículos (en particular de sus superficies verticales), la configuración de las pistas y las calles de rodaje y los emplazamientos de las antenas. En particular, deben determinarse las alturas máximas de las superficies verticales de cola de las aeronaves que es posible encontrar, junto con todas las orientaciones posibles en un emplazamiento determinado, que incluso pueden comprender las orientaciones no paralelas y no perpendiculares a la pista. Aunque las áreas críticas y sensibles se evalúan en un contexto bidimensional (horizontal), en realidad la protección debería extenderse a volúmenes, ya que las aeronaves, al salir, y/o los helicópteros/aeronaves, al maniobrar, también pueden ocasionar perturbaciones en las señales del ILS. Los perfiles verticales de los volúmenes de protección dependen de los diagramas verticales de las redes de transmisión.

2.1.9.6 Asignación del presupuesto de error de multitrayectos. Es conveniente considerar las perturbaciones ocasionadas por objetos móviles, como las aeronaves y otros vehículos, de manera independiente a las perturbaciones estáticas ocasionadas por objetos fijos, como los edificios y el terreno. Una vez que se conoce el multitrayecto estático, el resto puede asignarse a perturbaciones dinámicas. Si las mediciones indican que el multitrayecto estático real es significativamente distinto del que se supuso para las simulaciones, es posible que se requiera revisar la asignación. En la mayoría de los casos, la raíz cuadrada de la suma de los cuadrados de las perturbaciones debidas a los objetos fijos y móviles es una representación estadísticamente más válida de la perturbación total que la suma algebraica. Por ejemplo, un límite de ±5μA para la estructura del curso del localizador se respetaría con ±3μA de perturbación debida a objetos estáticos y un margen de ±4μA para los objetos dinámicos:

$$\sqrt{(3\mu A)^2 + (4\mu A)^2} = 5\mu A$$

2.1.9.7 Estudio del sitio y simulaciones por computadora. Normalmente, se lleva a cabo un estudio específico del sitio para una instalación aeroportuaria en particular. En el estudio se tendrán en cuenta diferentes hipótesis para el entorno de multitrayectos estáticos, la topografía aeroportuaria, los tipos y alturas efectivas de las antenas del ILS y las orientaciones de las aeronaves que realizan maniobras, por ejemplo, cruces de pistas, virajes de 180° en el umbral u orientaciones de espera que no sean paralelas o perpendiculares. Se pueden utilizar modelos de simulación para calcular el emplazamiento, la magnitud y la duración probables de las perturbaciones del ILS ocasionadas por objetos, ya sea por estructuras o por aeronaves de tamaños y orientaciones diferentes en emplazamientos distintos. Los proveedores de servicios de navegación aérea (ANSP) necesitarán garantizar que los modelos de simulación empleados se hayan validado por medio de la comparación directa con las mediciones en tierra y en vuelo para una diversidad de situaciones y entornos específicos, y que la aplicación subsiguiente de dichos modelos la lleve a cabo el personal con

conocimientos y criterios técnicos apropiados que les permitan tener en cuenta las hipótesis y las limitaciones de aplicar dichos modelos a entornos específicos de multitrayectos.

2.1.9.8 Cambios en el entorno aeroportuario. En caso de que cambios importantes en el entorno aeroportuario ocasionen un aumento de las perturbaciones estáticas del localizador y/o de la trayectoria de planeo, puede ser necesario redefinir las dimensiones de las áreas críticas y sensibles, lo cual puede tener un impacto en la eficiencia o capacidad del aeropuerto. Esto es particularmente importante al considerar el emplazamiento, dimensiones y orientación de los edificios nuevos propuestos dentro o fuera de los límites del aeropuerto. Se recomienda aplicar criterios de protección convenientes para salvaguardar las operaciones del ILS.

Nota.- *El documento EUR DOC 015 de la OACI* "European Guidance Material on Managing Building Restricted Areas" *contiene ejemplos a título de orientación.*

2.1.9.9 Ejemplos típicos de áreas críticas y sensibles. Las Figuras C-3 y C-4 (incluidas las Tablas C-1, C-2A y C-2B conexas) contienen ejemplos de áreas críticas y sensibles para las distintas categorías de operaciones y para diferentes clases de vehículos/alturas de aeronave y varios tipos de antenas de localizador y de trayectoria de planeo. El cálculo de estos ejemplos se llevó a cabo con un modelo de simulación empleando un método exacto de resolución de ecuaciones de propagación del ILS que se aplicó a un modelo tridimensional de aeronaves correspondientes. Las dimensiones se basan en el supuesto de un terreno plano, una trayectoria de planeo de 3,0°, asignaciones del 60% de tolerancias aplicables para un multitrayecto estático y 80% para un multitrayecto dinámico, una aeronave que se aproxima a 105 nudos, es decir, con un filtro de paso bajo de 2,1 rad/s y un diagrama de antena receptora omnidireccional. En los ejemplos se consideran orientaciones típicas de superficies reflectantes de aeronaves/vehículos terrestres grandes en operaciones de rodaje y espera y que realizan maniobras. Las alturas de la cola para vehículos terrestres/aeronaves pequeñas y categorías de aeronaves medianas, grandes y muy grandes corresponden a las claves de referencia de aeródromo A, B/C, D/E y F, respectivamente, del Anexo 14, como se especifica en la Circular de asesoramiento 150/5300-13 de la FAA. En caso de duda sobre la categoría a la que pertenece una aeronave para los fines de la evaluación de las áreas críticas y sensibles, la altura de la cola será la característica determinante.

2.1.9.9.1 *Propósito y aplicación correcta de ejemplos típicos.* Como pocas veces una instalación real se ajusta exactamente a las hipótesis que se emplearon en estos ejemplos, se requerirá hacer una adaptación a las condiciones locales. Los ejemplos sirven para dar una idea aproximativa del orden de magnitud de las dimensiones de las áreas críticas y sensibles, lo que depende de cuánto difieren las condiciones locales de las hipótesis empleadas en estos ejemplos. Las tablas de ejemplo también pueden utilizarse para evaluar las herramientas empleadas en las simulaciones utilizando las hipótesis enumeradas. En muchas instalaciones, los aeropuertos han establecido áreas críticas y sensibles que difieren de las enumeradas en estos ejemplos, por medio de una combinación de optimizaciones técnicas ulteriores, medidas operacionales de mitigación, experiencias y evaluaciones de la seguridad operacional que se aplican al entorno operacional concreto. En el caso de nuevos proyectos de construcción de aeropuertos, posibles conflictos de las áreas que se proporcionan aquí como ejemplo con los usos operacionales previstos exigirán evaluaciones ulteriores y posiblemente la implantación de sistemas de antena ILS más avanzados, por ejemplo, antenas del localizador de apertura más grande, incluidos diseños avanzados como los sistemas de antena de apertura muy grande. En los ejemplos típicos que se proporcionan aquí no se tienen en cuenta dichos sistemas optimizados específicos. Las tablas difieren ligeramente entre el localizador y la trayectoria de planeo dependiendo de qué tan diferentes sean las orientaciones de las aeronaves que se consideren. Estos detalles se explican en las notas de las Tablas C-1 (nota 9),

C-2A y C-2B (nota 8). Según estas notas, en algunos casos de trayectoria de planeo será preciso agregar la mitad de la envergadura alar para que ninguna parte de la aeronave ingrese en las áreas críticas o sensibles.

2.1.9.9.2 Límites de las hipótesis de los multitrayectos empleados en las simulaciones. La asignación de 60% para el multitrayecto estático y 80% para el dinámico empleados en 2.1.9.6 constituye un enfoque conservador apropiado en emplazamientos donde coinciden los dos tipos de multitrayectos. Puede resultar apropiada una asignación distinta para la trayectoria de planeo, en especial en el caso de terreno plano, ya que en este caso, el multitrayecto estático será muy pequeño. En emplazamientos donde el multitrayecto estático y el dinámico no coinciden, en virtud de la disposición específica del aeropuerto, el trayecto dinámico puede absorber toda la tolerancia. Una herramienta de simulación capaz de modelar el entorno completo (fuentes estáticas y dinámicas de reflexión) y calcular el efecto combinado puede permitir que se evite la necesidad de aplicar la aproximación de la raíz cuadrada de la suma de los cuadrados. Esto puede llevar a una optimización de las dimensiones de las áreas críticas y/o sensibles.

2.1.9.9.3 Asignaciones de protección del tramo de vuelo empleadas en los ejemplos de las simulaciones. En los ejemplos de la Figura C-3 para el localizador se utiliza un punto de transición de 2 NM, como se describe en 2.1.9.4. En los ejemplos de la Figura C-4 para la trayectoria de planeo se utiliza un punto de transición de 0,6 NM (que corresponde a la altura de decisión de Categoría I). Dependiendo de las operaciones locales, es posible que resulten más convenientes otros puntos de transición.

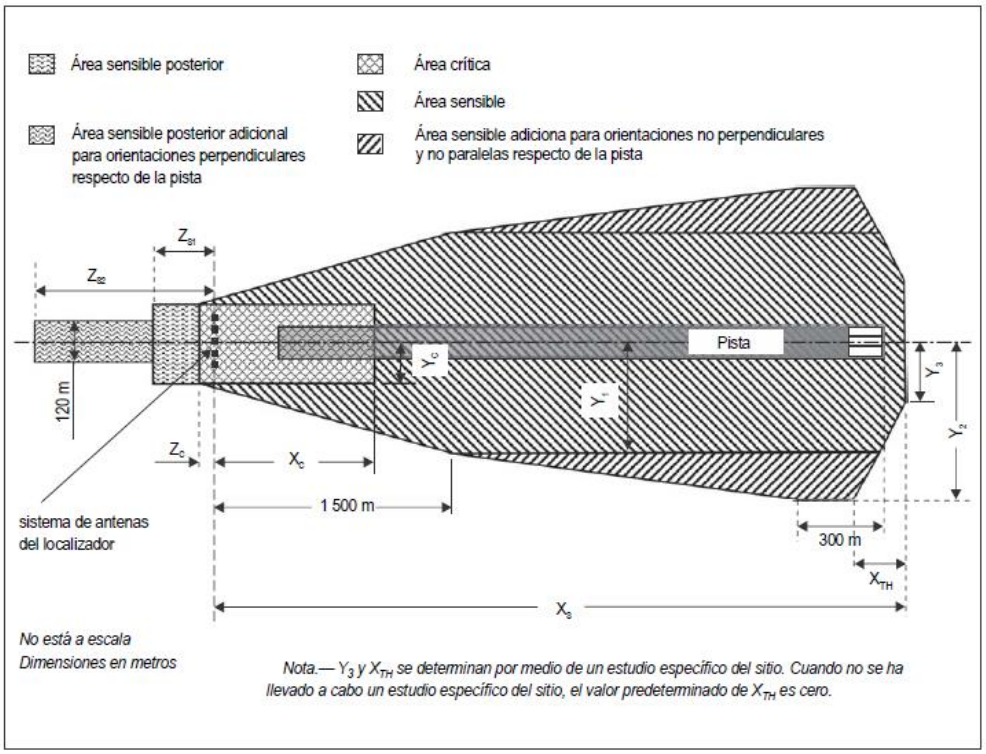


Figura C-3. Ejemplo de dimensiones de las áreas críticas y sensibles del localizador (los valores figuran a continuación en la Tabla C-1 conexa)

Tabla C-1. Dimensiones típicas de las áreas críticas y sensibles del localizador

Altura de la aeronave/vehículo	H ≤ 6 m (véase la Nota 1) Vehículo terrestre			6 m < H ≤ 14 m Aeronave mediana			14 m < H ≤ 20 m Aeronave grande		20 m < H ≤ 25 m Aeronave muy grande	
Apertura de antena (véase la Nota 3)	Pequeño	Mediano	Grande	Pequeña	Mediana	Grande	Mediana	Grande	Mediana	Grande
Área crítica CAT I X_C	180 m	65 m	45 m	360 m	200 m	150 m	500 m	410 m	660 m	580 m
Z_C	10 m	10 m	10 m	35 m	35 m	35 m	50 m	50 m	60 m	60 m
(Véase la Nota 10) Y_C	50 m	15 m	20 m	110 m	25 m	25 m	50 m	30 m	55 m	40 m
Área sensible CAT I X_S	200 m	No hay área sensible		500 m	No hay área sensible		No hay área sensible		1 300 m	1 100 m
Y_1	40 m			90 m					90 m	50 m
Y_2	40 m			90 m					90 m	50 m
Z_{S1}	15 m			35 m					60 m	60 m
(Véase la Nota 7) Z_{S2}	15 m			35 m					60 m	60 m

Altura de la aeronave/vehículo	H ≤ 6 m (véase la Nota 1) Vehículo terrestre			6 m < H ≤ 14 m Aeronave mediana			14 m < H ≤ 20 m Aeronave grande		20 m < H ≤ 25 m Aeronave muy grande	
Apertura de antena (véase la Nota 3)	Mediano	Grande		Mediana	Grande		Mediana	Grande	Mediana	Grande
Área crítica CAT II X_C	75 m	55 m		200 m	200 m		500 m	475 m	750 m	675 m
Z_C	10 m	10 m		35 m	35 m		50 m	50 m	60 m	60 m
(Véase la Nota 10) Y_C	15 m	20 m		25 m	25 m		50 m	30 m	70 m	50 m
Área sensible CAT II X_S	75 m	No hay área sensible		500 m	No hay área sensible		2 100 m	1 400 m	Distancia del localizador al umbral	Distancia del localizador al umbral
Y_1	15 m			50 m			125 m × K	60 m × K	180 m × K	100 m × K
Y_2	15 m			50 m			125 m × K	60 m × K	180 m × K	125 m × K
Z_{S1}	15 m	15 m		35 m	35 m		60 m	60 m	70 m	70 m
(Véase la Nota 7) Z_{S2}	15 m	15 m		45 m	45 m		160 m	160 m	250 m	250 m

Altura de la aeronave/vehículo	H ≤ 6 m (véase la Nota 1) Vehículo terrestre		6 m < H ≤ 14 m Aeronave mediana		14 m < H ≤ 20 m Aeronave grande		20 m < H ≤ 25 m Aeronave muy grande	
Apertura de antena (véase la Nota 3)	Mediano	Grande	Mediana	Grande	Mediana	Grande	Mediana	Grande
Área crítica CAT III X_C	75 m	55 m	200 m	200 m	500 m	475 m	750 m	675 m
Z_C	10 m	10 m	35 m	35 m	50 m	50 m	60 m	60 m
(Véase la Nota 10) Y_C	15 m	20 m	25 m	25 m	50 m	30 m	70 m	50 m
Área sensible CAT III X_S	100 m	No hay área sensible	900 m	No hay área sensible	3 100 m	3 100 m	Distancia del localizador al umbral	Distancia del localizador al umbral
Y_1	15 m		50 m		140 m × K	120 m × K	180 m × K	150 m × K
Y_2	15 m		50 m		160 m × K	120 m × K	260 m × K	180 m × K
Z_{S1}	15 m	15 m	35 m	35 m	60 m	60 m	70 m	70 m
(Véase la Nota 7) Z_{S2}	15 m	15 m	45 m	45 m	160 m	160 m	250 m	250 m

Notas:

1. *En el caso de vehículos de menos de 2,5 m de altura, Z_C = 3 m, suponiendo una relación anterior/posterior de 23 dB para la antena transmisora para las señales de curso y de margen.*
2. *En el caso de sistemas con antenas de comprobación del campo cercano, los vehículos no deben transitar entre las antenas de comprobación y la antena transmisora.*
3. *Apertura pequeña: 11 elementos o menos. Apertura mediana: 12 a 15 elementos. Apertura grande: 16 elementos o más. Las simulaciones se realizaron utilizando un sistema de 12 elementos, instalado normalmente para casos de apertura media, y de 20 elementos, instalado normalmente para casos de apertura grande. Se supone que las operaciones de Categoría II/III no se realizan en pistas equipadas con localizadores de apertura pequeña, y que en dichas pistas no operan aeronaves tan grandes como las 747.*
4. *Para sistemas de antenas del localizador que tienen una altura muy baja, se necesitará un área crítica adicional en virtud de la mayor atenuación de la señal directa a bajos ángulos verticales.*
5. *Con un estudio específico para un aeropuerto en particular, que considere orientaciones realistas, un entorno de multitrayectos estáticos, la topografía del aeropuerto y el tipo de antenas ILS, pueden definirse diferentes áreas críticas.*
6. $K = \sqrt{\frac{\text{Distancia del localizador al umbral}}{3\,300\ m}}$
7. *Las dimensiones posteriores de las áreas sensibles pueden cambiarse según los resultados del estudio específico considerando las características del diagrama de antena disponible. Se parte del supuesto de que se trata de un sistema direccional con una relación anterior/posterior de 23 dB para las señales de curso y de margen.*
8. *El rodaje o la espera de una sola aeronave paralela a la pista no genera señales fuera de tolerancia.*
9. *Los límites de las áreas críticas o de las áreas sensibles posteriores se aplican a todo el eje longitudinal (cola y fuselaje) de las aeronaves interferentes. Los límites de las áreas sensibles se aplican sólo a la cola de las aeronaves interferentes.*
10. *La semianchura de las áreas críticas, Yc, debería exceder lateralmente (a ambos lados) la dimensión física real del sistema de antenas del localizador en por lo menos 10 m en su posición entre el sistema de antenas del localizador y el extremo de parada de la pista.*

Figura C-3B. Variaciones de las dimensiones ordinarias de las áreas críticas y sensibles de trayectoria de planeo

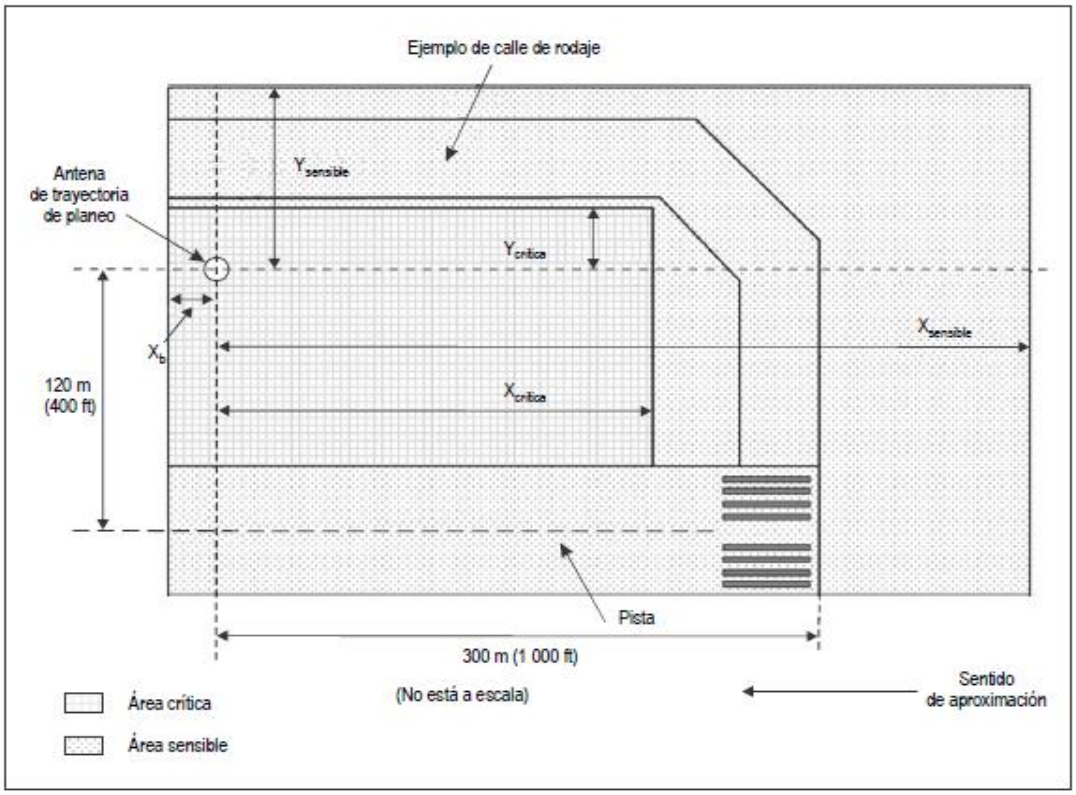


Figura C-4. Ejemplo de dimensiones de las áreas críticas y sensibles de la trayectoria de planeo (los valores figuran a continuación en la Tabla C-2A conexa)

Tabla C-2B. Ejemplo de dimensiones de las áreas críticas y sensibles de la trayectoria de planeo para otras orientaciones

Altura de la aeronave/vehículo	Vehículo terrestre H ≤ 6 m		Aeronave mediana 6 m < H ≤ 14 m		Aeronave grande 14 m < H ≤ 20 m		Aeronave muy grande 20 m < H ≤ 25 m	
Tipo de trayectoria de planeo	Arreglo M	Referencia cero	Arreglo M	Referencia cero	Arreglo M	Referencia cero	Arreglo M	Referencia cero
Área crítica CAT I								
X	298 m	191 m	297 m	829 m	444 m	1 167 m	591 m	1 360 m
Y	24 m	15 m	39 m	39 m	35 m	55 m	34 m	55 m
Área sensible CAT I								
X	298 m	304 m	297 m	537 m	444 m	717 m	541 m	710 m
Y	24 m	24 m	39 m	39 m	25 m	18 m	24 m	24 m
Área crítica CAT II/III								
X	298 m	443 m	347 m	829 m	544 m	1 267 m	672 m	1 410 m
Y	24 m	25 m	39 m	39 m	35 m	55 m	34 m	55 m
Área sensible CAT II/III								
X	298 m	445 m	297 m	829 m	528 m	817 m	610 m	1 010 m
Y	24 m	24 m	39 m	39 m	25 m	25 m	24 m	24 m

Notas:
1. X_b = 50 m se aplica a las áreas críticas y sensibles sólo para las categorías de aeronaves grandes y muy grandes. En los demás casos, Xb = 0 m.
2. La categoría de vehículos terrestres también se aplica a las aeronaves pequeñas. En las simulaciones, se aproximaron estas aeronaves o los vehículos terrestres grandes utilizando un
Rectángulo (4 m de altura X 12 m de longitud X 3 m de anchura). Dependiendo de las condiciones locales, es posible reducir especialmente las dimensiones de las áreas críticas de
Categoría I, de manera que pueda permitirse rodar o circular en la calle de rodaje directamente enfrente de la antena de trayectoria de planeo.
3. Se proporcionan tablas por separado (C-2A y C-2B) para orientaciones paralelas/perpendiculares y para otras orientaciones con la finalidad de no penalizar las operaciones paralelas
De rodaje. Para derivar las áreas restringidas para el peor de los casos, debe utilizarse el número más grande de entre las dos tablas. Los valores de la Tabla C-2B ("otras
Orientaciones") que son más grandes que los correspondientes de la Tabla C-2A ("orientaciones paralelas y perpendiculares") se destacan con negritas. Las orientaciones
Perpendiculares comprendidas en la Tabla C-2A incluyen sólo la orientación en el caso de que la proa de la aeronave apunte hacia la pista. Las orientaciones perpendiculares con la
Cola de la aeronave apuntando hacia la pista se cubren en la Tabla C-2B. En la Tabla C-2B también se consideran las aeronaves que giran hacia la pista para alinearse a ángulos de 15°,
30°, 45°, 60° y 75°. Las orientaciones que ocasionan las áreas restringidas más grandes (es decir, las peores orientaciones de aeronave entre todas las orientaciones que ocasionan

4. Las simulaciones hacen referencia al mástil de la antena de trayectoria de planeo utilizando una distancia perpendicular típica de 120 m con respecto al eje de la pista y una distancia paralela nominal de 300 m a partir del umbral de la pista. Para diferentes desplazamientos antena-pista, es necesario cambiar las áreas críticas y sensibles en consecuencia.

5. El borde de la pista más próximo a la antena de trayectoria de planeo define el límite interior del área crítica. El borde de la pista más alejado define el límite interior del área sensible.

Es necesario ampliar este límite del área sensible 50 m adicionales en el lado opuesto de la pista (comenzando a partir del eje de la pista) para categorías de aeronaves grandes y muy grandes al utilizar una antena de referencia cero.

6. Dependiendo de las opciones de simulación (punto de transición), el área crítica puede ser más grande que el área sensible y ejercer un impacto en los procedimientos de gestión conexos.

7. De acuerdo con la lógica operacional descrita en 2.1.9.4 (no se requiere una protección de la trayectoria de planeo de Categoría I por debajo de la altura de decisión) y según la observación de que en las Tablas C-1, C-2A y C-2B el área crítica de Categoría I es normalmente igual o mayor que el área sensible, es posible que no sea necesario proteger el área sensible de Categoría I.

8. Los límites de las áreas críticas y sensibles se aplican a la aeronave completa (la totalidad del fuselaje y las alas).

2.1.10 Reducción de codos y áreas del localizador con diferencia insuficiente en la profundidad de modulación (DDM)

2.1.10.1 Introducción. Debido a los efectos que en ciertos lugares produce el emplazamiento, en las instalaciones ILS normales simples, no siempre es posible obtener rumbos de localizador suficientemente libres de codos o de irregularidades molestas. Si éste es el caso, es altamente preferible emplear dos radiofrecuencias portadoras para obtener la cobertura y las características de señal normales. En el párrafo 2.7 se proporciona más orientación sobre la cobertura con dos radiofrecuencias portadoras. Si aún no pueden cumplirse los requisitos normales de cobertura, puede aplicarse una reducción de la radiación en la dirección de los objetos y aceptarse un aumento de los límites de cobertura vertical inferiores, según lo prescrito en el Capítulo 3, 3.1.3.3.1.

2.1.10.2 Reducción de la cobertura normal del localizador. Al utilizar la opción de reducción de la cobertura definida en el Capítulo 3, 3.1.3.3.1, es preciso asegurar que el volumen de cobertura reducida corresponda a las altitudes mínimas publicadas para el procedimiento de aproximación por instrumentos. Además, las operaciones con guía vectorial normales no deben terminarse y no debe emitirse una autorización para interceptar el localizador hasta que se esté dentro de la zona de cobertura promulgada. Algunas veces, se hace referencia a esto como volumen útil operacional.

2.1.10.2.1 Consideraciones operacionales desde la perspectiva de la gestión del tránsito aéreo. Los procedimientos de aproximación por instrumentos deben diseñarse para tener en cuenta cualquier reducción en la cobertura del localizador que permita la norma del Capítulo 3, 3.1.3.3.1. Esto puede realizarse asegurándose de que el procedimiento permanezca dentro de la cobertura del localizador o proporcionando medios alternativos para navegar. Por consiguiente, una porción significativa [3,7 km (2 NM) mínimo] del tramo inicial debe estar dentro de la cobertura del localizador. Es necesario que la cobertura del localizador esté disponible suficientemente antes del área en que los controladores normalmente autorizan la aproximación o interceptación para que los pilotos puedan verificar la identificación (IDENT) en código Morse.

2.1.10.2.2 Consideraciones operacionales desde la perspectiva del piloto/aeronave. Para las aeronaves equipadas con sistemas de mando automático de vuelo (AFCS), es necesario que la cobertura del localizador esté disponible antes de la activación del modo de interceptación del AFCS (vuelo manual o automático) y suficientemente antes del área en que los controladores normalmente autorizan la aproximación o interceptación para permitir la verificación de la señal IDENT. Al volar manualmente o cuando se utiliza un AFCS, los pilotos normalmente verifican la IDENT de la instalación ILS y, seguidamente, esperan para activar el modo que permite iniciar el viraje para interceptar y capturar el localizador, hasta después de recibir la autorización de aproximación o interceptación. Idealmente, mediante ayudas adicionales (si están incluidas en el procedimiento de aproximación), el piloto debería poder determinar la relación entre la posición de la aeronave y el eje de rumbo frontal del localizador.

2.2 Equipo receptor ILS de a bordo

2.2.1 Para asegurarse de lograr los objetivos operacionales requeridos, es necesario que el equipo receptor de a bordo cumpla las normas de actuación definidas.

Nota.- *Las normas mínimas de actuación operacional pertinentes para el **ILS** se detallan en los documentos **RTCA DO-195 (1986)** y **EUROCAE ED-46B** (comprendidas las Enmiendas núms. **1** y **2**) para el localizador, en **RTCA DO-43 (1970) y EUROCAE 1/WG 7/70** para radiobalizas y en **RTCA DO-192 (1986)** y **EUROCAE ED-47B** (comprendida la Enmienda núm. **1**) para los receptores de trayectoria de planeo.*

2.2.2 CARACTERÍSTICAS DE INMUNIDAD DE LOS SISTEMAS RECEPTORES DEL LOCALIZADOR ILS CONTRA LA INTERFERENCIA CAUSADA POR SEÑALES DE RADIODIFUSIÓN FM EN VHF

2.2.2.1 En relación con la **Nota 2** del Capítulo **3, 3.1.4.2** de este **Reglamento**, las características de inmunidad allí definidas deben compararse con una magnitud convenida de degradación de la actuación normal del sistema receptor, en presencia de la señal deseada de entrada y en condiciones normales de funcionamiento. Esto es necesario para garantizar que las pruebas del equipo receptor pueden efectuarse en el banco de pruebas en condiciones y con resultados que puedan repetirse y para facilitar la aprobación consiguiente. Los ensayos han demostrado que la interferencia causada por las señales **FM** puede afectar tanto a la guía de rumbo como a la corriente de bandera y que su influjo varía en función de la **DDM** de la señal deseada que se aplique. Puede consultarse más información en la Recomendación **UIT-R**

SM.1140 de la UIT, Procedimientos de prueba utilizados en las medidas de las características de los receptores aeronáuticos que sirven para determinar la compatibilidad entre el servicio de radiodifusión sonora en la banda de unos **87-108 MHz** y los servicios aeronáuticos en la banda **108-118 MHz**.

Nota.- *La Recomendación **UIT-R SM.1140 de la UIT** puede encontrarse en el Manual sobre ensayo de radioayudas para la navegación **(Doc. 8071** de la **OACI), Volumen I.***

2.3 CONDICIONES DE ALARMA DEL EQUIPO ILS DE A BORDO

2.3.1 De manera ideal, un sistema de alarma del receptor tal como un banderín visual debería advertir al piloto la existencia de cualquier condición inaceptable de funcionamiento erróneo que pueda presentarse ya sea en los equipos terrestres o de a bordo. A continuación se especifica hasta qué punto puede satisfacerse esa manera ideal.

2.3.2 El sistema de alarma es activado por la suma de dos profundidades de modulación y, por lo tanto, la extracción de los componentes de modulación del rumbo **ILS** de la portadora radiada debería traducirse en la activación de la alarma.

2.3.3 El sistema de alarma debería indicar al piloto o a cualquier otro sistema de a bordo, capaz de utilizar los datos del localizador y de la trayectoria de planeo, la presencia de cualquiera de las condiciones siguientes:

a) La ausencia de cualquier señal **RF** así como también la falta de una modulación simultánea de **90 y de 150 Hz**.-

b) El porcentaje de modulación de la reducción de la señal de **90 o de 150 Hz** hasta un valor cero mientras que la otra se mantiene en su modulación normal del **20 y del 40%**, respectivamente, para el localizador y la trayectoria de planeo.-

Nota.- *Se recomienda que la alarma del localizador funcione cuando ya sea la modulación de **90** o de **150 Hz** se reduzca al **10%** mientras que la otra se mantiene en su **20%** normal. Se recomienda que la alarma de trayectoria de planeo funcione ya sea cuando la modulación de **90** o de **150 Hz** se reduzca al **20%** en tanto que la otra se mantiene en su **40%** normal.*

2.3.3.1 El indicador de alarma debería ser fácil de identificar y visible en todas las condiciones normales del puesto de pilotaje. En caso de utilizarse un banderín, su tamaño debería ser tan grande como sea posible en proporción con la presentación.

2.4 GUÍA PARA EL EMPLAZAMIENTO, ELEVACIÓN, AJUSTE Y COBERTURA DEL EQUIPO DE TRAYECTORIA DE PLANEO.-

2.4.1 **Colocación lateral**. La colocación lateral del sistema de antena de la trayectoria de planeo con respecto al eje de la pista normalmente no es inferior a **120 m (400 ft)**. Al decidir el emplazamiento lateral de la antena de trayectoria de planeo, deberían tenerse en cuenta las disposiciones del **DINAC R 14** de la **OACI** relativas a las superficies de franqueamiento de obstáculos y a los objetos en las franjas de las pistas.

2.4.2 **Curvatura de la trayectoria de planeo ILS**. En muchos casos, la trayectoria de planeo **ILS** está formada como una superficie cónica que se origina en el sistema de antenas de la trayectoria de planeo. Debido a la colocación lateral, a partir del eje de la pista, del origen de esta superficie cónica, el lugar geométrico de la trayectoria de planeo en el plano vertical, a lo largo del eje de la pista, es una hipérbola. La curvatura de la trayectoria de planeo ocurre en la región del umbral y aumenta paulatinamente hasta el momento de la toma de contacto. Para limitar el grado de curvatura, la antena

de trayectoria de planeo no debería colocarse a una distancia lateral excesiva respecto del eje de la pista.

2.4.3 **Diseño de procedimientos**. En el Capítulo **3, 3.1.5.1** de este **Reglamento**, figuran las normas y métodos recomendados para el ángulo de trayectoria de planeo y la altura de la referencia **ILS**. Se establece la posición longitudinal de la antena de trayectoria de planeo respecto del umbral de la pista, a fin de proporcionar el ángulo de trayectoria de planeo seleccionado y la altura de la referencia **ILS** deseada para el procedimiento de aproximación de precisión diseñado para esa pista. El diseño de procedimientos de aproximación de precisión puede modificarse para satisfacer los requisitos de franqueamiento de obstáculos o para tener en cuenta las restricciones técnicas relativas al emplazamiento de la antena de trayectoria de planeo (por ejemplo, pistas o calles de rodaje que se cruzan). El diseñador de procedimientos tendrá en cuenta el ángulo de trayectoria de planeo aceptable, la altura de cruce del umbral y la longitud de la pista disponible para el tipo de aeronave que se espera utilizará el procedimiento de aproximación de precisión.

2.4.4 **Colocación longitudinal**. Suponiendo que la superficie reflectante en el área de formación del haz puede aproximarse a una superficie plana con pendientes lateral y longitudinal apropiadas, la posición longitudinal requerida de la antena de la trayectoria de planeo es, así, función de la referencia **ILS** por encima del umbral de la pista y de la proyección del plano de reflexión de la trayectoria de planeo a lo largo del eje de la pista. Esta situación se describe gráficamente en la **Figura C-5.** de este **Reglamento** En esta figura, la línea **OP** se define mediante la intersección entre el plano de reflexión de la trayectoria de planeo y el plano vertical a lo largo del eje de la pista, y el punto **O** está a la misma distancia longitudinal respecto del umbral que la antena de trayectoria de planeo. Dependiendo de la altura y la orientación del plano de reflexión, el punto **O** puede encontrarse por encima o por debajo de la superficie de la pista.

Entonces, para una superficie reflectante plana, la posición longitudinal de la antena de la trayectoria de planeo se calcula como sigue:

$$D = \frac{H + Y}{\tan(\theta) + \tan(\alpha)}$$

donde:

D = distancia horizontal entre **O** y **P** (equivalente a la distancia longitudinal entre la antena de trayectoria de planeo y el umbral de la pista);

H = altura nominal de la referencia **ILS** por encima del umbral de la pista;

Y = altura vertical del umbral de la pista por encima de **P'**;

θ = ángulo nominal de la trayectoria de planeo;

α = pendiente longitudinal descendente del plano de reflexión de la trayectoria de planeo.

Nota.- *En la fórmula anterior α debe tomarse como positiva en el caso de una pendiente descendente desde la antena hacia el umbral.* ***"Y"*** *se toma como positiva si el umbral está por encima de la línea de intersección del plano de reflexión.*

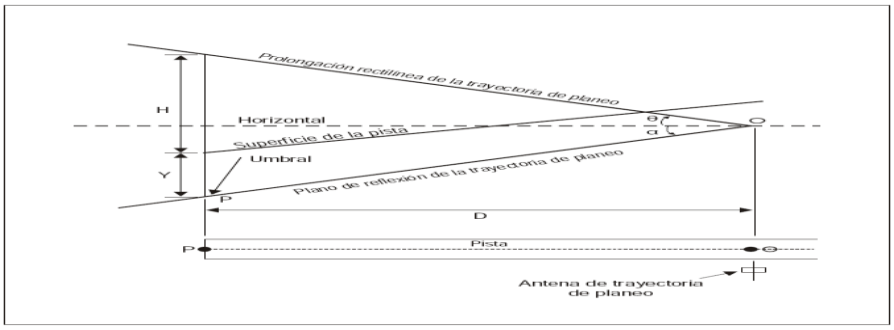


Figura C-5. Emplazamiento de la trayectoria de planeo para pista con pendiente.

2.4.5 El texto de orientación anterior se basa en la aproximación de la superficie reflectante a un plano orientado en forma apropiada. Las características reales del emplazamiento, como una pendiente lateral significativa o una superficie irregular en lugar de una superficie plana de reflexión, pueden exigir un enfoque más riguroso si se pretende lograr de forma más exacta el objetivo de diseño para la altura de la referencia **ILS**. En casos más exigentes, pueden ser apropiadas las predicciones de los modelos matemáticos de los efectos de las condiciones relativas al emplazamiento.

2.4.6 Comúnmente, la trayectoria de planeo tiene algunas irregularidades. El ángulo medio de la trayectoria de planeo **ILS** sólo se puede averiguar mediante ensayos en vuelo; la posición media observada de esa parte de la trayectoria de planeo, entre los puntos **A** y **B** del **ILS**, se representa como una recta; y el ángulo de la trayectoria de planeo **ILS** es el ángulo medido entre dicha recta y su proyección vertical en el plano horizontal.

2.4.7 Es importante reconocer que el efecto de las irregularidades de la trayectoria de planeo, si se promedian dentro de la región situada entre la radiobaliza intermedia y el umbral, tenderá probablemente a proyectar una referencia que es, en realidad, diferente de la referencia **ILS**. Esta referencia que se define aquí como la referencia **ILS** lograda, está considerada como de gran importancia operacional. La referencia **ILS** lograda sólo se puede averiguar mediante ensayos en vuelo, por ejemplo, la posición media observada de esa parte de la trayectoria de planeo, entre los puntos típicos de **1 830 m (6 000 ft) y 300 m (1 000 ft)** del umbral, se representa como una recta prolongada hasta el punto de toma de contacto. El punto en el cual esta línea recta prolongada toca la línea vertical trazada a través del umbral en el eje de la pista constituye la referencia **ILS** lograda.

Nota.- *En el **Doc. 8071** de la **OACI**, se proporciona más orientación sobre la medida del ángulo de la trayectoria de planeo y de la referencia **ILS** lograda.*

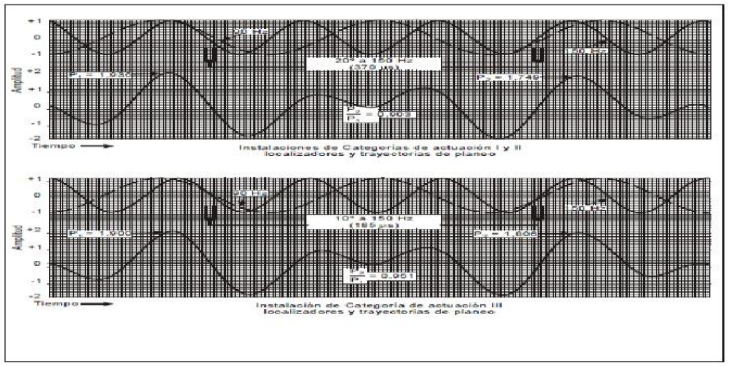
2.4.8 A fin de reducir la interferencia debida a trayectos múltiples en las trayectorias de planeo de instalaciones de **Categoría de actuación III** y para reducir los requisitos de emplazamiento y de áreas sensibles en esos lugares, es conveniente que las señales que forman el diagrama de radiación horizontal del sistema de antena de la trayectoria de planeo del **ILS de instalaciones** de **Categoría de actuación III** se reduzcan a un valor tan bajo como sea posible fuera de los límites de cobertura en azimut especificados en el Capítulo **3, 3.1.5.3** de este Reglamento. Otro método aceptable es la rotación en azimut de las antenas de trayectoria de planeo de modo que no estén orientadas hacia las fuentes de trayectos múltiples, reduciendo así la cantidad de señal radiada en determinados ángulos al mismo tiempo que se mantienen los límites de cobertura en azimut.

2.4.9 En el Capítulo **3, 3.1.5.3.1** de este **Reglamento** se indica la cobertura de la trayectoria de planeo que se ha de suministrar para permitir el funcionamiento satisfactorio de una instalación típica de a bordo. Los procedimientos operativos promulgados para la instalación deben ser compatibles con el límite inferior de esta cobertura. Es usual que los descensos se efectúen hasta la altitud de interceptación y que la aproximación continúe a esta altitud hasta que se reciba una indicación **"bajada".** En ciertas circunstancias, puede que no se disponga en este punto de una doble verificación de la posición. El sistema automático de control de vuelo comenzará normalmente el descenso cuando la indicación **"subida"** haya disminuido hasta menos de unos **10 µA**.

2.4.10 Por lo tanto, el objetivo consiste en suministrar una indicación **"subida"** antes de la interceptación de la trayectoria de planeo. Aún cuando bajo condiciones normales, los procedimientos de aproximación se llevarán a cabo de manera que no se utilicen las señales de trayectoria de planeo por debajo de **0,45 θ**, o más allá de **18,5 km (10 NM)** a partir de la pista, es conveniente que no se radie en esta área información de guía que pueda provocar interpretaciones erróneas. Si los procedimientos permiten que la guía de trayectoria de planeo se utilice por debajo de **0,45 θ**, deben tomarse precauciones adecuadas para protegerse contra la radiación de información de guía que pueda inducir a error por debajo de **0,45 θ**, tanto en condiciones normales como durante un funcionamiento defectuoso, evitando de este modo que el descenso final se inicie en un punto incorrecto de la aproximación. Algunas precauciones que pueden tomarse para protegerse contra la radiación de guías que puedan inducir a error incluyen la radiación de una señal suplementaria de margen de trayectoria de planeo, tal como la que se da en el Capítulo**3** de este **Reglamento** El suministro de un monitor separado de ese margen y los procedimientos apropiados de inspección y ajuste en tierra.

2.4.11 Para lograr del monitor una protección satisfactoria contra las **DDM** fuera de tolerancia debajo de la trayectoria de planeo, dependiendo del sistema de antena que se utilice, el monitor de sensibilidad de desplazamiento que se requiere en el Capítulo **3** de este **Reglamento**, puede no ser adecuado para servir también como monitor de margen. En algunos sistemas, por ejemplo los que utilizan antenas de varios elementos y no efectúan emisión suplementaria de margen, un ligero deterioro de ciertas señales de antena puede causar una grave degradación del margen, sin que por ello se produzca cambio alguno, o sólo cambios insignificantes dentro del sector de la trayectoria de planeo, tal como se la ve desde el monitor de sensibilidad de desplazamiento. Es importante cerciorarse que se logra la alarma del monitor, en cualquiera de las posibles condiciones de antenas y señales radiadas deterioradas, que puedan provocar la reducción del margen en la cobertura debajo de la trayectoria de planeo, a **0,175 DDM** o menos.

2.5 Diagramas (Las Figuras C-6 a C-12 ilustran algunas normas contenidas en el Capítulo 3)



Estos gráficos muestran un método que puede utilizase para medir la relación de fase relativa entre los tonos de 90HZ y 150HZ

La parte superior de cada grafico muestra cada forma de onda y sus relaciones en el límite de las diferencias de fase permitidas según el Capítulo 3, 3.1.3.5.3.3 y 3.1.5.5.3. La parte inferior muestra las formas de onda combinadas según se verían en un osciloscopio. Tomando la razón de P1 y P2 que dan un valor menor o igual a la unidad es posible determinar si la puesta en fase está dentro de la tolerancia. Para instalaciones ILS de Categoría de actuación I y II la razón debería ser mayor que 0.903 y para las de Categoría III la razón debería ser mayor que 0.951

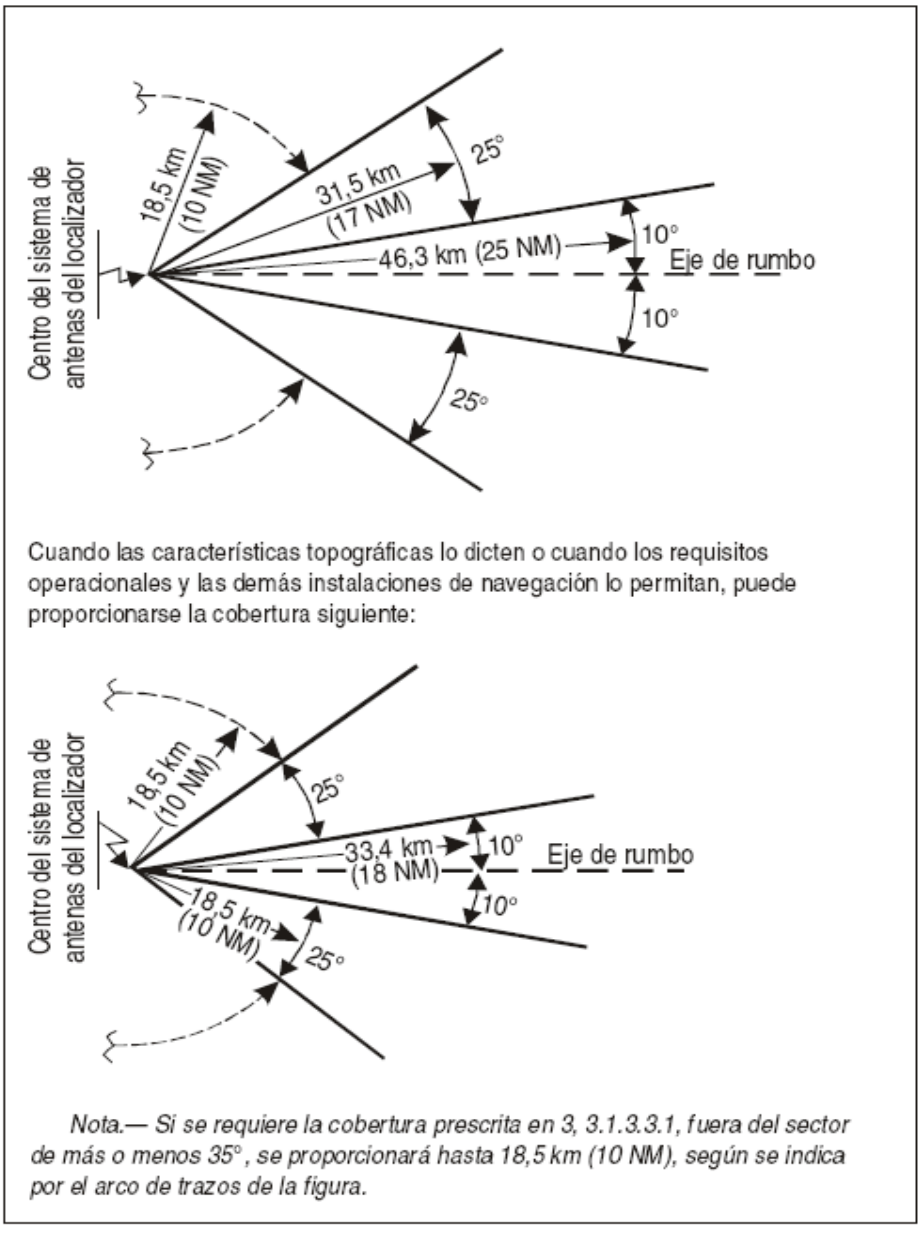


Figura C-6. Formas de onda del ILS que ilustran la relación de la fase de los tonos de 90 y 150 Hz

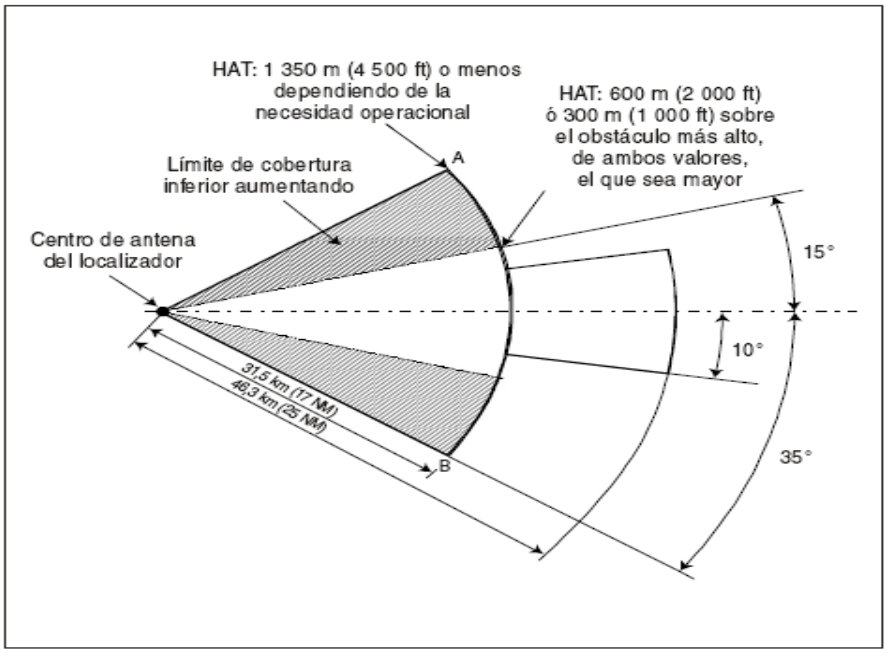
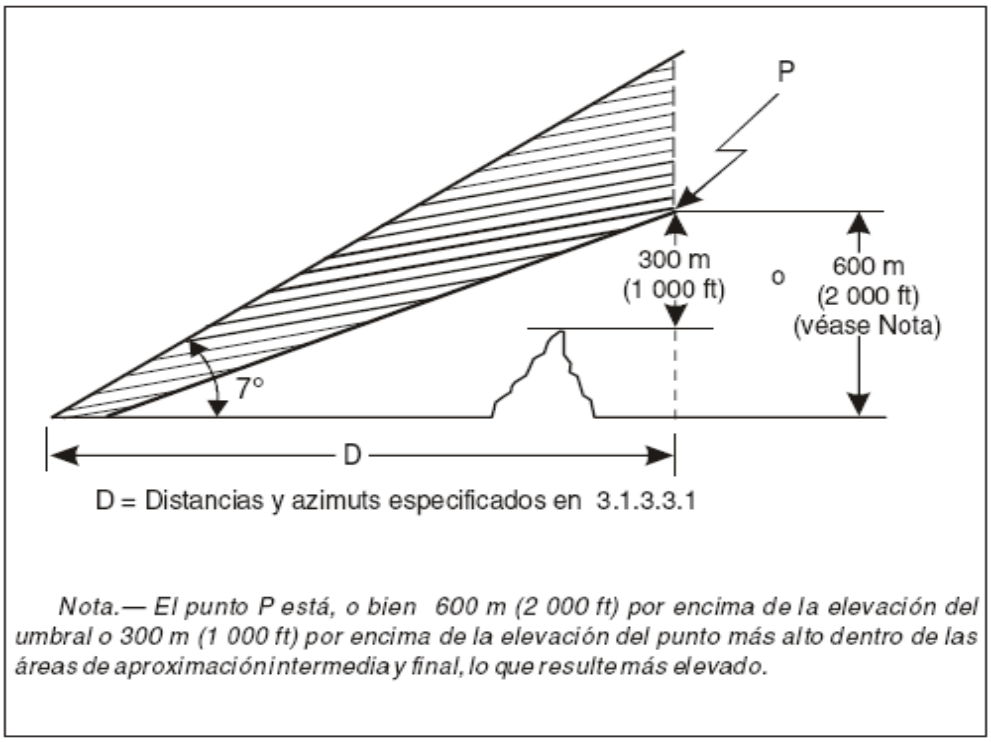


Figura C-7B. Cobertura reducida del localizador en azimut



Nota.— El punto P está, o bien 600 m (2 000 ft) por encima de la elevación del umbral o 300 m (1 000 ft) por encima de la elevación del punto más alto dentro de las áreas de aproximación intermedia y final, lo que resulte más elevado.

Figura C-8A. Cobertura del localizador con respecto a la elevación

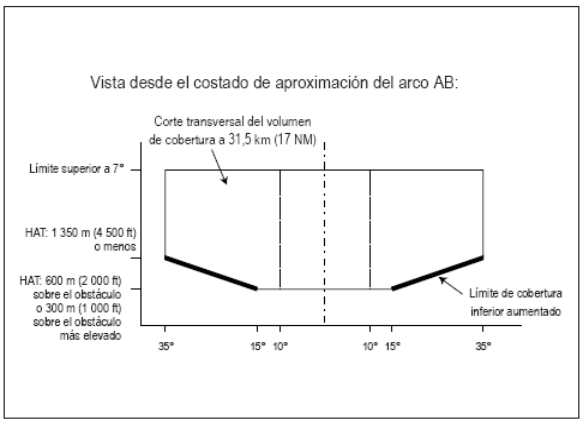


Figura C-8B. Cobertura reducida del localizador con respecto a la elevación

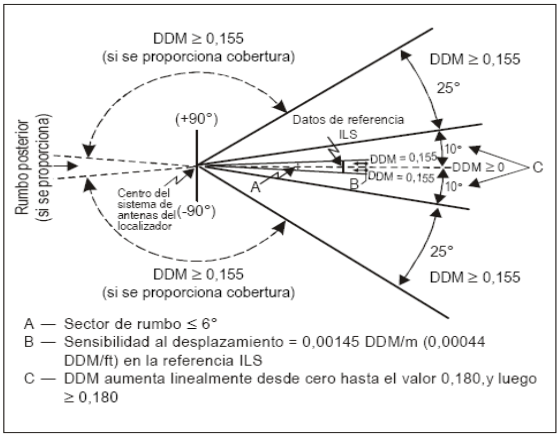


Figura C-9. Diferencia en profundidad de modulación y sensibilidad al desplazamiento

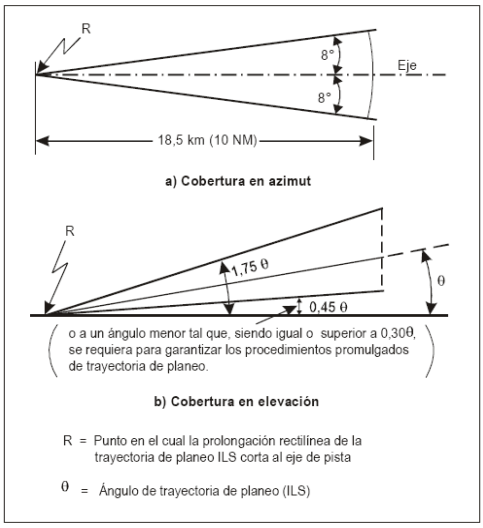


Figura C-1O. Cobertura de trayectoria de planeo

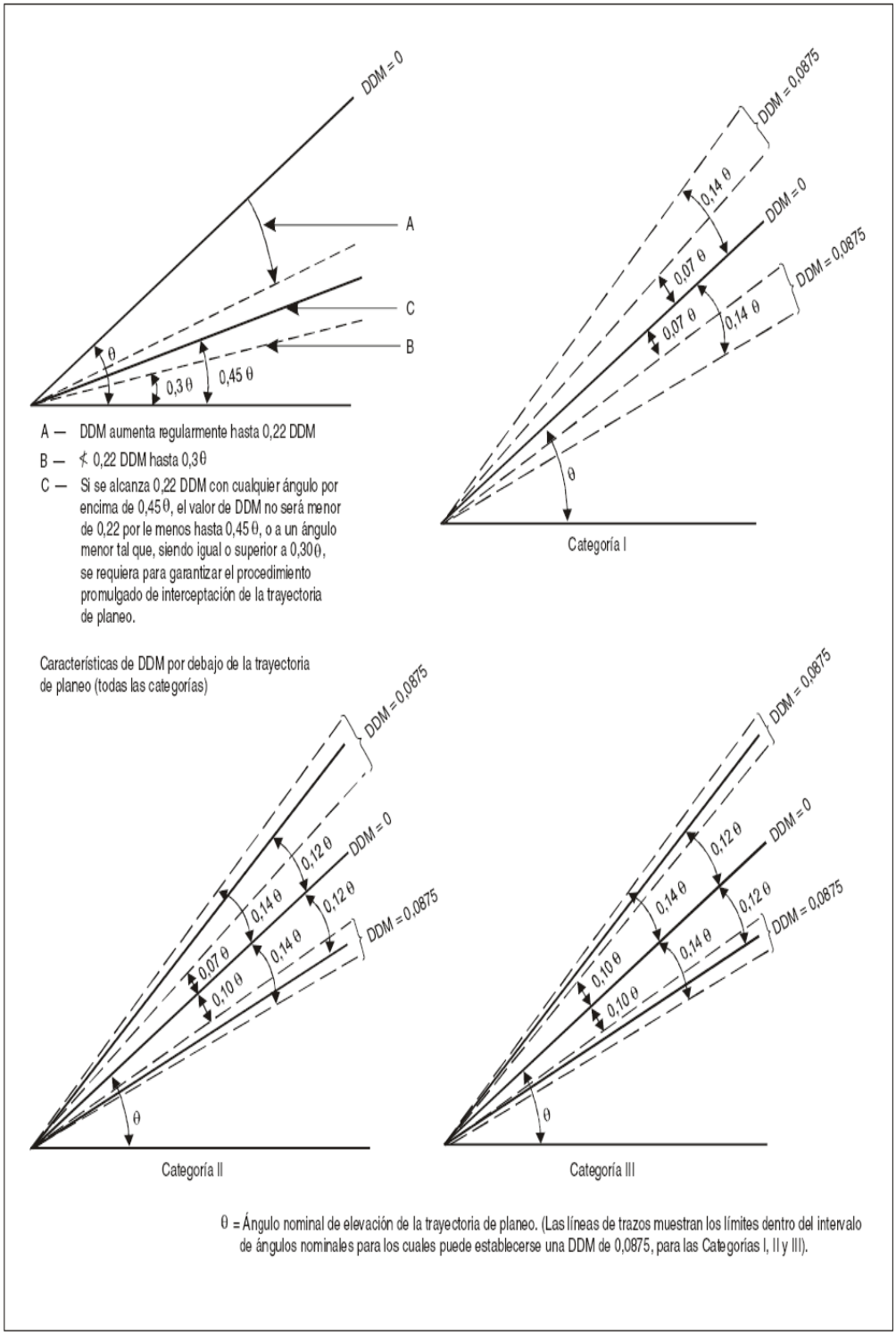


Figura C-11. Trayectoria de planeo — Diferencia en profundidad de modulación

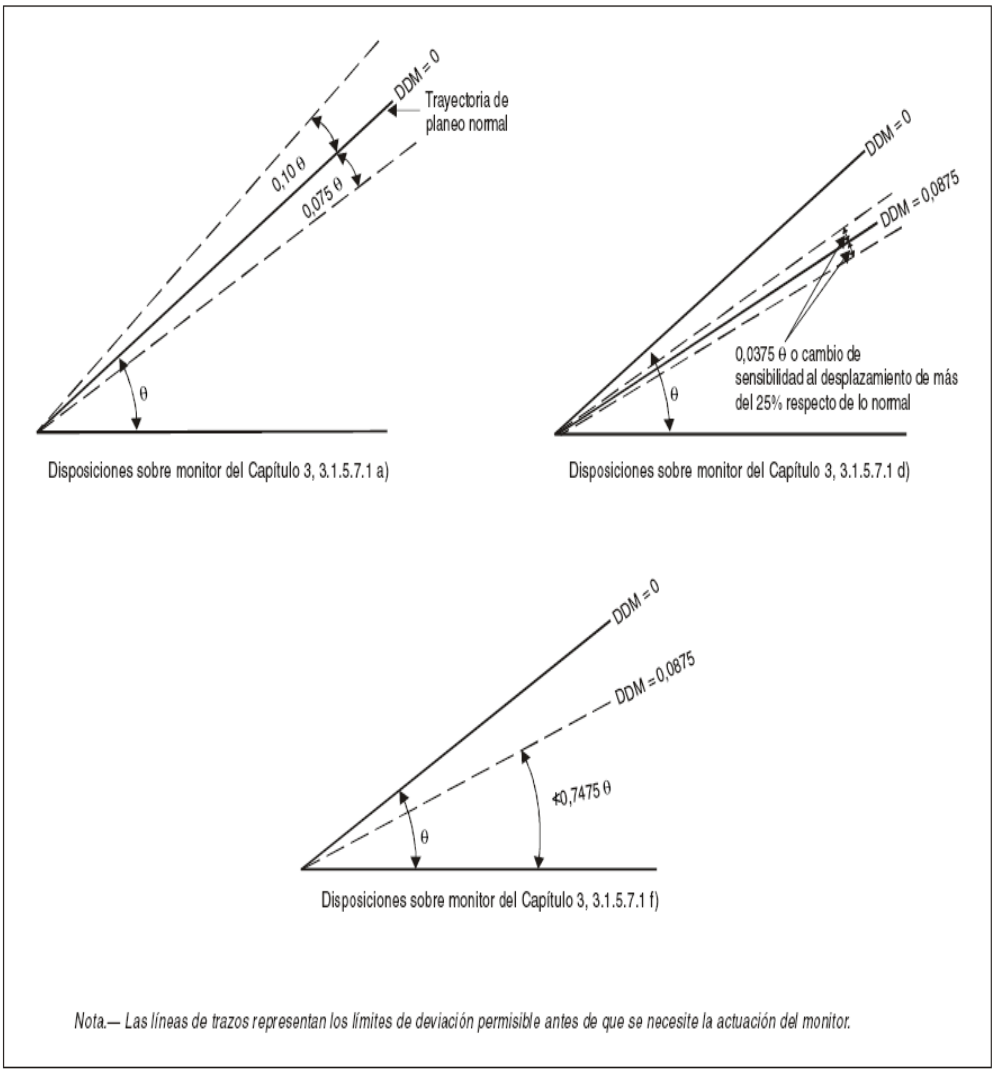


Figura C-12. Disposiciones sobre monitor de trayectoria de planeo

3.1 Distribución geográfica de frecuencias ILS

2.6.1 Al utilizar las cifras enumeradas en la Tabla C-3, conviene tomar nota de que están relacionadas de manera que se logre evitar la interferencia hasta un punto situado en la altura de protección y en el límite de distancia de servicio del ILS en la dirección del haz frontal. Si para las operaciones hubiera que utilizar el haz posterior, también se aplicarían los criterios respecto a un punto similar en la dirección del haz posterior. Por lo tanto, al hacer el planeamiento de frecuencias es necesario tener en cuenta la alineación azimutal del localizador. Ha de señalarse que los criterios deben aplicarse respecto a cada instalación de localizador, en el sentido de que si bien de dos localizadores, el primero puede no producir interferencia en el uso del segundo, el segundo puede causar interferencia en el uso del primero.

2.6.2 Las cifras enumeradas en la Tabla C-3 se basan en la existencia de un medio dentro del cual los receptores de a bordo puedan funcionar correctamente.

Tabla C-3. Tabla de separaciones de distancia requeridas

	Separación de frecuencias	Separación mínima entre la segunda instalación y el punto de protección de la primera instalación km (NM)		
		Lista A	Lista B	Lista C
Localizador	Canal común	148 (80)	148 (80)	148 (80)
	50 kHz	—	37 (20)	9 (5)
	100 kHz	65 (35)	9 (5)	0
	150 kHz	—	0	0
	200 kHz	11 (6)	0	0
Trayectoria de planeo	Canal común	93 (50)	93 (50)	93 (50)
	150 kHz	—	20 (11)	2 (1)
	300 kHz	46 (25)	2 (1)	0
	450 kHz	—	0	0
	600 kHz	9 (5)	0	0

La lista se refiere al uso de receptores de localizador proyectados para separación de canales de 200 kHz conjuntamente con receptores de trayectoria de planeo proyectados para separación de 600 kHz entre canales y solamente aplicables en regiones donde la densidad de instalaciones es baja.
La lista B se refiere al uso de receptores de localizador proyectados para separación de 100 kHz entre canales, conjuntamente con receptores de trayectoria de planeo proyectados para separación de 300 kHz entre canales.
La Lista C se refiere al uso de receptores de localizador proyectados para separación de 50 kHz entre canales, conjuntamente con receptores de trayectoria de planeo proyectados para separación de 150 kHz entre canales.
Nota 1.- *Las cifras anteriores se basan en la suposición de que los puntos de protección para el localizador se hallan a 46 km (25 NM) de distancia y a 1 900 m (6 250 ft) de altura, y para la trayectoria de planeo ILS a 18,5 km (10 NM) de distancia y 760 m (2 500 ft) de altura.*
Nota 2.- *Al aplicar las separaciones indicadas en la tabla, los Estados deberían reconocer la necesidad de emplazar las instalaciones ILS y VOR de modo que se excluya la posibilidad de error en el receptor de a bordo, debido a sobrecarga por niveles elevados de señales no deseadas, cuando la aeronave se halle en las fases inicial y final de la aproximación.*
Nota 3.- *Al aplicar las separaciones indicadas en la tabla, los Estados deberían reconocer la necesidad de emplazar las instalaciones de la trayectoria de planeo ILS de modo que se excluya la posibilidad de indicaciones de trayectoria de planeo erróneas debido a la recepción de señales de canales adyacentes cuando la señal deseada cese de radiarse por cualquier razón mientras la aeronave se encuentre en la fase final de la aproximación.*

2.6.2.1 Receptores de localizador

2.6.2.1.1 A fin de proteger a los receptores calculados para una separación entre canales de 50 kHz, se escogen separaciones mínimas a fin de proporcionar las siguientes relaciones mínimas de señal, dentro del espacio servido:

a) la señal deseada excede la señal no deseada de canal común en 20 dB o más;

b) una señal no deseada separada en 50 kHz de la señal deseada, excede esta última hasta en 34 dB;

c) una señal no deseada separada en 100 kHz o más de la señal deseada, excede esta última hasta en 46 dB;

d) una señal no deseada, separada en 150 kHz o más de la señal deseada, excede esta última hasta en 50 dB.

2.6.2.1.2 A fin de proteger a los receptores calculados para una separación entre canales de 100 kHz, se escogen separaciones mínimas a fin de proporcionar las siguientes relaciones mínimas entre señales dentro del espacio servido:

a) la señal deseada excede la señal no deseada de canal común en 20 dB o más;

b) una señal no deseada, separada en 50 kHz de la señal deseada, excede esta última hasta en 7 dB;

c) una señal no deseada, separada en 100 kHz de la señal deseada, excede esta última hasta en 46 dB;

d) una señal no deseada, separada en 150 kHz o más, de la señal deseada, excede esta última hasta en 50 dB.

2.6.2.2 Receptores de trayectoria de planeo ILS

2.6.2.2.1 A fin de proteger a los receptores calculados para una separación de 150 kHz, se escogen separaciones mínimas a fin de proporcionar las siguientes relaciones mínimas entre señales dentro del espacio servido:

a) una señal deseada excede una señal deseada de canal común en 20 dB o más;

b) una señal no deseada de trayectoria de planeo separada den 150kHz de la señal deseada, excede esta última hasta en 20dB;

c) una señal no deseada de trayectoria de planeo separada en 300kHz o mas de señal no deseada, excede esta última hasta en 40dB;

2.6.2.2.2 A fin de proteger a los receptores calculados para separaciones de 300 kHz, se escogen separaciones mínimas con el fin de proporcionar las siguientes relaciones mínimas entre señales dentro del espacio servido:

a) una señal deseada excede la señal no deseada de canal común en 20 dB o más;

b) una señal no deseada de trayectoria de planeo, separada en 150kHz de la señal, no excede esta última (relación de señal de 0dB);

c) una señal no deseada de trayectoria de planeo, separada en 300kHz o más de la señal deseada, excede esta última en 20dB;

d) una señal no deseada de trayectoria de planeo, separada en 450kHz o más de la señal deseada, excede esta última en 40dB.

2.6.3 Los cálculos se basan en la suposición de que la protección contra la interferencia que se da a la señal no deseada es de 20 dB. Esto corresponde a una perturbación que no excede de 15 µA en el límite de distancia de servicio del ILS.

2.6.4 Siempre que las portadoras deseadas y no deseadas puedan producir una nota heterodina, la relación de protección garantiza que no afecte a los instrumentos.Sin embargo, en los casos en que se use una instalación radiotelefónica, la nota heterodina puede interferir con esta instalación.

2.6.5 En general, cuando el uso internacional de los sistemas ILS se confina a los pares de frecuencia enumerados en el Capítulo 3, 3.1.6.1.1, los criterios son tales que, a condición de que se satisfagan en cuanto a los elementos del localizador, el

elemento de la trayectoria de planeo está automáticamente incluido. En ciertos lugares en que existan problemas de congestión, donde es necesario hacer asignaciones tanto en los 10 primeros como en los 10 segundos pares de frecuencias, tal vez sea necesario escoger algunos pares de frecuencias sin seguir el orden consecutivo a fin de satisfacer la separación geográfica mínima a que se refiere 2.6.6.

Ejemplo: Con referencia a 3.1.6.1.1, cabe notar que en el número de orden 2 del ILS parea la frecuencia del localizador de 109,9 MHz con la frecuencia de la trayectoria de planeo de 333,8 MHz. Sin embargo, aunque los números de orden 12 y 19 prevén una separación de frecuencia bastante amplia con respecto al número de orden 2 en el caso del localizador, asignan frecuencias de 334,1 y 333,5 MHz, respectivamente, a las trayectorias de planeo tratándose en ambos casos de canales adyacentes (300 kHz de espaciado) con respecto al canal correspondiente a la trayectoria de planeo del número 2. Si la selección de canales ILS se limita, ya sea a los primeros o a los segundos 10 pares, entonces la separación mínima de frecuencia de trayectoria de planeo será de 600 kHz.

2.6.6 Tabla de separaciones de distancia requerida (véase la Tabla C-3)

2.6.7 El empleo de las cifras dadas en la Tabla C-3 será correcto únicamente dentro de las limitaciones establecidas por las hipótesis que incluyen la de que las instalaciones son fundamentalmente de carácter no direccional, que tienen potencias radiadas semejantes, que la intensidad del campo es aproximadamente proporcional al ángulo de elevación para ángulos hasta de 10° y que la antena de la aeronave es esencialmente de carácter omnidireccional. Si es necesaria una determinación más precisa de las distancias de separación en las áreas de aglomeración de las frecuencias, esto se puede determinar, para cada instalación, por las curvas de propagación apropiadas, teniendo en cuenta los aspectos particulares de directividad, las características de la potencia radiada y los requisitos operacionales respecto a la cobertura. En los casos en que se determinen distancias de separación reducidas al tomar en consideración la directividad, etc., deberían hacerse, siempre que sea posible, las mediciones relativas al vuelo en el punto de protección ILS y en todos los puntos que figuren en la trayectoria de aproximación, a fin de asegurarse de que se obtenga, en la práctica, una proporción de protección de por lo menos 20 dB.

2.7 Localizadores y trayectoria de planeo que obtienen cobertura con dos radiofrecuencias portadoras

2.7.1 Las instalaciones del localizador y de la trayectoria de planeo pueden satisfacer los requisitos de cobertura utilizando dos diagramas de campo de radiación, comúnmente denominados diagramas de **"rumbo"** y de **"margen"**, que se transmiten en frecuencias portadoras separadas, espaciadas dentro del canal de frecuencias. El diagrama de campo de rumbo proporciona indicaciones precisas del rumbo y desplazamiento; el diagrama de campo de margen suministra indicaciones de desplazamiento a ángulos que sobrepasan los límites del diagrama de campo de rumbo. En los receptores de a bordo, la discriminación entre las señales se obtiene mediante la señal más fuerte que captura el receptor. La efectividad de la captura depende del tipo de detector usado, pero, en general, si la relación de las dos señales es del orden de **10 dB** o más, la señal más pequeña no causa errores demasiado importantes en la salida desmodulada. Para obtener una actuación óptima dentro del sector de rumbo frontal, se debería aplicar el siguiente texto de orientación en la operación del sistema localizador de dos frecuencias portadoras.-

2.7.2 El localizador debería calcularse y mantenerse de manera que la relación de las dos señales en el espacio, radiadas dentro del sector de rumbo frontal, no descienda por debajo de **10 dB**. Se debería prestar atención especial a la

estructura del lóbulo vertical producida por los sistemas de dos antenas, que puedan ser diferentes en altura y estar separadas en distancia, dando así, como resultado, cambios en la relación de las intensidades de la señal durante la aproximación.

2.7.3 Debido a que se permiten **6 dB** para la ondulación en el filtro de pasabanda del receptor, pueden registrarse variaciones en la respuesta del receptor del localizador porque la frecuencia de señal de margen está desplazada respecto a la frecuencia de rumbo. Para reducir este efecto, especialmente en las operaciones de **Categoría III**, se requiere aumentar la relación de señal de rumbo/margen de **10 dB a 16 dB.**

2.7.4 Para reducir aún más al mínimo el riesgo de errores, si la relación de las dos señales radiadas cae por debajo de **10 dB**, dentro del sector de rumbo frontal, la diferencia de alineación de las configuraciones de campo de radiación de las dos señales debería ser la mínima posible.

2.7.5 La trayectoria de planeo que emplean dos portadoras se usan para formar un diagrama compuesto de campo de radiación en el mismo canal de radiofrecuencia. Las configuraciones especiales de las antenas y la distribución de las corrientes y puesta en fase de las antenas pueden permitir el emplazamiento de las instalaciones de trayectoria de planeo en lugares con condiciones particulares del terreno que, de otra manera, pueden causar dificultades a un sistema de frecuencia única. En tales emplazamientos, se puede lograr una mejora reduciendo el bajo ángulo de radiación. La segunda portadora se emplea para proporcionar cobertura en la región situada debajo de la trayectoria de planeo.

2.7.6 Supervisión de sistemas de dos frecuencias. En los requisitos de supervisión de frecuencias dobles del Capítulo **3, 3.1.3.11.2 e) y 3.1.5.7.1 c)** de este **Reglamento** se especifica la acción del monitor para una potencia de salida de menos del **80%** de lo normal, salvo que pueden aceptarse reducciones del **50%** de lo normal si se satisfacen ciertos requisitos de actuación.

2.7.6.1 Supervisar los transmisores de rumbo y de margen para una reducción del **20%** en la potencia (alrededor de —**1 dB**) puede requerir mucho trabajo si en el sitio existen efectos ambientales y de otra índole, como variaciones en la temperatura. Por ejemplo, las variaciones en la temperatura hacen que la potencia de salida normal del transmisor varié y que las pérdidas por inserción del cable coaxial cambien. Incluso, suponiendo que no se produzca falla en el sistema de transmisión, ocasionalmente puede sobrepasarse el límite de alarma y esto, a su vez, comprometería la continuidad.

2.7.6.2 La alternativa de supervisar reducciones de la potencia de hasta el **50%** parece ser muy atractiva, pero debe aplicarse con cuidado. Supervisar en forma independiente cada transmisor a **50%** de reducción puede dar margen a un gran cambio en la relación de potencia nominal entre los dos transmisores de ocurrir fallas sin correlación. Esto, a su vez, puede comprometer el efecto de captura del receptor, aumentando los errores de estructura o reduciendo las indicaciones de franqueamiento.

2.7.6.3 Una solución es usar un esquema de supervisión que limite la diferencia entre la potencia de salida de los transmisores a aproximadamente **1 dB** (es decir, **80%**), permitiendo a los dos, al mismo tiempo, disminuir hasta **3 dB** (es decir, **50%**) si cambian juntos. Este método proporciona una mayor tolerancia para efectos de modo común, como cambios en la pérdida por cable a causa de la temperatura, y, por lo tanto, aumenta la continuidad del servicio.-

2.8 INTEGRIDAD Y CONTINUIDAD DE SERVICIO – EQUIPO ILS TERRESTRE

2.8.1 INTRODUCCIÓN

2.8.1.1 El presente texto está dirigido a proporcionar aclaración con respecto a los objetivos en materia de integridad y continuidad de servicio del equipo terrestre **ILS**, localizador y trayectoria de planeo, así como a suministrar orientación con respecto al diseño de ingeniería y las características de sistema de dicho equipo. Se requiere integridad para garantizar que una aeronave que realiza una aproximación tenga poca probabilidad de recibir guía falsa; se necesita continuidad de servicio para garantizar que una aeronave que se encuentra en las últimas etapas de la aproximación tenga poca probabilidad de carecer de señal de guía. La integridad y la continuidad de servicio constituyen factores clave en la fase crítica de aproximación y aterrizaje. La integridad y la continuidad de servicio deben conocerse, necesariamente, desde el punto de vista operacional a los efectos de determinar las operaciones que podría apoyar el **ILS.**

2.8.1.2 Generalmente se acepta, independientemente del objetivo operacional en cuestión, que la probabilidad media de que ocurra un accidente fatal durante el aterrizaje, debido a fallas o deficiencias del sistema total, incluyendo el equipo terrestre, a la aeronave y al piloto, no debería exceder de $\mathbf{1 \times 10^{-7}}$. Dicho criterio se conoce, normalmente, como factor de riesgo total.

2.8.1.3 En el caso de las operaciones de **Categoría I**, la responsabilidad de lograr que no se exceda del objetivo señalado anteriormente incumbe por completo, o casi por completo, al piloto. En las operaciones de la **Categoría III**, se exige el mismo objetivo pero, en este caso, debe ser inherente al sistema total. En este contexto resulta de fundamental importancia tratar de lograr el máximo nivel de integridad y continuidad de servicio del equipo terrestre.

2.8.1.4 Para que haya integridad y alta continuidad de servicio, se requieren sistemas altamente fiables que minimicen la probabilidad de que se produzcan fallas que puedan afectar a alguna de las características de la señal en el espacio total. Se sugiere que los Estados procuren lograr el mayor grado de fiabilidad que resulte razonable desde los puntos de vista técnico y económico. La fiabilidad del equipo se rige por una construcción básica y un entorno operacional. En el diseño del equipo deberían emplearse las técnicas de ingeniería, los materiales y los componentes más idóneos, y debería aplicarse una rigurosa inspección en la fabricación. El equipo debería operarse en condiciones ambientales que se ajusten a los criterios de diseño de los fabricantes.

2.8.2 LOGRO Y CONSERVACIÓN DE LOS NIVELES DE INTEGRIDAD DEL SERVICIO

2.8.2.1 Una falla de integridad puede ocurrir si la radiación de una señal, que se encuentra fuera de las tolerancias especificadas, no es reconocida por el equipo monitor o si los circuitos de control no logran eliminar dicha señal errónea. Una falla de este tipo puede constituir un peligro si de ella se sigue un error craso.

2.8.2.2 Obviamente, no todas las fallas de integridad son peligrosas en todas las fases de la aproximación. Por ejemplo, durante las etapas críticas de la aproximación las fallas no detectadas que producen errores crasos en la anchura del rumbo o en los cambios de eje del rumbo tienen importancia especial, mientras que una reducción no detectada del margen lateral de la profundidad de modulación, o la pérdida del localizador y de la pendiente de planeo o de la identificación del localizador, no dan lugar, necesariamente, a una situación peligrosa. El criterio para estimar qué tipos de falla resultan de importancia debe incluir, no obstante, todas aquellas condiciones de falla que no son incuestionablemente obvias para el sistema automático de vuelo o para el piloto.

2.8.2.3 Se requiere el mayor grado de protección contra el riesgo de ocurrencia de fallas no detectadas en el sistema monitor y en el sistema de control asociado. Lo anterior podía lograrse mediante diseño cuidadoso para reducir la probabilidad de

tales ocurrencias a bajo nivel y para lograr operaciones a prueba de fallas de conformidad con las normas del Capítulo 3, 3.1.3.11.4 y 3.1.5.7.4, y mediante la realización de verificaciones de mantenimiento de la performance del sistema monitor a intervalos que se determinarán en un análisis de diseño.

2.8.2.4 Puede utilizarse un análisis de diseño para calcular el nivel de integridad del sistema en todo aterrizaje. A continuación se presenta una fórmula aplicable a ciertos tipos de ILS, que proporciona un ejemplo de la determinación de la integridad, *I*, del sistema a partir del cálculo de la probabilidad, *P*, de transmisión de radiaciones erróneas no detectadas.

a.

$$I = 1 - P$$

$$P = \frac{T_1 T_2}{\alpha_1 \alpha_2 M_1 M_2} \text{ para } T_1 < T_2$$

Dónde:

1.

I = Integridad
P = probabilidad de falla simultánea en los sistemas transmisor y monitor que pueda originar radiaciones erróneas no detectadas
M_1 = tiempo medio entre fallas (MTBF) del transmisor
M_2 = MTBF del sistema monitor y del sistema de control asociado
$\frac{1}{a_1}$ = relación entre el régimen de fallas de los transmisores que lleven a la radiación de señales erróneas y el régimen total de fallas de los transmisores
$\frac{1}{\alpha_2}$ = relación entre el régimen de fallas del sistema monitor y del sistema de control Asociado que imposibiliten la detección de señales erróneas y el régimen total de fallas del sistema monitor y del sistema de control asociado
T_1 = período de tiempo (en horas) entre las verificaciones del transmisor
T_2 = período de tiempo (en horas) entre las verificaciones del sistema monitor y del sistema de control asociado

Si $T_1 \geq T_2$ la verificación del sistema de control puede considerarse, también como del transmisor. Por consiguiente, en este caso $T_1 = T_2$ y la fórmula se transforma en la siguiente:

$$P = \frac{T_2^2}{\alpha_1 \alpha_2 M_1 M_2}$$

2.8.2.5 Dado que la probabilidad de ocurrencia de fallas peligrosas dentro del equipo monitor o de control es extremadamente remota, para establecer con un alto grado de confianza el nivel de integridad requerido habría que disponer de un período de evaluación varias veces más extenso que el necesario para establecer el MTBF del equipo. Dicho período prolongado resulta inaceptable y, por lo tanto, el nivel de integridad requerido sólo puede predecirse mediante un riguroso análisis de diseño del equipo.

2.8.2.6 También debe considerarse la protección de la integridad de las señales del espacio con respecto al deterioro que pueda originarse por radiointerferencias extrañas en la banda de frecuencia del ILS o en nuevas radiaciones de señales ILS. En 2.1.9 se proporcionan, en términos generales, algunas medidas para evitar la ocurrencia de este último caso mediante el suministro de protección en las zonas críticas y sensibles. Con respecto a las interferencias puede ser necesario confirmar periódicamente que el nivel de dicha interferencia no constituye una situación de peligro.

2.8.2.7 En general, el diseño del equipo monitor se basa en el principio de supervisión continua de las señales en el espacio radiadas en puntos determinados dentro del volumen de cobertura, a los efectos de garantizar el cumplimiento de las normas especificadas en el Capítulo 3, 3.1.3.11 y 3.1.5.7. Aunque dicha supervisión proporciona, en cierta medida, una indicación de que la señal en el espacio en todos los demás puntos del espacio de cobertura se encuentra también dentro de los límites de tolerancia, dicha indicación constituye fundamentalmente una mera especulación. Por lo tanto, es esencial llevar a cabo rigurosas inspecciones en vuelo y en tierra, a intervalos periódicos, a los efectos de garantizar la integridad de la señal en el espacio en todo el volumen de cobertura.

2.8.3 LOGRO Y CONSERVACIÓN DE LOS NIVELES DE CONTINUIDAD DE SERVICIO

2.8.3.1 Mediante un análisis de diseño debería calcularse el MTBF y la continuidad de servicio del equipo ILS. Antes de asignar un nivel de continuidad de servicio y de introducir , el tiempo medio entre interrupciones (MTBO) del ILS de nivel 2, 3 o 4 debería confirmarse mediante evaluación en un entorno operacional. En esta evaluación, interrupción se define como suspensión no prevista de la señal en el espacio. En la evaluación se tiene en cuenta la repercusión de los factores operacionales, es decir, el entorno del aeropuerto, las condiciones meteorológicas inclementes, la disponibilidad de energía, la calidad y frecuencia del mantenimiento. El MTBO y MTBF están relacionados pero no son equivalentes, ya que algunas fallas de equipo, como la falla de un transmisor que resulta en la transferencia inmediata al transmisor de reserva, no necesariamente producen una interrupción. Para los niveles 2, 3 ó 4 de continuidad de servicio, el período de evaluación debería ser suficientemente extenso como para poder determinar con un alto grado de confianza el logro del nivel requerido. El método de prueba secuencial es uno de los métodos que sirve para demostrar que se cumplen las normas de continuidad. Si se emplea este método secuencial, se aplican las siguientes consideraciones:

a) el nivel mínimo de confianza aceptable es del 60%. Para obtener un nivel de confianza de 60%, el período de evaluación tiene que ser más prologado que el de las horas MTBO requeridas, indicadas en la Tabla C-4. Normalmente, estos períodos de evaluación mínimos para instalaciones nuevas y subsiguientes son, para el nivel 2, 1 600 horas de funcionamiento, para el nivel 3, 3 200 horas y para el nivel 4, 6 400 horas. Para evaluar la influencia según las estaciones que tiene el entorno, se requiere un período de evaluación mínimo de un año para un nuevo tipo de instalación en un entorno en particular. Es posible reducir este período cuando el entorno operacional está bien controlado o es similar al observado en otras instalaciones. Cuando varios sistemas idénticos están funcionando en condiciones similares, es posible basar la evaluación en las horas de funcionamiento acumuladas de todos los sistemas; esto dará como resultado un período de evaluación reducido. Una vez que se obtenga un nivel de confianza más elevado para un tipo de instalación, la instalación subsiguiente del mismo tipo de equipo en condiciones operacionales y

ambientales similares puede hacerse en períodos de evaluación más reducidos; y

b. durante el período de evaluación, habría que decidir respecto de cada interrupción si la causa es una falla de diseño o la falla de uno de los componentes debido a su índice normal de fallas. Las fallas de diseño se producen, por ejemplo, cuando los componentes funcionan por encima de sus especificaciones (condiciones de sobrecalentamiento, sobrecorriente, sobrevoltaje, etc.). Estas fallas de diseño deberían resolverse haciendo que la condición de funcionamiento del componente vuelva a ser normal o remplazando el componente con un repuesto adecuado para las condiciones de funcionamiento. Si la falla de diseño se resuelve de este modo, la evaluación puede proseguir y esa interrupción no se cuenta, siempre que exista una elevada probabilidad de que la falla de diseño no se produzca de nuevo. Esto mismo se aplica a las interrupciones por causas que pueden ser mitigadas mediante modificaciones permanentes en las condiciones de funcionamiento.

2.8.3.2 Un nivel asignado de continuidad del servicio no debería estar sujeto a cambios frecuentes. Un método adecuado para evaluar el comportamiento de una instalación en particular es mantener los registros y calcular el MTBO promedio durante las últimas cinco a ocho fallas del equipo. Con esto se considera que, para fines de continuidad de servicio, el MTBO es más pertinente para la siguiente aproximación, en lugar de calcular el MTBO durante toda la vida del equipo. Si la continuidad del servicio se deteriora, la designación debería reducirse hasta llevar a cabo mejoras en la actuación.

2.8.3.3 Orientación adicional detallada. Varios Estados han publicado políticas y procedimientos en materia de continuidad de servicio. Los siguientes documentos pueden consultarse para obtener orientación y detalles adicionales:

a) *European Guidance Material on Continuity of Service Evaluation in Support of the Certification of ILS & MLS Ground Systems,* EUR DOC 012; y

b) *Instrument Landing System Continuity of Service Requirements and Procedures,* Orden 6750.57A, Administración Federal de Aviación de los Estados Unidos.

2.8.4 La configuración siguiente constituye un ejemplo de equipo dispuesto en forma redundante, que podría satisfacer los objetivos en materia de niveles de integridad y continuidad de servicio de niveles 3 y 4. Las instalaciones del localizador y la trayectoria de planeo están integradas por dos transmisores de operación continua, uno de ellos conectado a la antena y el otro, de reserva, conectado a una carga ficticia. A estos transmisores se asocia un sistema monitor que lleva a cabo las funciones siguientes:

a) confirmación de la operación adecuada dentro de los límites especificados del sistema principal de transmisor y antena utilizando los valores, que sean comunes a la mayoría de los monitores redundantes;

b) confirmación de la operación del equipo de reserva.

2.8.4.1 Cuando el sistema monitor rechace a uno de los equipos, el nivel de continuidad de servicio de la instalación se reducirá debido a que aumentará la probabilidad de cese de la señal, originada por la falla eventual del otro equipo. Este cambio de actuación debe indicarse automáticamente en emplazamientos distantes.

2.8.4.2 Para la instalación de trayectoria de planeo se utiliza un sistema de supervisión similar a la del localizador.

2.8.4.3 A los efectos de reducir la interferencia mutua entre los transmisores principales y de reserva, toda radiación parásita de estos últimos tiene un valor inferior en por lo

menos 50 dB al nivel de la portadora del transmisor principal, medido en el sistema de antenas.

2.8.4.4 En el ejemplo anterior, el equipo debería poder facilitar las verificaciones del sistema monitor a intervalos especificados por el fabricante, coherentes con el análisis de diseño, para asegurar el logro del nivel de integridad requerido. Dichas verificaciones, que pueden ser manuales o automáticas, proporcionan el medio de comprobar la operación correcta del sistema monitor, incluso los circuitos de control y el sistema de conmutación de transferencia. La ventaja de adoptar un "ensayo de integridad del monitor" automático consiste en que no es necesario interrumpir el servicio operacional del localizador o de la trayectoria de planeo. Al utilizar esta técnica es importante asegurar que la duración total del ciclo de verificación sea lo suficientemente breve como para no exceder el período total especificado en el Capítulo 3, 3.1.3.11.3 ó 3.1.5.7.3.

2.8.4.5 Se evita la interrupción de la operación de la instalación, debida a fallas en el sistema de alimentación principal, mediante fuentes energéticas de reserva adecuadas, tales como baterías o generadores a prueba de fallas. En estas condiciones, la instalación debería ser capaz de continuar operando durante el período en que la aeronave puede encontrarse en las etapas críticas de la aproximación. Por lo tanto, la fuente de alimentación de reserva debería tener capacidad adecuada para mantener el servicio durante 2 minutos, por lo menos.

2.8.4.6 Las advertencias de falla de partes críticas del sistema, tales como falla de la fuente de alimentación principal, deben proporcionarse en los puntos de control designados.

2.8.4.7 A los efectos de reducir las fallas del equipo que pueda estar funcionando en las cercanías de los límites de tolerancia de su monitor, es útil que el sistema monitor tenga la capacidad de generar una señal de advertencia anterior a la alarma concreta y enviarla al punto de control designado cuando los parámetros que están siendo supervisados llegan a un límite igual a un valor del orden del 75% del límite de alarma del equipo monitor.

2.8.4.8 Una disposición del equipo similar a la señalada en 2.8.4, pero sin redundancia de transmisores, podría satisfacer, normalmente, los objetivos de continuidad de servicio en el nivel 2.

2.8.5 SEGUIDAMENTE SE PROPORCIONA ORIENTACIÓN RELATIVA A MONITORES DE CAMPO LEJANO DE LOCALIZADOR.

2.8.5.1 Se suministran monitores de campo lejano para vigilar la alineación del rumbo pero también pueden utilizarse para vigilar la sensibilidad del rumbo. Un monitor de campo lejano funciona independiente de los monitores integrales y de campo cercano. Su finalidad primordial es proteger contra el riesgo de reglaje erróneo del localizador, o las fallas de los monitores de campo cercano o integrales y algunos casos de interferencia de radio. Además, el sistema monitor de campo lejano realzará la habilidad del sistema monitor combinado para reaccionar ante los efectos de modificaciones físicas de los elementos radiantes o variaciones de las características de reflexión del terreno. Además, los efectos de trayectos múltiples y las perturbaciones en la zona de la pista no percibidos por los monitores de campo cercano e integrales, y algunos casos de interferencia de radio pueden vigilarse en gran parte, utilizando un sistema de vigilancia de campo lejano estructurado en torno a uno o varios receptores adecuados instalados debajo de la trayectoria de aproximación

2.8.5.2 Se considera esencial un monitor de campo lejano, por lo general, para las operaciones de Categoría III, en tanto que para las de Categoría II se le suele considerar, generalmente, como conveniente. Asimismo, por lo que atañe a las

instalaciones de Categoría I, el monitor de campo lejano ha demostrado ser un instrumento valioso como complemento del sistema monitor tradicional

2.8.5.3 La señal recibida por el monitor de campo lejano sufrirá los efectos a corto plazo de la interferencia ocasionada por movimientos de las aeronaves sobre la pista o en la proximidad de la misma, y la experiencia ha demostrado que no es práctico utilizar el monitor de campo lejano como monitor directivo. Cuando se utiliza un monitor pasivo deben tomarse medidas para minimizar los efectos de interferencia temporal y reducir la incidencia de indicaciones de degradación por perturbaciones; algunos métodos de obtener este resultado se describen en 2.8.5.4. La respuesta del monitor de campo lejano a los efectos de la interferencia ofrece la posibilidad de indicar al punto de control del tránsito aéreo en qué momento se presenta una perturbación temporal de la señal del localizador. Sin embargo, la experiencia ha mostrado que pueden presentarse a lo largo de la pista perturbaciones debidas a los movimientos de aeronaves, inclusive en la zona de toma de contacto, que no siempre son observadas por el monitor de campo lejano. No puede suponerse, por consiguiente, que el monitor de campo lejano puede proporcionar una vigilancia general de los movimientos de las aeronaves sobre la pista.

2.8.5.3.1 Otras posibles aplicaciones del monitor de campo lejano son las siguientes:

a) puede constituir una ayuda de mantenimiento útil para verificar el rumbo y/o la sensibilidad a la desviación del rumbo en vez de utilizarse un monitor de campo lejano portátil;

b) puede utilizarse para proporcionar un registro continuo de la performance de la señal de campo lejano, indicando la calidad de la señal de campo lejano y el grado de perturbación de la señal.

2.8.5.4 Los posibles métodos de reducir la incidencia de indicaciones de degradación por perturbaciones son entre otros los siguientes:

a) incorporación de un tiempo de retardo dentro del sistema, ajustable de 30 a 140 s;

b) utilización de una técnica de validación que asegure que se transmitan al sistema de control únicamente las indicaciones que no están afectadas por perturbaciones transitorias;

c) utilización del filtrado de paso bajo.

2.8.5.5 Un monitor típico de campo lejano comprende una antena, un receptor VHF y los elementos de control conexos que proporcionan indicaciones DDM, suma de modulación, y el nivel de señal RF. La antena receptora suele ser de tipo direccional para reducir al mínimo las interferencias no deseadas y debería hallarse a la mayor altura compatible con los límites de franqueamiento de obstáculos. Para el control del eje de rumbo, la antena se encuentra habitualmente emplazada a lo largo de la prolongación del eje de la pista. Cuando también se desea vigilar la sensibilidad de desplazamiento, se instala un receptor y un monitor adicionales dotados de una antena adecuadamente colocada a un lado de la prolongación del eje de la pista. Algunos sistemas utilizan varias antenas especialmente separadas.

2.9 SENSIBILIDADES DE DESPLAZAMIENTO DEL LOCALIZADOR Y DE LA TRAYECTORIA DE PLANEO.-

2.9.1 Si bien se especifican ciertas sensibilidades de alineación y desplazamiento del localizador y de la trayectoria de planeo, en relación con la referencia **ILS**, no se trata de implicar que en dicha referencia deban hacerse mediciones de estos parámetros.

2.9.2 Los límites del sistema monitor del localizador y los límites de ajuste y mantenimiento que se dan en el Capítulo **3, 3.1.3.7 y 3.1.3.11** de este **Reglamento** se indican como cambios de porcentaje de la sensibilidad de desplazamiento. Este concepto, que remplaza especificaciones referentes a la anchura angular contenidas en ediciones anteriores, se ha introducido porque la respuesta de los sistemas de guía de aeronaves está relacionada directamente con la sensibilidad de desplazamiento. Se observará que la anchura angular es inversamente proporcional a la sensibilidad de desplazamiento.

2.10 EMPLAZAMIENTO DE RADIOBALIZAS ILS

2.10.1 Consideraciones de interferencia entre las radiobalizas interna e intermedia, y el intervalo de tiempo mínimo aceptable en las operaciones entre las indicaciones luminosas de la radiobaliza interna e intermedia, limitarán la altura máxima señalada por la radiobaliza intermedia hasta una altura en la trayectoria de planeo del orden de **37 m (120 ft**) sobre el umbral, para radiobalizas emplazadas dentro de las tolerancias actuales del **Anexo 10** de la **OACI**. El estudio de cada emplazamiento determinará la altura máxima que puede señalarse, observando que con un reflector típico de radiobaliza de a bordo un periodo de separación de unos **3 s** a una velocidad de aeronave de **140 kt** entre las indicaciones luminosas de la radiobaliza externa a intermedia es el intervalo de tiempo mínimo aceptable en las operaciones.

2.10.2 En el caso de instalaciones **ILS** que sirven pistas paralelas poco espaciadas, por ejemplo, separadas **500 m (1 650 ft)**, se requieren medidas especiales para asegurar el funcionamiento satisfactorio de las radiobalizas. Algunos Estados han considerado práctico emplear una radiobaliza común para ambas instalaciones **ILS**. Sin embargo, se necesitan disposiciones especiales, por ejemplo, diagramas de radiación modificados, en el caso de radiobalizas intermedias, si ha de evitarse la interferencia mutua, y especialmente en casos en que los umbrales están desplazados longitudinalmente entre sí.

2.11 UTILIZACIÓN DEL DME Y/U OTRAS RADIOAYUDAS PARA LA NAVEGACION NORMALIZADAS EN SUSTITUCIÓN DE LAS RADIOBALIZAS DEL ILS

2.11.1 Cuando se utilice el **DME** en sustitución de las radiobalizas del **ILS**, el **DME** debería emplazarse en el aeropuerto de manera que la indicación de distancia cero corresponda a un punto próximo a la pista. Si el **DME** correspondiente al **ILS** usa una distancia desplazada, esa instalación debe excluirse de las soluciones **RNAV**.

2.11.1.1 A fin de reducir el error de triangulación, el **DME** debería emplazarse de manera que sea pequeño (es decir, inferior a **20°**) el ángulo entre la trayectoria de aproximación y la dirección hacia el **DME** en los puntos en que la indicación de distancia se necesite.

2.11.1.2 La utilización del **DME** en sustitución de la radiobaliza intermedia supone que la precisión del sistema **DME** es por lo menos de **0,37 km (0,2 NM)** y que la resolución de los instrumentos de a bordo permite obtener esta precisión.

2.11.1.3 Aunque no se exige concretamente que la frecuencia del **DME** esté apareada con la del localizador cuando se utilice en sustitución de la radiobaliza exterior, el apareamiento de frecuencias es preferible siempre que el **DME** se utilice con el **ILS** a fin de simplificar la tarea del piloto y de permitir a las aeronaves equipadas con dos receptores **ILS** que utilicen ambos en el canal **ILS**.

2.11.1.4 Cuando la frecuencia del **DME** esté apareada con la del localizador, la identificación del transpondedor del **DME** debería obtenerse mediante la señal **"asociada"**, emitida por el localizador cuya frecuencia está apareada.

2.11.2 En algunos lugares, la autoridad competente puede autorizar la utilización de otros medios para proporcionar puntos de referencia, según se especifica en los Procedimientos para los servicios de navegación aérea — Operación de aeronaves (PANS-OPS) (Doc. 8168), como NDB, VOR, o GNSS. Esto puede resultar especialmente útil en emplazamientos donde el equipo de usuario de aeronave con DME es bajo o cuando el DME está fuera de servicio.-

2.12 UTILIZACIÓN DE FUENTES SUPLEMENTARIAS DE GUÍA DE ORIENTACIÓN JUNTO CON EL ILS

2.12.1 Las aeronaves que comiencen una aproximación **ILS** pueden ser ayudadas por la información de guía que facilite otras instalaciones de referencia a tierra, tales como el **VOR,** radar de vigilancia o, cuando estas instalaciones no puedan proporcionarse, por un radiofaro de localización.

2.12.2 Cuando la transición no quede asegurada por las instalaciones existentes en ruta o en el área terminal, un **VOR** convenientemente situado garantizará una transición eficiente hacia el **ILS**. Para este fin, el **VOR** puede emplazarse en el rumbo del localizador o en un punto situado a cierta distancia del rumbo del localizador, con tal que un radial corte el rumbo del localizador bajo un ángulo que permita una transición suave en caso de autoacoplamiento. Habrá que tener en cuenta la distancia entre el emplazamiento del **VOR** y el punto de interceptación deseado cuando se determine la precisión de la interceptación y el espacio aéreo disponible para prever errores de alineación.

2.12.3 Cuando resulte prácticamente imposible proporcionar un **VOR** convenientemente emplazado, la transición hacia el **ILS** puede facilitarse mediante un radiofaro de localización o un radiofaro no direccional **(NDB)**. Para asegurar la transición óptima, esta instalación debería montarse en el rumbo del localizador a una distancia conveniente del umbral.

2.13 LA UTILIZACIÓN DE INSTALACIONES ILS DE LA CATEGORÍA DE ACTUACIÓN I, PARA HACER AUTOMÁTICAMENTE APROXIMACIONES Y ATERRIZAJES EN CONDICIONES DE VISIBILIDAD QUE PERMITAN AL PILOTO CONTROLAR VISUALMENTE LA MANIOBRA

2.13.1 Pueden utilizarse instalaciones **ILS** de la **Categoría** de actuación **I**, de calidad apropiada, en combinación con sistemas de control de vuelo de a bordo y que no dependan exclusivamente de la información de guía derivada de los sensores **ILS,** para hacer automáticamente aproximaciones y aterrizajes en condiciones de visibilidad que permitan al piloto controlar visualmente la maniobra.

2.13.2 Para facilitar a las empresas explotadoras de aeronaves la evaluación inicial de la idoneidad de cada instalación **ILS** para realizar las citadas maniobras, se recomienda a los Estados proveedores que publiquen:

a) Cualquier diferencia con respecto al Capítulo **3, 3.1** de este **Reglamento**;

b) El grado de acatamiento de las disposiciones del Capítulo **3, 3.1.3.4** y **3.1.5.4** de este **Reglamento**, en lo relativo al localizador y a la estructura del haz de la trayectoria de planeo; y

c) La altura de la referencia **ILS** sobre el umbral.

2.13.3 Para evitar interferencias que pudieran impedir la realización de una aproximación y aterrizaje automáticos, es necesario concertar arreglos locales para proteger, en lo posible, las áreas críticas y sensibles **ILS.**

2.14 CLASIFICACIÓN DEL ILS — MÉTODO SUPLEMENTARIO DE DESCRIPCIÓN DEL ILS PARA FACILITAR SU UTILIZACIÓN OPERACIONAL

2.14.1 El sistema de clasificación que se presenta a continuación, junto con las actuales categorías de actuación de las instalaciones, tiene por objeto proporcionar un método más completo de describir un ILS.

2.14.2 La clasificación del localizador del ILS se define utilizando los tres caracteres siguientes:

a) I, II o III: este carácter indica que el sistema se ajusta a la categoría de actuación de instalación señalada en el Capítulo 3, 3.1.3

b) A, B, C, T, D o E: este carácter define los puntos del ILS en los cuales el localizador se ajusta a los criterios de estructura de rumbo indicados en el capítulo 3, 3.1.3.4.2, salvo que con letra T se designa el umbral de la pista los puntos están definidos en el Capítulo 3, 3.1.1.

c) 1, 2, 3 ó 4: este número indica el nivel de integridad y continuidad de servicio del localizador como se define en el Capítulo 3, 3.1.3.12 y se resume en la tabla C-4

2.14.3 La clasificación de la trayectoria de planeo del ILS se define utilizando los siguientes tres caracteres:

a) I, II o III: este carácter indica conformidad con la categoría de actuación de las instalaciones del Capítulo 3, 3.1.3 y 3.1.5.

b) A, B, C o T: este carácter define los puntos del ILS en los que la estructura de la trayectoria de planeo se ajusta a la estructura de la trayectoria definida en el Capítulo 3, 3.1.5.4.2, salvo la letra T que designa el umbral de la pista. Los puntos se definen en el Capítulo 3, 3.1.1.

c) 1, 2, 3 o 4: este número indica el nivel de integridad y continuidad de servicio de la trayectoria de planeo que se define en el Capítulo 3, 3.1.5.8, y se resume en la Tabla C-4.

2.14.4 Ejemplos

2.14..4.1 Por ejemplo, el localizador de una instalación de Categoría de actuación II, que satisfaga los criterios de estructura de rumbo del localizador correspondientes al localizador de una instalación de Categoría de actuación III hasta el punto “D” del ILS y se ajusta a los objetivos del nivel 3 de integridad y continuidad de servicio, debería indicarse como clase II/D/3.

2.14.4.2 Por ejemplo, la trayectoria de planeo de una instalación de Categoría de actuación I que cumple los criterios de estructura de la trayectoria de planeo correspondientes a la trayectoria de planeo de una instalación de Categoría de actuación III hasta el punto “T” del ILS y se ajusta a los objetivos del nivel 3 de integridad y continuidad de servicio debería indicarse como clase I/T/3.

2.14.5 Las clases ILS son solamente adecuadas al elemento terrestre del ILS. La consideración de categorías operacionales debe incluir, además, factores complementarios tales como la capacidad del explotador, la protección de las áreas críticas y sensibles, criterios de procedimiento y ayudas auxiliares tales como los transmisómetros, la iluminación, etc.

2.15 MODULACIÓN DE FRECUENCIA Y DE FASE DE LA PORTADORA ILS

2.15.1 Además de la modulación **AM** de **90 Hz** y **150 Hz** deseada de las portadoras **RF ILS**, puede existir modulación de frecuencia **(FM)** interferente y modulación de fase **(PM)** interferente. Esta modulación interferente puede ocasionar errores de centrado en los receptores **ILS** debido a la detección de la pendiente por la ondulación en la banda de paso de filtro de frecuencia intermedia **(IF).**

2.15.2 Para que esto ocurra, la frecuencia de la portadora **RF** traducida debe caer en una frecuencia **IF** en que la banda de paso tiene una pendiente elevada. La pendiente convierte los cambios de frecuencia de **90 Hz** y **150 Hz** interferentes a **AM** de las mismas frecuencias. Similarmente, cualquier diferencia en la desviación **FM** entre los componentes no deseados de **90 Hz** y **150 Hz** se convierte en **DDM**, lo que a su vez produce un desplazamiento en el receptor. El mecanismo es idéntico para **PM y FM**, ya que la **PM** produce un cambio de frecuencia igual al cambio de fase (radianes) multiplicado por la frecuencia moduladora.

Tabla C-4. Nivel de integridad y continuidad de servicio

Nivel	Localizador o trayectoria de planeo		
	Integridad	Continuidad de servicio	MTBO (horas)
1		No demostrada, o inferior a la requerida para el nivel 2	
2	$1 - 10^{-7}$ en todo aterrizaje	$1 - 4 \times 10^{-6}$ en todo período de 15 s	1 000
3	$1 - 0{,}5 \times 10^{-9}$ en todo aterrizaje	$1 - 2 \times 10^{-6}$ en todo período de 15 s	2 000
4	$1 - 0{,}5 \times 10^{-9}$ en todo aterrizaje	$1 - 2 \times 10^{-6}$ en todo período de 30 s (localizador) 15 s (trayectoria de planeo)	4 000 (localizador) 2 000 (trayectoria de planeo)

Nota.— Para los sistemas instalados en el caso de que no se disponga o no pueda calcularse rápidamente el valor de integridad de nivel 2, es necesario realizar, por lo menos, un análisis detallado de la integridad para asegurar un funcionamiento adecuado, a prueba de fallas, del monitor.

2.15.3 El efecto de la **FM** o **PM** interferente se suma vectorialmente a la **AM** deseada. La **FM** detectada está en fase o bien en contrafase con la **AM**, conforme la pendiente de banda de paso en la **IF** de la portadora sea positiva o negativa. La **PM** detectada está en cuadratura con la **AM**, y también puede ser positiva o negativa dependiendo de la pendiente de banda de paso.

2.15.4 La **FM** o **PM** interferente procedente de frecuencias distintas de **90 Hz** y **150 Hz**, pero que pasa por los filtros de tono de **90 Hz** y **150 Hz** del receptor, también puede producir cambios en la modulación **AM** de **90 Hz** y **150 Hz** deseada de la portadora **RF ILS**, lo que se traduce en un error de desplazamiento **DDM** en el receptor. En consecuencia, al medir los niveles de **FM y PM** interferentes, es esencial utilizar filtros de banda de paso audio con una banda de paso de una anchura como mínimo igual a la de los filtros de tono de los receptores **ILS.** Normalmente estos filtros se insertan en el equipo comercial de ensayo de medición de modulación entre los circuitos de de modulación y de medición, para garantizar la medición únicamente de los componentes espectrales de interés para las aplicaciones **ILS**. A fin de normalizar estas mediciones, se recomienda que el filtro tenga las características siguientes:

Frecuencia (Hz)	*Atenuación del filtro de banda de paso de 90 Hz, dB*	*Atenuación del filtro de banda de paso de 150 Hz, dB*
≤45	−10	−16
85	−0,5	(sin especificación)
90	0	−14
95	−0,5	(sin especificación)
142	(sin especificación)	−0,5
150	−14	0
158	(sin especificación)	−0,5
≤300	−16	−10

2.15.5 Los límites máximos preferidos, a continuación, se obtienen de los límites de error de centrado del receptor **ILS** que se especifican en los documentos **ED-46B** y **ED-47B de EUROCAE**, basándose en el peor caso observado hasta la fecha de correlación entre los niveles de modulación interferente y errores de centrado:

Tipo de instalación	*Desviación máxima de 90 Hz, FM Hz/PM radianes (Nota 1)*	*Desviación máxima de 150 Hz, FM Hz/PM radianes (Nota 2)*	*Diferencia de desviación, Hz (Nota 3)*
Localizador, Cat I	135/1,5	135/0,9	45
Localizador, Cat II	60/0,66	60/0,4	20
Localizador, Cat III	45/0,5	45/0,3	15
Trayectoria de planeo, Cat I	150/1,66	150/1,0	50
Trayectoria de planeo, Cat II o III	90/1,0	90/0,6	30

Nota 1.- *Esta columna se aplica a la desviación máxima de frecuencia o de fase medida con el filtro de tono de **90 Hz** prescrito en **2.13.4** de este **Reglamento**.*

Nota 2.- *Esta columna se aplica a la desviación máxima de frecuencia o de fase medida con el filtro de tono de **150 Hz** prescrito en **2.13.4**.de este **Reglamento***

Nota 3.- *Esta columna se aplica a la diferencia en la desviación de frecuencia máxima entre mediciones separadas de la **F** interferente de **90 Hz** (o **P** equivalente) y la **F** de **150 Hz** (o **P** equivalente) que se obtiene con los filtros prescritos en la tabla de **2.13.4** de este **Reglamento**. La desviación equivalente para los valores **P** medidos con **90 Hz** y **150 Hz** se calcula multiplicando cada medición de **P** máxima en radianes por la frecuencia moduladora correspondiente en **Hz**.*

3 TEXTO DE ORIENTACIÓN REFERENTE AL VOR/DVOR

3.1 ORIENTACIÓN RELATIVA A LA POTENCIA ISÓTROPA RADIADA EQUIVALENTE (PIRE) Y COBERTURA DEL VOR/DVOR

Nota.- *A menos que se especifique otra cosa, todos los textos de orientación que se citan a continuación se aplican a las señales **VOR** y **DVOR**.*

3.1.1 La intensidad de campo especificada en el Capítulo **3, 3.2.4.2** de este **Reglamento** se basa en la siguiente consideración:

Sensibilidad del receptor de a bordo.- **-117 dBW**

Pérdidas de la línea de transmisión, pérdidas por desacuerdo,

variación de diagrama polar de la antena con respecto a una

Antena isotrópica.- **+7 dB**

Potencia requerida en la antena.- **-110 dBW**

La potencia requerida de **-100 dBW** se obtiene, a **118 MHz**, con una densidad de potencia de **-107 dBW/m²**. El valor de **-107 dBW/m²** es equivalente a **90 µV/m**, es decir a **+ 39 dB** referidos a **1 µV/m.**

Nota.- *La densidad de potencia en el caso de una antena isotrópica puede calcularse de la manera siguiente:*

$$P_d = P_a - 10 \log \frac{\lambda^2}{4\pi}$$

donde:

P_d *= densidad de potencia, en* **dBW/m²**

P_a *= potencia en el punto de recepción, en* **dBW;**

λ *= longitud de onda en metros.*

3.1.2 La **PIRE** necesaria para obtener una intensidad de campo de **90 µV/m (—107 dBWim2)** aparecen en la **Figura C-13**. La intensidad de campo es directamente proporcional al diagrama de elevación de la antena. Los diagramas reales de radiación de las antenas dependen de varios factores, como la altura del centro de fase de la antena por encima del nivel del terreno **(AGL)**, las irregularidades de la superficie, la forma del terreno y la conductividad del suelo y del contrapeso. Sin embargo, se ha dado un valor conservador para tener en cuenta una **PIRE** más baja en las muescas que están entre los lóbulos de un diagrama de antena de elevación real. En los casos en los que se dispone de datos del sistema más exactos, se permite un cálculo aproximado más preciso del alcance. En el anual relativo a las necesidades de la aviación civil en materia de espectro de radiofrecuencias, que incluye la declaración de las políticas aprobadas por la **OACI (Doc. 9718)**, puede encontrarse orientación adicional.

3.2 ORIENTACIÓN REFERENTE AL EMPLAZAMIENTO DEL VOR

3.2.1 El **VOR** es susceptible de interferencia por trayectos múltiples a causa del terreno, los edificios, los árboles y las líneas de transmisión de energía circundantes. Por consiguiente, debería tenerse en cuenta el efecto de esto al seleccionar el emplazamiento para una nueva instalación y cuando se examine si los desarrollos propuestos son aceptables en las inmediaciones de los emplazamientos establecidos. El **VOR Doppler** es más resistente a la interferencia por trayectos múltiples que el **VOR convencional** y puede usarse para ofrecer una actuación aceptable en emplazamientos con trayectos múltiples que planteen más desafíos.

Nota.- *En los documentos* ***EUROCAE ED-52*** *(comprendida la Enmienda núm.* ***1****), la* ***Orden 6820.10*** *de la Administración Federal de Aviación de los Estados Unidos y el* ***EUR DOC 015*** *(primera edición), se proporciona orientación sobre el emplazamiento del* ***VOR.***

3.2.2 El impacto de los parques eólicos en el **VOR** es un problema creciente en muchos Estados debido a un aumento en el interés por fuentes alternativas de energía. Es difícil evaluar el impacto de los parques eólicos en el **VOR** por diferentes motivos, entre ellos:

a) El efecto acumulativo de un grupo de turbinas puede ser inadmisible, aun cuando el efecto de cada una de ellas pueda aceptarse por separado.-

b) Los peores errores pueden experimentarse cuando los álabes de la turbina están en estado estacionario (debido a la alta o baja velocidad del viento). El error real es función de la orientación de la turbina y de la posición de sus álabes en estado estacionario.-

c) Es posible que se tengan errores mayores en el límite de cobertura y

a ángulos de baja elevación; y

d) Es improbable que los peores errores puedan confirmarse mediante una inspección de vuelo debido a los factores ya enumerados.-

3.2.3 Pueden utilizarse simulaciones por computadora para evaluar el efecto que producen los parques eólicos en el **VOR** usando las hipótesis del peor de los casos descritas más arriba.

Nota 1.- *Las curvas se basan en el modelo de propagación **IF-77** con un radio de **4 3** el radio de la Tierra, que se confirmó por medio de mediciones.*

Nota 2.- *En la orientación que se proporciona se supone que la altura del contrapeso **VOR DVOR** por encima del nivel del terreno **(AGL)** que define el diagrama de antena está a **3 m (10 ft) AGL** en un terreno plano. El apantallamiento del terreno reducirá el alcance que puede lograrse.*

Nota 3.- *La potencia transmitida que se requiere para lograr el valor **PIRE** indicado depende de la ganancia de la antena transmisora y las pérdidas de cable. Por ejemplo, una **PIRE** de **25 dBW** puede obtenerse con un **VOR** con una potencia de salida de **100 W**, una pérdida de cable de **1 dB** y una ganancia de antena de **6 dBi.***

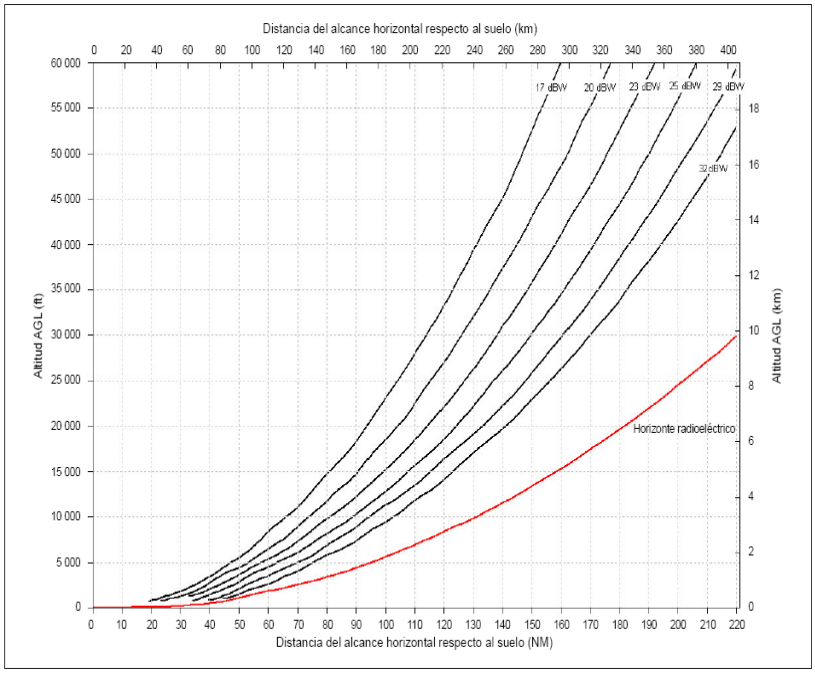


Figura C-13 PIRE necesaria para lograr una intensidad de campo de 90 microvoltios por metro (-107 dBW/m^2) como función de la altura sobre el VOR/DVOR y de la distancia desde el VOR/DVOR.

3.3 (RESERVADO)

3.4 CRITERIOS RELATIVOS A LA SEPARACIÓN GEOGRÁFICA DE LAS INSTALACIONES VOR

3.4.1 Las cifras enumeradas en la **tabla C-3** de este **Reglamento** tienen el fin de proporcionar un medio dentro del cual los receptores de a bordo puedan funcionar

correctamente.

3.4.1.1 A fin de proteger los receptores **VOR** calculados para una separación entre canales de **50 kHz**, se escogen separaciones mínimas para proporcionar las siguientes relaciones mínimas de señal, dentro del espacio servido:

a) La señal deseada excede la señal no deseada de canal común en **20 dB** o más.-

b) Una señal no deseada separada en **50 kHz** de la señal deseada, excede esta última hasta en **34 dB**.-

c) Una señal no deseada separada en **100 kHz** de la señal deseada, excede esta última hasta en **46 dB**.-

d) Una señal no deseada separada en **150 kHz** o más de la señal deseada, excede esta última hasta en **50 dB.-**

3.4.1.2 A fin de proteger los receptores **VOR** calculados para una separación entre canales de **100 kHz**, se escogen separaciones mínimas a fin de proporcionar las siguientes relaciones mínimas de señal, dentro del espacio servido:

a) La señal deseada excede la señal no deseada de canal común en **20 dB** o más.-

b) Una señal no deseada separada en **50 kHz** de la señal deseada, excede esta última hasta en **7 dB**.-

c) Una señal no deseada separada en **100 kHz** de la señal no deseada, excede la señal deseada hasta en **46 dB**.-

d) Una señal no deseada separada en **150 kHz** de la señal deseada excede la señal deseada hasta en **50 dB.-**

3.4.2 El uso de las cifras dadas en **3.3.1** de este **Reglamento** o de otras cifras apropiadas a otras distancias y altitudes efectivas, equivale a reconocer las hipótesis hechas en esta sustitución de un método aproximado para calcular la separación, y la aplicación de las cifras solamente será correcta dentro de las limitaciones establecidas por esas hipótesis. Estas admiten que la variación de la intensidad de la señal en función de la distancia **(Factor "S")**, a las diversas altitudes de recepción, es válida únicamente dentro del horizonte radioeléctrico y de un ángulo máximo de elevación del **VOR** de unos **5°**. Si se necesita una determinación más precisa de las distancias de separación en áreas de gran congestión de frecuencias, puede hacerse, respecto a cada instalación, a base de las curvas de propagación apropiadas.

3.4.3 El despliegue de la separación de **50 kHz** entre canales requiere la conformidad con el Capítulo **3, 3.2.2.2 y 3.2.5.7** de este **Reglamento** y el **DINAC R 10**, **Volumen V, Capitulo 4, 4.2.4**. En aquellos casos en que, debido a circunstancias especiales, sea esencial durante el periodo inicial de conversión de la separación de **100 kHz** entre canales a una separación de **50 kHz** entre canales, tener en cuenta instalaciones **VOR** cercanas que no se ajustan al Capítulo **3, 3.2.2.2 y 3.2.5.7** de este **Reglamento** y al **DINAC R 10**, **Volumen V, Capitulo 4, 4.2.4** se requerirá una mayor separación geográfica entre éstas y las nuevas instalaciones que utilizan la separación de **50 kHz** entre canales, para garantizar un error de marcación de menos de un grado, debido a la señal no deseada. En la suposición de que los niveles de banda lateral de la armónica de **9 960 Hz** de la señal radiada de dichas instalaciones no excedan los niveles siguientes:

9 960 Hz	**referencia 0 dB**
2ª armónica	**−20 dB**
3ª armónica	**−30 dB**
4ª armónica y siguientes	**−40 dB**

las fórmulas de separación deberían aplicarse como sigue:

a) Cuando sólo sea necesario proteger receptores proyectados para la separación de **50 kHz** entre canales, el valor **40** debería remplazarse por el de **20** en la fórmula **B** – caso de emplazamiento no común.-

b) Cuando sea necesario proteger receptores proyectados para la separación de **100 kHz** entre canales, la fórmula **A** – caso de canal común – debería aplicarse para la gama de altitudes para las cuales se requiere protección.-

3.4.4 Cuando las instalaciones **DME/N** y las instalaciones **VOR** funcionan combinadas entre sí, según se describe en el Capítulo **3, 3.4.3.3.3** de este **Reglamento** y tienen un volumen de servicio común, las distancias de separación geográfica del canal común y del canal adyacente requeridas por el **DME** se satisfacen con las distancias de separación del **VOR** tal como se calculan en esta sección, a condición de que la distancia entre el **VOR** y el **DME** no exceda de **600 m (2 000 ft)**. También existe la posibilidad de interferencia al poner en servicio canales **"Y"** del **DME**, ya que entre dos estaciones terrestres **DME** separadas a **63 MHz**, podría ocurrir interferencia al transmitir y recibir en la misma frecuencia (por ejemplo, las transmisiones del canal **17 Y** podrían interferir con la recepción en los canales **80 X** y **80 Y**). A fin de obviar cualquier insensibilización del receptor terrestre debido a esta interferencia, es necesaria una distancia mínima de separación terrestre de **18,5 km (10 NM)** entre instalaciones.

3.5 CRITERIOS RESPECTO A SEPARACIÓN GEOGRÁFICA DE LAS INSTALACIONES VOR/ILS

3.5.1 Al usar las cifras de **3.4.3.1 y 3.4.3.2** de este **Reglamento**, hay que tener en cuenta que se han hecho las hipótesis siguientes:

a) Que la característica del receptor del localizador es la indicada y que la del receptor **VOR**.-

b) Que la relación de protección para el sistema **ILS** y el sistema **VOR** es de **20 dB.-**

c) Que el punto de protección del **ILS** se halla a una distancia efectiva de **46,25 km (25 NM)**, medida a lo largo de la línea de utilización y a una altitud de **1 900 m (6 250 ft)**.-

Nota.- *Con la introducción de redes de antenas de localizador **ILS** sumamente direccionales, el punto de protección más crítico no se encontrará a lo largo de la prolongación del eje de la pista. Las antenas direccionales producen puntos de protección crítica a distancia máxima, ya sea de **± 100 o de ± 350** fuera del eje de la pista. Debería examinarse la protección de esos puntos durante el proceso de asignación de frecuencias.*

3.5.2 Aunque las instalaciones **VOR** e **ILS** internacionales no aparezcan en la misma frecuencia, puede ocurrir que una instalación **VOR** internacional comparta provisionalmente la misma frecuencia y, de manera comparable, con una instalación **ILS** nacional. Por este motivo, se da orientación respecto a la separación geográfica requerida, no solamente para un **VOR** y una instalación **ILS** separadas **50 O 100 kHz**, sino también respecto a la utilización de un canal común.

3.5.3 Al observar que las características de utilización de los dos equipos difieren, los criterios relativos a la separación geográfica mínima de **VOR/ILS**, para evitar interferencia perjudicial se expresan separadamente para cada instalación cuando corresponde.

3.5.3.1 CASO DE CANAL COMÚN

a) La protección del sistema ILS requiere que el **VOR** que tiene una **ERP** de **17 dBW (50 W**) esté por lo menos a **80 NM** del punto de protección del **ILS.-**

b) En el supuesto de un **VOR** que tenga una **ERP** de **17 dBW (50 W)** tenga que protegerse para una distancia efectiva de **46,25 km (25 NM)** y una altitud de **3 000 m (10 000 ft)**, la protección del sistema **VOR** requiere que el **ILS** se halle por lo menos a **148 km (80 NM**) del **VOR**.-

c) Si se requiere protección del **VOR** hasta unos **92,5 km (50 NM)** y a **6 000 m (20 000 ft)**, el **ILS** debe hallarse a **250 km (135 NM)** del **VOR**, por lo menos.-

3.5.3.2 Caso de canales adyacentes. La protección del sistema **VOR** se obtiene efectivamente sin separación geográfica de las instalaciones. Sin embargo, en el caso de:

a) Un receptor de localizador proyectado para un espaciado entre canales de **100 kHz** y utilizado en un área en que las asignaciones a las ayudas para la navegación estén espaciadas a **100 kHz**, la protección del sistema **ILS** requiere que un **VOR** que tenga una **ERP** de **17 dBW (50 W)** esté por lo menos a **9,3 km (5 NM)** del punto de protección **ILS**.-

b) Un receptor de localizador proyectado para un espaciado entre canales de **100 kHz** y utilizado en un área en que las asignaciones a las ayudas para la navegación estén espaciadas a **50 kHz**, la protección del sistema **ILS** requiere que un **VOR** que tenga una **ERP** de **17 dBW (50 W)** esté por lo menos a **79,6 km (43 NM)** del punto de protección **ILS.-**

3.5.4 El uso de las cifras dadas en **3.4.3** de este **Reglamento** o de otras cifras apropiadas a otras distancias y altitudes efectivas, equivale a reconocer las hipótesis básicas hechas en esta sustitución de un método aproximado para calcular la separación, y la aplicación de las cifras solamente será correcta dentro de las limitaciones establecidas por esas hipótesis. Si se necesita una determinación más precisa de las distancias de separación en áreas de congestión de frecuencias, puede hacerse, respecto a cada instalación, a base de las curvas de propagación apropiadas.

3.5.5 Es necesario proteger el sistema **ILS** contra la interferencia del **VOR**, cuando la instalación **VOR** está emplazada cerca de la trayectoria de aproximación **ILS**. En tales circunstancias, para evitar la perturbación de las señales de salida del receptor **ILS** debidas a posibles efectos de transmodulación, conviene utilizar una separación de frecuencias apropiadas entre los canales **ILS** y **VOR**. La separación de frecuencias dependerá de la relación entre las densidades de campo del **VOR** y del **ILS**, así como de las características de la instalación de a bordo.

3.6 FUNCIÓN RECEPTORA

3.6.1 Sensibilidad. Después de tener debidamente en cuenta la falta de adaptación de alimentación de la aeronave, la pérdida de atenuación y la variación del diagrama polar de la antena, la sensibilidad de la función receptora debería ser tal que proporcione en un gran porcentaje de ocasiones la precisión de la potencia de salida especificada en **3.5.2** de este **Reglamento** con una señal que tenga una intensidad de campo de **90 µV/m o de -107 dBW/m^2.**

3.6.2 **Precisión**. La contribución de error de la instalación de a bordo no excederá **± 3°** con una probabilidad del **95%.**

Nota 1.- *La evaluación de la contribución de error del receptor tendrá que tomar en consideración:*

*1) las tolerancias de las componentes de modulación de la instalación **VOR** terrestre, como se define en el Capítulo **3, 3.2.5** de este **Reglamento.-***

*2) la variación en el nivel de la señal y en la frecuencia de la portadora de la instalación **VOR** terrestre.-*

*3) los efectos de las señales **VOR** e **ILS** no deseadas.-*

Nota 2.- *La instalación **VOR** de a bordo no se considera que incluye ninguno de los elementos especiales que pueden ser prescritos para el proceso de la información **VOR** en la aeronave, y que a su vez puedan introducir errores [por ejemplo, el indicador radiomagnético **(RMI)].***

3.6.3 Funcionamiento de los banderines de alarma. Idealmente estos banderines deberían advertir al piloto de cualquier defecto inaceptable de funcionamiento que pudiera producirse, ya sea en el equipo terrestre o en el de a bordo. A continuación se detalla hasta qué punto pudiera satisfacerse este ideal.

3.6.3.1 El movimiento del banderín se produce por la suma de dos corrientes que se derivan de los elementos de **30 Hz** y **9 960 Hz** de la señal componente de marcación **VOR** y, por lo tanto, al eliminarse de la portadora radiada estos elementos, aparecen los banderines. Toda vez que el equipo monitor terrestre **VOR** suprime las componentes de marcación cuando se presenta alguna condición inaceptable en tierra, habrá una indicación inmediata en la aeronave cuando el sistema no sea utilizable.

3.6.3.2 La corriente que actúa el banderín depende también de las características **AGC** del equipo de a bordo y de cualquier ganancia subsecuente al segundo detector del receptor. De este modo, si con un receptor de a bordo ajustado correctamente el banderín de alarma está justamente fuera de la vista cuando reciba una señal **VOR** que se ajuste a las características de modulación especificadas en el Capítulo **3, 3.2.5** de este **Reglamento**, el banderín aparecerá nuevamente cuando se produzca una disminución en la característica de ganancia del receptor.

Nota.- *Ciertos tipos de receptores utilizan indicaciones de advertencia que no son banderines mecánicos, para cumplir las funciones que aquí se describen.*

3.6.4 SUSCEPTIBILIDAD DEL RECEPTOR VOR A SEÑALES VOR Y DE LOCALIZADOR

3.6.4.1 El cálculo del receptor debería permitir su funcionamiento correcto en el medio siguiente:

a) La señal deseada sobrepasa la señal no deseada de canal común en **20 dB** o más.-

b) Una señal no deseada separada en **50 kHz** de la señal deseada, excede a esta última hasta en **34 dB** [durante el ensayo en banco del receptor, en el caso de este primer canal adyacente, la señal no deseada se varia sobre la gama de frecuencias de la tolerancia combinada de frecuencias de la estación terrestre **(± 9 kHz)** y del receptor].-

c) Una señal no deseada separada en **100 kHz** de la señal deseada, excede esta última hasta en **46 dB**.-

d) Una señal no deseada separada en **150 kHz** o más de la señal deseada, excede esta última hasta en **50 dB.-**

Nota 1.- *Se reconoce que no todos los receptores cumplen actualmente el requisito b), sin embargo, todos los equipos futuros deberían calcularse de modo que satisfagan dicho requisito.*

Nota 2.- *En algunos Estados, se utiliza una tolerancia menor para la estación terrestre.*

3.6.5 CARACTERÍSTICAS DE INMUNIDAD DE LOS SISTEMAS RECEPTORES VOR CONTRA LA INTERFERENCIA CAUSADA POR SEÑALES DE RADIODIFUSIONES FM EN VHF

3.6.5.1 En relación con el Capítulo **3, 3.2.8** de este **Reglamento**, las características de inmunidad allí definidas deben compararse con una magnitud convenida de supresión del funcionamiento normal del sistema receptor, en presencia de la señal deseada de entrada y en condiciones normales de funcionamiento. Esto es necesario para garantizar que las pruebas del equipo receptor pueden efectuarse en el banco de pruebas en condiciones y con resultados que puedan repetirse y para facilitar la aprobación consiguiente. Puede obtenerse más información en la Recomendación **ITU-R SM.1140 de la UIT**, Procedimientos de prueba utilizados en las medidas de las características de los receptores aeronáuticos que sirven para determinar la compatibilidad entre el servicio de radiodifusión sonora en la banda de unos **87-108 MHz** y los servicios aeronáuticos en la banda **108-118 MHz**.

Nota.- *Los procedimientos de prueba del receptor también figuran en las **OPS (RTCA DO-196 y EUROCAE ED-22B).***

3.6.5.2 Las siguientes fórmulas deberían utilizarse para evaluar las posibles incompatibilidades de los receptores que satisfacen los criterios generales de inmunidad a la interferencia especificados en el Capítulo **3, 3.2.8** de este **Reglamento**. Las fórmulas proporcionarán aclaraciones sobre las características de inmunidad a la interferencia de las emisiones no esenciales **(tipo A1)**, interferencia del canal fuera de banda **(tipo A2)**, interferencia de tercer orden de dos y tres señales **(tipo B1)** e interferencia por sobrecarga/desensibilización **(tipo B2)**. Puede consultarse más información en la Recomendación **ITU-R IS.1009-1** de la **UIT,** Compatibilidad entre el servicio de radiodifusión sonora en la banda de aproximadamente **87-108 MHz** y los servicios aeronáuticos en la banda **108-137 MHz.**

3.7 PRECISIÓN DEL SISTEMA VOR

Nota.- *El **DINAC R 11, Adjunto A**, contiene también un texto de orientación sobre la determinación de los valores de performance de los sistemas **VOR**.*

3.7.1 **Finalidad**. El texto de orientación que sigue trata de proporcionar ayuda en la utilización de los sistemas **VOR.** No pretende representar normas de separación lateral ni márgenes mínimos sobre los obstáculos, aunque, por supuesto, puede proporcionar un punto inicial para su determinación. El establecimiento de normas de separación o de márgenes mínimos sobre los obstáculos necesariamente habrá de tomar en consideración muchos factores no incluidos en este texto.

3.7.1.1 Existe sin embargo la necesidad de indicar una cifra de precisión en la utilización del sistema para orientación de los Estados en la planificación de sistemas **VOR**.

3.7.2 Explicación de términos. En el texto que sigue se usan términos y expresiones con el significado que a continuación se indica:

a) **Error de la señal del radial VOR**. La diferencia entre el rumbo magnético nominal hasta un punto de medición respecto a la estación **VOR** terrestre y la marcación indicada por la señal **VOR** en el mismo punto. El error de la señal del radial **VOR** se compone de ciertos elementos estables (tales como un error sistemático de alineación de rumbo, y la mayoría de los errores por efecto del emplazamiento y el terreno) y ciertos errores variables de carácter aleatorio. El error de la señal del radial **VOR** está relacionado únicamente con la estación terrestre y excluye otros factores de error, tales como, errores de equipo de a bordo y elemento de pilotaje.-

b) Error de variabilidad del radial VOR. La parte variable del error de la señal del radial VOR que puede esperarse que varíe alrededor del resto, esencialmente constante, del error de la señal del radial VOR. El error de variabilidad del radial es la suma de los errores variables.

c) **Error de desplazamiento del radial VOR**. La parte del error de señal del radial **VOR** que es estable y que puede considerarse como fija durante largos periodos de tiempo.-

d) **Error del equipo VOR de a bordo.** El error atribuible a la incapacidad del equipo instalado en la aeronave para interpretar adecuadamente la información de marcación contenida en la señal del radial. Este error incluye la contribución del receptor de a bordo y de los instrumentos utilizados para presentar la información al piloto.-

e) **Error VOR compuesto**. La diferencia entre la marcación magnética verdadera hasta un punto de medición respecto a la estación **VOR** terrestre y la marcación indicada por un equipo **VOR** de a bordo, de precisión establecida. Más sencillamente, éste es el error en la información presentada al piloto, teniendo en cuenta, no solamente los errores de la estación terrestre y de la trayectoria de propagación, sino también el error proporcionado por el receptor **VOR** de a bordo y sus instrumentos. Se emplea el error completo de la señal del radial **VOR**, tanto fijo como variable.-

f) **Elemento VOR de pilotaje**. El error de la navegación **VOR** atribuible al hecho de que el piloto no puede mantener o no mantiene la aeronave precisamente en el centro del radial **VOR** o la marcación que indica el equipo.-

g) **Error de utilización del sistema VOR.** La raíz cuadrada de la suma de los cuadrados del error **VOR** compuesto y del elemento de pilotaje. Esta combinación puede usarse para determinar la probabilidad de que una aeronave permanezca dentro de límites específicos cuando utilice el **VOR**.-

3.7.3 CÁLCULO DE LA PRECISIÓN DE UTILIZACIÓN DEL SISTEMA VOR

3.7.3.1 La precisión de utilización del sistema **VOR** se deduce por la consideración de los siguientes elementos de error:

a) **Error de la señal del radial VOR (Eg)**. Este elemento consta del error del desplazamiento del radial y del error de variabilidad del radial. Se determina por la consideración de factores tales como desplazamiento fijo del radial, supervisión (monitor), efectos de polarización, efectos del terreno y cambios en el medio.-

b) **Error VOR del equipo de a bordo (Ea**). Este elemento engloba todos los factores del sistema **VOR** de a bordo que introducen errores. (No están incluidos los errores resultantes del uso de la información de brújula en algunas presentaciones **VOR**).-

c) Elemento de pilotaje **VOR (Ep)**. El valor tomado por este elemento es el utilizado en los **PANS-OPS (Doc. 8168** de la **OACI)** relativo a la tolerancia de pilotaje.

Nota.- *Existe también un error de medición, pero en una discusión generalizada de errores puede considerarse que queda absorbido por los otros valores de error.*

3.7.3.2 Como los errores de **a), b) y c)**, cuando se consideran en la totalidad del sistema (no en un radial cualquiera), son variables aleatorias independientes, pueden

combinarse a base de la raíz cuadrada de la suma de sus cuadrados, cuando se da a cada elemento el mismo grado de probabilidad. Para fines de este texto se considera que cada elemento tiene una probabilidad del **95%.**

Por lo tanto, pueden describirse las siguientes fórmulas:

Error **VOR** compuesto = $\sqrt{\mathbf{Eg^2 + Ea^2}}$

Error de utilización del sistema **VOR** = $\sqrt{\mathbf{Eg^2 + Ea^2 + Ep^2}}$

3.7.3.3 Los ejemplos que siguen sólo se refieren al error de utilización del sistema **VOR** pero, si se desea, puede determinar asimismo el error **VOR** compuesto. Mediante estas fórmulas puede evaluarse el efecto sobre el sistema de la mejora o degradación de uno o más elementos del error.

Nota.- *Todas las cifras correspondientes al error de la señal del radial **VOR** se refieren a radiales respecto a los cuales no existe ninguna restricción.*

3.7.3.4 Sujeto a las condiciones que se indican en **3.6.1** de este **Reglamento**, se considera que una precisión de la utilización del sistema **VOR de ± 5°**, con una probabilidad del **95%**, constituye una cifra adecuada que podrán emplear los Estados al planificar la aplicación del sistema **VOR** (véase, no obstante, **3.6.3.5** de este **Reglamento**). Esta cifra corresponde a los siguientes errores de los componentes:

Error de la señal del radial **VOR**:

± 3° (probabilidad del **95%**), valor que se alcanza fácilmente en la práctica.

Error del equipo de a bordo del **VOR**:

± 3° (probabilidad del **95%**), valor relativo a las características de sistema (véase **3.5.2** de este **Reglamento**).

Elemento de pilotaje del **VOR**:

± 2,5° (probabilidad del **95%**), de acuerdo con los **PANS-OPS**.

3.7.3.5 Si bien la cifra de **± 5°**, con una probabilidad del **95%**, es una cifra útil que se basa en amplia experiencia y la usan muchos Estados, cabe señalar que sólo puede lograrse si los elementos de error que la integran permanecen dentro de ciertas tolerancias. Es evidente que, si los errores que pueden atribuirse a los elementos del sistema **VOR** son superiores a las cantidades indicadas, el error de utilización del sistema **VOR** resultante será también superior. Inversamente, en el caso de que algunos o todos los elementos de error del sistema **VOR** sean inferiores a los que se utilizan en el cálculo anterior, el error de utilización del sistema **VOR** resultante será también inferior.

4 ESPECIFICACIONES PARA RADIOBALIZAS DE 75 MHZ (EN RUTA)

4.1 SISTEMAS DE ANTENAS DE RADIOBALIZAS

4.1.1 **Generalidades.** El texto siguiente describe los tipos de sistemas de antenas que se utilizan frecuentemente en la práctica actual. Estos tipos constituyen las formas más simples para satisfacer los requisitos normales; en casos especiales pueden ser necesarios sistemas que tengan mejor rendimiento. (Véase la Nota de **4.1.4** de esta **Reglamento**).

4.1.2 RADIOBALIZAS Z

a) **Sistema radiante**. Consiste en dos bipolos horizontales, perpendiculares entre sí, cada uno de los cuales consta de dos elementos radiantes colineales de media onda, cuyos centros se encuentran espaciados a media longitud de onda aproximadamente, y montados a un cuarto de longitud de

onda por encima del contrapeso. Se ajustan las corrientes en los bipolos y sus respectivos elementos de modo que:

1) la corriente en un grupo de bipolos respecto a la del otro grupo sea igual pero defiera **90°** en fase;

2) las corrientes en los elementos radiantes de una antena bipolo determinada sean iguales y estén en fase.

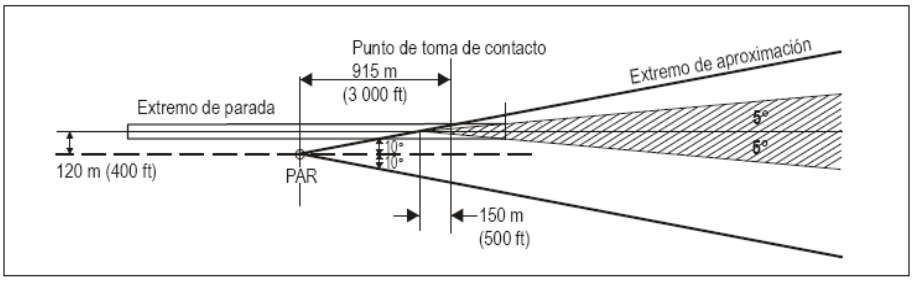


Figura C-14. Retroceso mínimo del PAR respecto al punto de toma de contacto, para una desviación de 120 m (400 ft), cuando esté alineado para explorar a cada lado del QDR de la pista un ángulo de ±10°

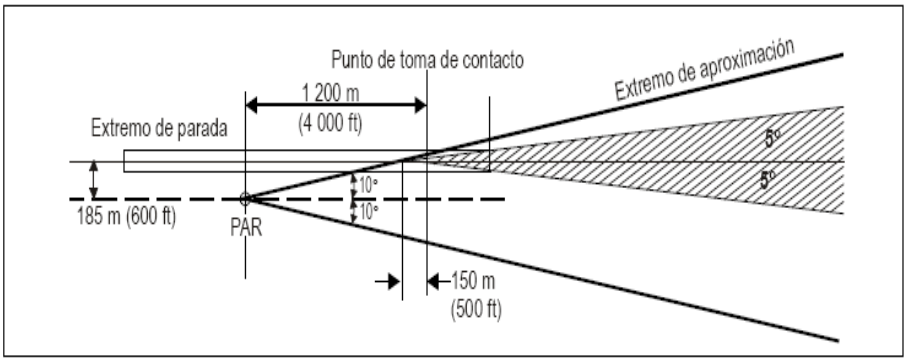


Figura C-15. Retroceso mínimo del PAR respecto al punto de toma de contacto, para una desviación de 185 m (600ft), cuando esté alineado para explorar a cada lado del QDR de la pista un ángulo de ±10°

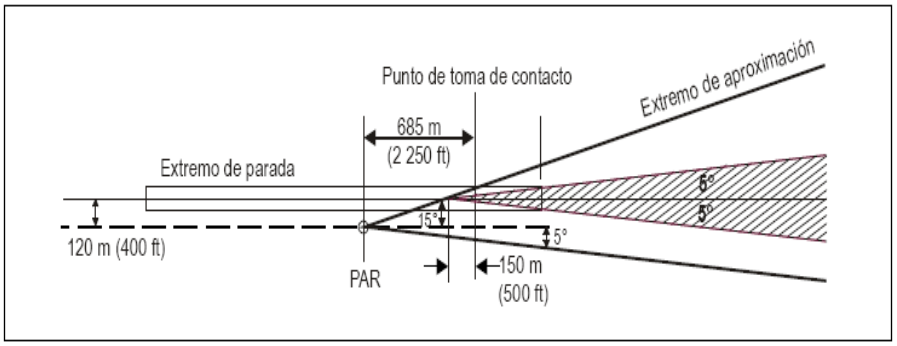


Figura C-16. Retroceso mínimo del PAR respecto al punto de toma de contacto, para una desviación de 120 m (400 ft), cuando esté alineado para explorar 5 y 15° respecto al QDR de la pista

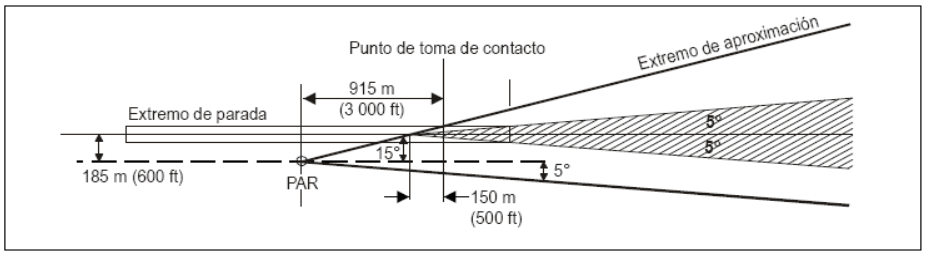


Figura C-17. Retroceso mínimo del PAR respecto al punto de toma de contacto, para una desviación de 185 m (600 ft), cuando esté alineado para explorar 5 y 15° respecto al QDR de la pista

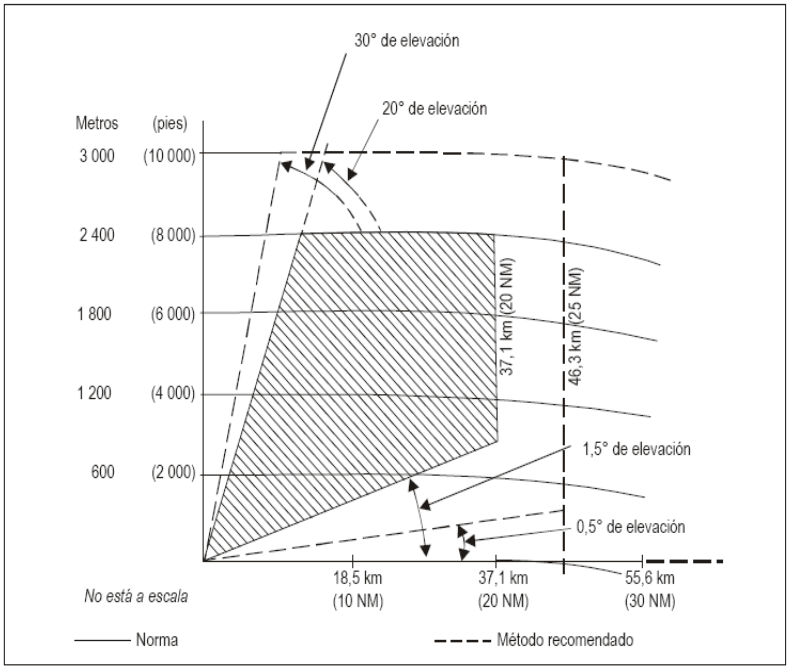


Figura C-18. SRE del sistema radar de aproximación de precisión — Cobertura vertical para una aeronave con 15 m^2 de área de eco

b) **Contrapeso.** Contrapeso cuadrado, con dimensiones mínimas de **9 m x 9 m**, generalmente a una altura de alrededor de **1,8 m (6 ft)** por encima del terreno, y si es de malla de alambre, el tamaño de la malla no excederá de **7,5 cm x 7,5 cm**.-

4.1.3 Radiobalizas de abanico para uso solamente a bajas altitudes (radiobalizas de abanico de poca potencia). Sistema radiante capaz de proporcionar la intensidad de campo indicada en el Capítulo **3, 3.1.7.3.2.**de este **Reglamento**.

4.1.4 RADIOBALIZAS DE ABANICO PARA USO GENERAL (RADIOBALIZAS DE ABANICO DE GRAN POTENCIA)

a) **Sistema radiante**. Un sistema radiante consistente en cuatro elementos radiantes colineales horizontales de media onda (aproximada) montados aproximadamente a un cuarto de longitud de onda por encima del contrapeso. La corriente en cada uno de los elementos de la antena debería

estar en fase y debería tener una relación de **1:3:3:1.-**

Nota.- *Pueden alterarse la distribución de corriente entre los elementos y la altura de éstos por encima del contrapeso, a fin de obtener diagramas que satisfagan requisitos especiales de operación. Pueden obtenerse diagramas verticales mejores para algunas exigencias de operaciones, ajustando la altura de los bipolos sobre el contrapeso a un valor igual a **1/4** de la longitud de onda, o mayor, pero menor de **1/2** longitud de onda.*

b) **Contrapeso.** Contrapeso rectangular, con dimensiones mínimas de **6 m x 12 m**, generalmente a una altura de alrededor de **1,8 m (6 ft)** por encima del terreno, y si es de malla de alambre, el tamaño de la malla no excederá de **7,5 cm x 7,5 cm**.

4.2 CLAVE DE IDENTIFICACIÓN PARA RADIOBALIZAS DE ABANICO UTILIZADAS CON UN RADIOFARO DIRECCIONAL DE CUATRO RUMBOS

4.2.1 Las radiobalizas de abanico situadas en los haces de un radiofaro direccional de cuatro rumbos no requieren normalmente una señal de identificación que se refiera a un lugar geográfico determinado, sino solamente una señal que indique el haz a que corresponden.

4.2.2 En el caso de un radiofaro direccional de cuatro rumbos que no tenga más que una baliza en cualquiera de los haces, es práctica común identificar la baliza por una raya simple, si se halla en el haz dirigido hacia el norte verdadero o próximo al norte en el sentido de las agujas del reloj (dirección este), e identificar la baliza de los otros haces por medio de dos, tres o cuatro rayas, según correspondan al segundo, tercero o cuarto haz, contados desde el norte en el sentido de las agujas del reloj. Cuando a un haz de radiofaro direccional de cuatro rumbos corresponda más de una radiobaliza de abanico, la baliza más próxima a la estación se identifica solamente por medio de rayas, la siguiente en proximidad por dos puntos que precedan a las rayas, la tercera por tres puntos que precedan a las rayas, y así sucesivamente.

Nota.- *En ciertas circunstancias especiales el sistema de clave mencionado puede conducir a ambigüedades cuando dos radiobalizas correspondientes a haces de radiofaros direccionales distintos, pero que se superponen, se encuentren geográficamente cerca uno de otro. En dichos casos es conveniente utilizar una clave de identificación característica respecto a una de las radiobalizas.*

5 TEXTO DE ORIENTACIÓN REFERENTE AL NDB

5.1 TEXTO DE ORIENTACIÓN RELATIVO A LOS REQUISITOS DE INTENSIDAD DE CAMPO DEL NDB EN LAS LATITUDES COMPRENDIDAS ENTRE 30°N Y 30°S

5.1.1 Con el fin de obtener un servicio satisfactorio dentro de la cobertura nominal de un **NDB** situado en latitudes comprendidas entre **30°N y 30°S**, se requeriría un valor mínimo, de intensidad de campo de **120 µV/m**, excepto cuando la experiencia práctica en la operación de los **NDB** a lo largo de varios años haya revelado que una intensidad mínima de campo de **70 µV/m**, sería adecuada para satisfacer todas las necesidades de las operaciones. En algunas áreas determinadas se requerirían valores de intensidad de campo notablemente superior a **120 µV/m**. Tales zonas son:

a) Indonesia y Papúa Nueva Guinea, Myanmar, Península Malaya, Tailandia, República Democrática Popular Lao, Kampuchea Democrática, Vietnam y Australia septentrional.-

b) Región del Caribe y partes septentrionales de América del Sur.-

c) África central y sudcentral.-

5.1.2 La intensidad de campo de **120 µV/m** se basa en la experiencia práctica obtenida hasta la fecha y supone una transacción entre lo que es conveniente técnicamente y lo que es posible facilitar desde un punto de vista económico.

5.2 TEXTO DE ORIENTACIÓN RESPECTO AL SIGNIFICADO Y APLICACIÓN DE LA COBERTURA NOMINAL Y DE LA COBERTURA EFECTIVA.-

5.2.1 COBERTURA NOMINAL.-

5.2.1.1 La cobertura nominal, tal como se define en el Capítulo **3, 3.3.1** de este **Reglamento**, es un modo de designar la actuación real del **NDB**, en forma mensurable, que depende de la frecuencia, de la potencia radiada y de la conductividad de la trayectoria entre el **NDB** y un punto en el límite en que se especifica el valor mínimo de intensidad de campo.

5.2.1.2 Se ha comprobado que la cobertura nominal es un medio útil de facilitar la planificación regional y que, en algunos casos, puede relacionarse con la cobertura efectiva.

5.2.1.3 La aplicación de la asignación de frecuencias se rige por los siguientes criterios:

5.2.1.3.1 Las frecuencias deberían distribuirse geográficamente teniendo en cuenta la cobertura nominal de los **NDB** en cuestión, para que la relación entre la intensidad de la señal de todo **NDB** en el límite de su cobertura nominal y la intensidad total de campo debida a las estaciones con canal común y de las estaciones con canales adyacentes (con el suficiente margen para las características de selectividad de un receptor típico de a bordo) no sea menor de **15 dB** durante el día.

5.2.1.3.2 Las cifras estipuladas en el **Adjunto B** de este **Reglamento** deberían aplicarse, según convenga, al determinar el margen que ha de concederse para la atenuación de las señales de canales adyacentes.

5.2.1.4 De la aplicación de la cobertura nominal al planeamiento de despliegue de frecuencias se desprende que, a menos que se especifique lo contrario, la protección contra interferencia perjudicial sólo puede lograrse dentro de la cobertura nominal de un **NDB** y además únicamente si la potencia radiada del **NDB** se ajusta para proporcionar, dentro de límites relativamente estrechos, la intensidad de campo que se necesita en el límite de la cobertura nominal. En las zonas en las que hay muchos **NDB**, todo **NDB** que suministre una señal cuya intensidad en el límite de su cobertura nominal exceda a la convenida en la región de que se trate, ocasionará en general interferencias perjudiciales dentro de las coberturas nominales de **NDB** de canal común o de canal adyacente del área interesada, y limitará el número de **NDB** que puedan instalarse en la región dentro del espectro disponible. Por lo tanto, es importante no aumentar la potencia radiada más de lo necesario, para suministrar la cobertura nominal, especialmente durante la noche, cuando la propagación ionosférica puede dar lugar a interferencia a través de grandes distancias, a menos que se haga en coordinación con las autoridades de las estaciones que probablemente resulten afectadas (véase el Capítulo **3, 3.3.3** de esta **Reglamento**).

5.2.1.5 El planeamiento de frecuencias se facilita considerablemente si se utiliza un valor común de intensidad mínima de campo dentro de la cobertura deseada.

5.2.1.6 La gran experiencia adquirida ha demostrado que en las zonas que tienen un nivel de ruido relativamente bajo como Europa, la cifra de **70 µV/m** es satisfactoria.

5.2.1.6.1 La experiencia ha demostrado también que la cifra de **120 µV/m** es generalmente satisfactoria para las zonas de alto nivel de ruido, pero que es inadecuada en las zonas donde el nivel del ruido es muy alto. Respecto a tales zonas puede servir de orientación general la información que se da en **5.3** de este **Reglamento**.

5.2.2 RELACIÓN CON LA COBERTURA EFECTIVA.-

5.2.2.1 La cobertura nominal puede tener una correlación muy estrecha con la cobertura efectiva en las siguientes circunstancias:

a) Cuando la intensidad de campo mínima dentro de los límites de la cobertura nominal es tal que la mayoría del tiempo sobrepasa suficientemente la intensidad de campo correspondiente al ruido atmosférico y de otras clases, para asegurar que éste no deformará la información presentada en la aeronave hasta el punto de hacerla inutilizable.-

b) Cuando la relación de la intensidad de la señal deseada con la de las señales interferentes excede del valor mínimo requerido en todos los puntos dentro de la cobertura, con el fin de asegurar que las señales interferentes no deformen la información presentada en la aeronave hasta el punto de hacerla inutilizable.-

5.2.2.2 Como normalmente la señal más baja dentro de la cobertura es la que tiene lugar en su límite, tales circunstancias indican que en el límite, la intensidad de campo debe ser tal que su relación con los niveles de ruido atmosférico aseguren la recepción de indicaciones utilizables en la aeronave la mayor parte del tiempo y que, respecto al valor límite, el planeamiento general debería asegurar que la relación de su valor con el de las señales interferentes excede la mayor parte del tiempo del valor requerido.

5.2.2.3 Aunque el valor de **70 µV/m** utilizado para el despliegue de frecuencias ha demostrado ser favorable en Europa (es decir, al norte de los **30°** de latitud) al proporcionar valores de cobertura que se aproximan mucho a la cobertura efectiva la mayor parte del tiempo, no hay suficiente experiencia para demostrar la conveniencia del valor de **120 µV/m**, para aplicación general en áreas de alto nivel de ruido. Se espera que las coberturas nominales donde hay alto nivel de ruido, basadas en un valor límite de **120 µV/m**, sean, en muchas ocasiones, mucho mayores que la cobertura efectiva lograda. En dichas áreas, con objeto de asegurar una correlación más aproximada entre la cobertura nominal y el promedio de la cobertura efectiva lograda, tal vez sea conveniente elegir un valor límite que se base más estrechamente en la proporción del ruido en esas áreas con el ruido en áreas en las que se ha determinado satisfactoriamente un valor límite (por ejemplo, Europa), o determinar un valor apropiado, obtenido de un examen estadístico de coberturas efectivas logradas, respecto a un **NDB** del área cuyo rendimiento se conozca.

5.2.2.4 Sin embargo, es importante considerar que los valores mínimos de intensidad de campo que se basan en la simple comparación de niveles de ruido en distintas áreas tal vez sean insuficientes, porque factores tales como la frecuencia con que se produce el ruido, su carácter y efecto en el receptor de a bordo y la clase de operación aérea de que se trate pueden en conjunto modificar las relaciones determinadas en esta forma.

5.2.2.5 Los valores de ruido diurno y según la estación en distintas partes del mundo se han publicado en el **Informe núm. 322 del antiguo CCIR de la UIT.**

5.2.2.5.1 La correlación de esos valores con las condiciones locales reales y la derivación de las relaciones de señal/ruido requeridas para que la operación del equipo **ADF** sea efectiva, es un problema que requiere más estudio.

5.2.3 COBERTURA EFECTIVA.-

5.2.3.1 La cobertura efectiva, según se define en el Capítulo **3, 3.3.1** de este **Reglamento** es la zona que rodea un **NDB** dentro de la cual puede obtenerse en un momento

determinado información útil para la operación de que se trate. Por lo tanto, es la medida de la actuación de un **NDB** en las condiciones prevalecientes.

5.2.3.2 La cobertura efectiva está limitada por la relación de la intensidad de la señal constante (sin desvanecimiento) recibida del **NDB** al **"ruido"** total interceptado por el receptor **ADF**. Cuando esta relación es menor que el valor límite no se obtienen marcaciones útiles. También debería observarse que la cobertura efectiva de un **NDB** puede limitarse en algunos casos al alcance de la señal de identificación utilizable.

5.2.3.3 LA INTENSIDAD DE LA SEÑAL RECIBIDA DEL NDB DEPENDE DE:

a) La potencia suministrada a la antena del **NDB**.-

b) La eficacia de radiación de la antena, que varía según la altura de la misma y otras características del sistema radiante.-

c) La conductividad de la trayectoria entre el **NDB** y el receptor, que puede variar considerablemente entre un sitio y otro, y cuya variación es siempre menor sobre tierra que sobre el mar.-

d) La radiofrecuencia de trabajo.-

5.2.3.4 EL "RUIDO" ADMITIDO POR EL RECEPTOR DEPENDE DE:

a) El ancho de banda del receptor.-

b) El nivel del ruido atmosférico, que varía según la zona geográfica de que se trate, la hora del día y la estación del año y que puede llegar a niveles muy altos durante tormentas locales.-

c) El nivel de la interferencia producida por otras emisiones de radio en la misma frecuencia o en frecuencias adyacentes, que depende en gran parte de la cantidad de **NDB** en la zona de que se trate y de la eficacia del planeamiento regional.--

d) El nivel de ruido debido al ruido eléctrico en la aeronave o al ruido industrial (originado por motores eléctricos, etc.), cuando la cobertura del **NDB** abarca áreas industriales.-

5.2.3.4.1 Debe observarse que el efecto del ruido depende de las características del receptor **ADF** y del equipo relacionado con el mismo y también de la naturaleza del ruido (es decir: ruido continuo, ruido impulsivo).

5.2.3.5 Otro factor que limita la cobertura efectiva del **NDB** tiene lugar por la noche, cuando actúan en sentido opuesto las componentes de la señal que se propagan respectivamente en el plano horizontal (propagación de onda directa) o por reflexión en la ionosfera (propagación de onda ionosférica). Cuando hay esta acción mutua entre dichos componentes, que llegan al receptor **ADF** con una diferencia de fase, se producen errores de marcación (efecto nocturno).

5.2.3.6 Vemos, por consiguiente, que la **"cobertura efectiva"** del **NDB** depende de tantos factores, algunos de los cuales son variables, que es imposible especificar la cobertura efectiva de un **NDB** de una manera simple. De hecho, la cobertura efectiva de todo **NDB** varía según la hora del día y la estación del año.

5.2.3.6.1 Por consiguiente, todo intento de especificar una cobertura **"efectiva"** obtenible a cualquier hora del día o del año, da como resultado o bien una cifra de cobertura tan pequeña (ya que sería la cobertura obtenida en las peores condiciones de ruido atmosférico, etc.) que dará una idea errónea de la eficacia del **NDB**, o bien traerá consigo una instalación de potencia tan elevada y de sistemas de antena tan costosos (para suministrar la cobertura requerida en las peores condiciones) que la instalación de dicho **NDB** quedaría excluida generalmente al considerar los

costos de instalación y operación. No puede darse una fórmula específica para determinar qué cobertura nominal sería equivalente a una cobertura efectiva deseada y la relación debe determinarse regionalmente.

5.2.3.7 Los que están interesados en los aspectos operacionales que tiene la cobertura del **NDB**, considerarán normalmente los requisitos en función de una "cobertura operacional conveniente" y en la planificación regional será generalmente necesario interpretar dichos requisitos en relación con una cobertura de la que puedan obtenerse las características esenciales del **NDB** requerido y que definirán también el área que ha de ser protegida contra interferencias perjudiciales. No puede darse ninguna fórmula específica para determinar qué cobertura nominal sería equivalente a una cobertura conveniente para las operaciones y la relación debe determinarse regionalmente.

5.2.3.8 Algunos Estados han recopilado datos sobre **NDB** y su cobertura efectiva, y la recopilación de una información de ese tipo sería un medio práctico para determinar la cobertura efectiva en función de la cobertura nominal de las instalaciones de un área dada: dicha información sería también útil para la futura planificación regional. Con objeto de reducir el número de factores que hay que tener en cuenta al determinar la cobertura efectiva, sería conveniente fijar ciertos criterios para determinar el límite de la cobertura útil en relación con la reacción del indicador de marcación. Los datos a que se hace referencia más arriba, junto con la medición de la verdadera intensidad de campo dentro de la cobertura del **NDB,** permitirían también determinar la eficacia de las instalaciones existentes y proporcionarían una orientación para hacer las mejoras que sean necesarias para lograr la cobertura efectiva deseada.

5.3 COBERTURA DEL NDB

5.3.1 INTRODUCCIÓN

5.3.1.1 Los estudios siguientes se han basado en los datos más recientes de que dispone la **UIT** sobre propagación y ruido. Se incluyen en este adjunto como orientación general respecto al planeamiento **NDB**. Hay que señalar especialmente las hipótesis que se hicieron.

5.3.1.2 Al hacer uso de esta información, debería examinarse detenidamente la validez de la hipótesis respecto a las condiciones particulares que se estén considerando y debería tomarse nota, especialmente, de que las relaciones señal/ruido supuestas requieren mucho más estudio antes de que puedan aceptarse como representativas de las relaciones que limitan la recepción útil.

5.3.2 HIPÓTESIS

1) Frecuencia de trabajo—**300 kHz**.-

   Sin embargo, cuando se estima apropiado se mencionan frecuencias de **200** y **400 kHz.**

   a) Conductividad media del suelo: **($\sigma = 10^{-13}$ e.m.u.).-**

   b) Conductividad media, agua del mar: **($\sigma = 4{,}10^{-11}$ e.m.u.).-**

3) El nivel de ruido atmosférico (**RMS**) que es probable que predomine: **1**) de día, **2**) de noche, sobre masas de tierra, dentro de los márgenes de latitud mencionados. [Los valores de ruido previstos se han extraído de la Recomendación **ITU-R P.372- 6** y se han tomado como ruido medio, de día y de noche, durante los periodos equinocciales, es decir, los valores que es probable que se excedan durante el **20 al 25%** del año].-

4) Potencias de entrada a la antena del **NDB** de:

   a) **5 kW**

   b) **1 kW**

   c) **500 W**

d) **100 W**

e) **50 W**

f) **10 W**

5) Los siguientes valores medios de eficiencia de radiación de la antena, es decir:

$$\left[\frac{\text{Potencia radiada}}{\text{Potencia de entrada a la antena}}\right]$$

	Potencia de entrada a la antena	*Eficiencia de radiación de la antena*
a)	5 kW	20% (—7 dB)
b)	5 kW	10% (—10 dB)
c)	1 kW	8% (—11 dB)
d)	500 W	5% (—13 dB)
e)	100 W	3% (—15 dB)
f)	50 W	2% (—17 dB)
g)	10 W	1% (—20 dB)
h)	10 W	0,3% (—25 dB)

i) la cifra correspondiente a **a**) se incluye porque es posible conseguir esa eficiencia mediante el uso de un sistema de antena más perfeccionado que el que corrientemente se emplea.-

ii) la cifra correspondiente a **h**) se incluye porque muchos **NDB** de poca potencia utilizan antenas muy ineficientes.-

6) Una banda de admisión del receptor **ADF** de **6 kHz**.

7) Relaciones requeridas de señal (mediana) a ruido **(RMS)** de:

a) **15 dB** de día.-

b) **15 dB** de noche.-

5.3.3 RESULTADO DE LOS ESTUDIOS

A Intensidades mínimas de campo requeridas en el límite de la cobertura nominal

Latitud	*Durante el día para una relación S/R de 15 dB*	*Durante la noche para una relación S/R de 15 dB*
5°N — 5°S	320 µV/m (+50 dB)	900 µV/m (+59 dB)
5° — 15°N y S	85 µV/m (+39 dB)	700 µV/m (+57 dB)
15° — 25°N y S	40 µV/m (+32 dB)	320 µV/m (+50 dB)
25° — 35°N y S	18* µV/m (+25 dB)	120 µV/m (+42 dB)
>35°N y S	18* µV/m (+25 dB)	50 µV/m (+35 dB)

El asterisco al lado de una cifra indica que puede ser necesario un valor mayor de intensidad de campo — probablemente **2** ó **3** veces los valores indicados **(+6 a +10 dB)** — en presencia de gran ruido de aeronaves o industrial, o ambos.

B) Cobertura de **NDB** (expresada en función del radio de un círculo, en kilómetros, en cuyo centro se halla el **NDB**), que puede preverse de conformidad con las suposiciones hechas:

1) De día, sobre tierra y para una relación **S/R** de **15 dB** en el límite de

la cobertura:

	Potencia de entrada a la antena			
	(a)	**(b)**	**(c)**	**(d)**
Latitud	**5 kW**	**5 kW**	**1 kW**	**500 W**
5°N — 5°S	320	300	170	120
5° — 15°N y S	510	470	320	250
15° — 25°N y S	>600	600	450	350
25° — 35°N y S	>600*	>600*	600*	500*
>35°N y S	>600*	>600*	>600*	500*

	Potencia de entrada a la antena			
	(e)	**(f)**	**(g)**	**(h)**
Latitud	**100 W**	**50 W**	**10 W**	**10 W**
5°N — 5°S	50	30	10	<10
5° — 15°N y S	150	90	40	10
15° — 25°N y S	220	160	70	45
25° — 35°N y S	330*	250*	130*	80*
>35°N y S	330*	250*	130*	100*

2) Durante la noche, sobre tierra y para una relación **S/R** de **15 dB** en el límite de la cobertura:

	Potencia de entrada a la antena			
	(a)	**(b)**	**(c)**	**(d)**
Latitud	**5 kW**	**5 kW**	**1 kW**	**500 W**
5°N — 5°S	190	150	85	50
5° — 15°N y S	210	180	110	70
15° — 25°N y S	320	300	170	120
25° — 35°N y S	390	390	280	200
>35°N y S	390	390	390	310

	Potencia de entrada a la antena			
	(e)	(f)	(g)	(h)
Latitud	100 W	50 W	10 W	10 W
5°N — 5°S	20	<10	<10	<10
5° — 15°N y S	25	15	<10	<10
15° — 25°N y S	50	30	10	<10
25° — 35°N y S	100	70	25	15
>35°N y S	180	120	50	30

5.3.3.1 En todas las tablas anteriores debe observarse que:

a) Las distancias se indican en kilómetros, de conformidad con la práctica de la **UIT.-**

b) Las cifras de las últimas columnas, con encabezamiento de **10 W**, están calculadas sobre la hipótesis de que el **NDB** de baja potencia emplea una antena muy poco eficiente **[véase 5.3.2, hipótesis 5 h)]** de este **Reglamento**.-

c) Un asterisco junto a una cifra indica que la cobertura puede reducirse por el

ruido de las aeronaves y el industrial.-

5.3.3.2 TAMBIÉN HA DE OBSERVARSE QUE:

a) Si se usase una frecuencia de **200 kHz** en vez de la de **300 kHz** esto no afectaría apreciablemente a la cobertura de los **NDB** de corto alcance y baja potencia, pero aumentaría la cobertura de los radiofaros de mayor alcance y mayor potencia (por ejemplo, los que tienen un alcance de **150 km** o más), si se comparan con los que aparecen en las tablas, en un **20%**.-

b) Si se utilizase una frecuencia de **400 kHz** en vez de la de **300 kHz** esto no afectaría apreciablemente a la cobertura de los **NDB** de corto alcance y baja potencia, pero disminuiría la cobertura de los radiofaros de mayor potencia y alcance (por ejemplo, los que tienen un alcance de **150 km** o más), si se comparan con los que aparecen en las tablas, en un **25%,** aproximadamente.-

c) El uso de un receptor **ADF** con una banda más estrecha proporcionaría, siendo iguales las otras cosas, una cobertura más amplia para la misma potencia radiada del **NDB**, o para la misma cobertura, una relación efectiva señal/ruido mejorada.-

Por ejemplo, si se empleara una banda de admisión de **1 kHz** en lugar de **6 kHz** la cobertura podría aumentarse hasta en un **30%** para la misma potencia radiada, o alternativamente, la relación efectiva señal/ruido podría aumentarse hasta en **8 dB**.-

d) Si un sector de la cobertura de un **NDB** está sobre el mar, puede esperarse una mayor cobertura dentro de dicho sector, debido a:

1) mejor propagación de la onda terrestre sobre el mar, que sobre tierra.-

2) el nivel de ruido, que es máximo sobre tierra, a menudo disminuye muy acentuadamente al aumentar la distancia desde tierra. Así pues, podría suponerse que las distancias que aparecen en las tablas podrían aumentarse en un **30%** de día y en un **20%** de noche cuando la trayectoria pase sobre el mar.-

e) Sin embargo, si el radiofaro está emplazado en una isla alejada de masas de tierra (por ejemplo, en medio del Pacifico o del Atlántico, pero no en el Caribe), su cobertura es probable que sea mucho mayor, especialmente en latitudes tropicales, que la que se indica en las tablas; y en tales casos pueden suponerse para la cobertura cifras similares a las que aparecen para las latitudes superiores a los **35°N** y **S**, para todas las latitudes, debido a que el nivel de ruido atmosférico que predomina en medio del océano es mucho más bajo si se compara con el que se experimenta sobre las masas de tierra o en las proximidades de las mismas.-

5.3.4 LIMITACIÓN DE LA COBERTURA DE UN RADIOFARO, DURANTE LA NOCHE, DEBIDO AL "EFECTO NOCTURNO":

a) Las distancias a que es probable que sean iguales las componentes de la onda terrestre y de la onda ionosférica, del campo recibido, durante la noche, son las siguientes:

Frecuencias	Sobre tierra	Sobre mar
200 kHz	**500 km**	**550 km**
300 kHz	**390 km**	**520 km**
400 kHz	**310 km**	**500 km**

b) Las distancias a que es probable que la componente de la onda terrestre del campo recibido exceda de la componente de la onda ionosférica en **10 dB**,

durante la noche, son las siguientes:

Frecuencias	Sobre tierra	Sobre mar
200 kHz	**300 km**	**320 km**
300 kHz	**230 km**	**300 km**
400 kHz	**200 km**	**280 km**

c) No es probable, por tanto, que puedan obtenerse marcaciones seguras, de noche, debido a la acción mutua de las dos componentes del campo recibido, a distancias mucho mayores que las indicadas en **5.3.4 b)** de este **Reglamento**. Estas distancias son independientes de la potencia del **NDB**.-

d) Además, ha de observarse que si bien en las trayectorias de buena conductividad sobre tierra el efecto nocturno será importante solamente a distancias algo mayores que las indicadas, en cambio sobre trayectorias de mala conductividad el efecto nocturno tal vez sea más pronunciado a distancias mucho más cortas. Eso también dependerá en cierto grado de las características del sistema de radiación.-

5.4 CONSIDERACIONES QUE AFECTAN A LA OPERACIÓN DE LOS NDB.-

5.4.1 PROFUNDIDAD DE MODULACIÓN.-

5.4.1.1 Al especificar que la profundidad de modulación debe mantenerse lo más cerca posible del **95%**, debe observarse que en las frecuencias usadas para los **NDB** las pequeñas antenas generalmente utilizadas pueden afectar la profundidad de modulación efectiva del sistema **NDB** debido a la atenuación de las bandas laterales.

5.4.1.2 En este orden de frecuencia las antenas son normalmente sólo una pequeña fracción de una longitud de onda; por consiguiente son altamente reactivas y tienden a tener un **Q** elevado.

5.4.1.3 El efecto se ilustra en la **Figura C-19** que se compiló a base de las mediciones hechas por un Estado. La frecuencia de modulación en esas mediciones fue de **1020 Hz**. Si se utilizase una frecuencia de modulación más baja el efecto sería menor.

5.4.1.4 Con objeto de reducir la atenuación, deberían hacerse tentativas para reducir el **Q** de la antena. Eso puede efectuarse de dos maneras, ya sea aumentando su capacidad o su resistencia.

5.4.1.5 La inserción de resistencia adicional en una antena desperdicia potencia, mientras que el aumento de capacidad no la desperdicia. Además, el efecto de aumentar la capacidad es reducir el voltaje a través del sistema y, por lo tanto, disminuir los problemas de aislamiento.

5.4.1.6 Por estas razones, se considera conveniente aumentar la capacidad de la antena mediante el uso de una carga terminal, por ejemplo, la llamada capacidad terminal tipo paraguas.

5.4.2 SISTEMAS DE TIERRA.-

El planeamiento de frecuencias se hace partiendo de la hipótesis de que se mantendrá en el valor correcto la intensidad de campo. Si la resistencia de tierra es alta (es decir, un sistema de tierra insuficiente) no sólo será baja la eficiencia de radiación, sino que la potencia radiada será sensible a los cambios que se produzcan en las condiciones climatológicas y otros factores que afecten a la pérdida de tierra. En todos los casos, el sistema de tierra ha de ser el mejor posible teniendo en cuenta las circunstancias locales.

5.5 CONSIDERACIONES QUE AFECTAN LA ELECCIÓN DE FRECUENCIAS DE MODULACIÓN PARA LOS NDB NON/A2A.-

El reconocimiento del hecho de que los receptores modernos **ADF** de banda

estrecha tienen características de selectividad mejoradas, requiere que se considere que, en la medida que la atenuación de las bandas laterales de audio de esos receptores da por resultado una reducción de la profundidad efectiva de modulación de la señal, se reduce consiguientemente la distancia a que se obtiene identificación satisfactoria. En tales circunstancias se considera que **400 Hz** proporcionarían mejor servicio de identificación que **1 020 Hz**. Sin embargo, hay pruebas de que en condiciones de alto ruido atmosférico la frecuencia más alta de **1 020 Hz** puede proporcionar una señal más fácilmente legible.

6 TEXTOS RELATIVOS AL DME.-

6.1 TEXTO DE ORIENTACIÓN RELATIVO AL DME/N.-

6.1.1 RELACIÓN ENTRE EL NÚMERO DE AERONAVES A LAS QUE SE PRESTA SERVICIO Y LA VELOCIDAD DE TRANSMISIÓN.-

6.1.1.1 La especificación de la velocidad máxima de transmisión del transpondedor establece el nivel máximo de potencia media del transmisor. En el Capítulo **3, 3.4.4.1.5.4** de este **Reglamento** se recomienda que el transpondedor tenga una capacidad de velocidad de transmisión de **2 700** pares de impulsos por segundo, si se ha de prestar servicio a **100** aeronaves. Estos valores representan la carga normal del transpondedor impuesta por el servicio a **100** aeronaves. Para determinar la capacidad de velocidad de transmisión real que debería existir en una instalación determinada, durante condiciones de tránsito punta, es necesario calcular el número máximo de interrogadores. Para calcular la carga de interrogación impuesta al transpondedor, debería tenerse en cuenta lo siguiente:

a) El número de aeronaves que constituye la carga de tránsito punta.-

b) El número de interrogadores que cada aeronave utiliza.-

c) La distribución de los modos de funcionamiento de los interrogadores utilizados (por ejemplo, búsqueda, aproximación inicial, aproximación final, ensayo desde el suelo).-

d) La frecuencia adecuada de repetición de impulsos, según lo indicado en el Capítulo **3, 3.4.3.4.** de este **Reglamento.-**

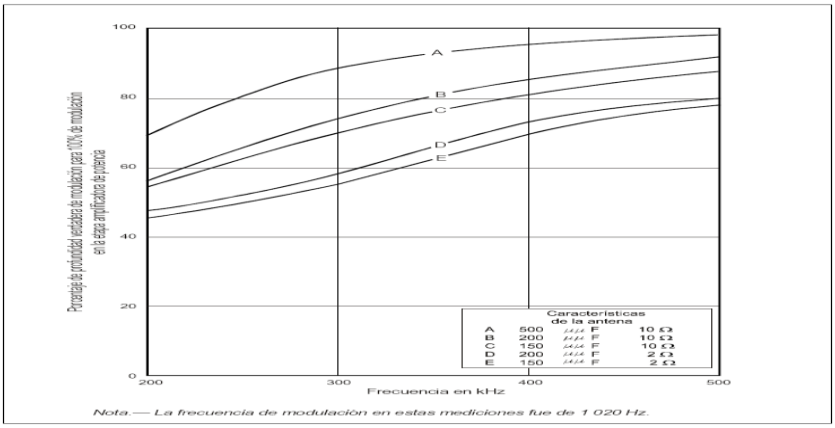


Figura C-19. El efecto del Q de la antena en la profundidad de modulación de la señal radiada

6.1.1.2 Dada la carga de interrogación resultante del tránsito punta, así como la eficacia de respuesta del transpondedor en presencia de dicha carga, puede calcularse la velocidad de respuesta resultante estableciendo, por ese medio, la capacidad requerida del transmisor. Esta velocidad de respuesta es el nivel que, cuando se excede del mismo, da como resultado una reducción de la sensibilidad del receptor (según se especificó en el Capítulo **3, 3.4.4.2.4** de este **Reglamento**) a

los efectos de mantener la velocidad de respuesta en este valor máximo o por debajo del mismo.

6.1.2 EMPLAZAMIENTO DEL DME ASOCIADO CON EL ILS O EL MLS

6.1.2.1 Cuando sea posible, el **DME** debería proporcionar al piloto una indicación de distancia cero en el punto de toma de contacto para satisfacer las necesidades operacionales actuales.

6.1.2.2 El emplazamiento óptimo del transpondedor **DME** depende de varios factores técnicos y operacionales. El **DME/N** puede instalarse con el **ILS** o el **MLS** cuando los requisitos operacionales así lo permiten. El **DME/P**, que proporciona más precisión y cobertura en toda la región de la pista, se requiere para apoyar operaciones más flexibles y avanzadas tales como las que se llevan a cabo utilizando el **MLS**.

6.1.2.3 En el caso del **DME/N**, la indicación de distancia cero puede lograrse emplazando el transpondedor tan cerca como sea posible del punto en el cual se requiere dicha indicación. Alternativamente, el retardo del transpondedor puede ajustarse, a los efectos de permitir que los interrogadores de la aeronave indiquen la distancia cero a una distancia determinada de la antena del **DME**. Cuando la distancia cero del **DME** se indica con una referencia que no sea la antena del **DME,** debería considerarse la publicación de dicha información.

6.1.2.4 Debe publicarse el emplazamiento nominal de la indicación de distancia cero suministrada por el interrogador **DME/N.**

6.1.2.5 Al considerar los posibles emplazamientos del **DME**, también es necesario tener en cuenta factores técnicos tales como la longitud de la pista, el perfil, terreno local y la altura de la antena del transpondedor, para asegurar niveles de señal adecuados en las cercanías del umbral y a lo largo de la pista, y también asegurar, el volumen de cobertura requerido (circular o sectorial). También debe tenerse cuidado de que, cuando se requiera información de distancia en la región de la pista, el emplazamiento escogido no haga que el interrogador pierda seguimiento debido a un excesivo régimen de cambios de velocidad (es decir, el desplazamiento lateral de la antena **DME** debe escogerse con cuidado).

7 TEXTO REFERENTE A LOS TIEMPOS DE CONEXIÓN DE LA FUENTE DE ENERGÍA

7.1 TIEMPOS DE CONEXIÓN DE LA FUENTE DE ENERGÍA PARA LAS RADIOAYUDAS UTILIZADAS EN LAS PROXIMIDADES DE LOS AERÓDROMOS

7.1.1 Los tiempos de conexión de la fuente secundaria de energía necesaria para las radioayudas para la navegación y para los elementos terrestres de los sistemas de comunicaciones, dependen del tipo de pista y de las operaciones de aeronave que en ella se ejecuten. La Tabla **C-9** indica valores típicos, que pueden satisfacerse mediante sistemas de suministro de energía de que actualmente se dispone.

Tabla C-9. Tiempos de conexión de la fuente de energía para radioayudas basadas en tierra y u Utilizadas en las proximidades de los aeródromos.

Tipo de pista	Ayudas que requieren energía	Tiempo máximo de conexión (segundos)
Aproximación por instrumentos	SRE	15
	VOR	15
	NDB	15
	Instalación D/F	15
Aproximación de precisión, Categoría I	ILS, localizador	10
	ILS, trayectoria de planeo	10
	ILS, baliza intermedia	10
	ILS, baliza exterior	10
	PAR	10
Aproximación de precisión, Categoría II	ILS, localizador	0
	ILS, trayectoria de planeo	0
	ILS, baliza interna	1
	ILS, baliza intermedia	1
	ILS, baliza exterior	10
Aproximación de precisión, Categoría III	(como para la Categoría II)	

*****

ADJUNTO D.

INFORMACIÓN Y TEXTOS DE ORIENTACIÓN PARA LA APLICACIÓN DE LAS NORMAS Y MÉTODOS RECOMENDADOS DEL GNSS

1. DEFINICIONES

BI-BINARIO. Bi-binario se conoce como “codificación Manchester”. A veces se menciona como codificación “Manchester diferencial”. Al utilizar este sistema es la transición del borde lo que determina el bit.

CÓDIGO ÁUREO. Una clase de códigos exclusivos utilizados por el GPS, que ostenta una correlación cruzada limitada y valores de auto correlación fuera del máximo.

DISPONIBILIDAD SELECTIVA (SA). Un conjunto de técnicas para denegar la exactitud completa y para seleccionar el nivel de determinación de posición, la velocidad y la exactitud horaria del GPS de que disponen los usuarios de la señal normal del servicio de determinación de la posición.

Nota.- *La **SA** del **GPS** se interrumpió a partir de la medianoche del 1 de mayo de 2000.*

ELEMENTO. Un solo bit digital de la salida de una secuencia de bits seudoaleatorios.

2. GENERALIDADES

En las normas y métodos recomendados del **GNSS** figuran las disposiciones correspondientes a los elementos indicados. En el Manual sobre el sistema mundial de navegación por satélite **(GNSS) (Doc. 9849** de la **OACI)** figura orientación adicional sobre su aplicación.

Nota.- *Excepto cuando se especifique de otro modo, los textos de orientación sobre **GBAS** se aplican al **GRAS.***

3. REQUISITOS DE ACTUACIÓN DEL SISTEMA DE NAVEGACIÓN

3.1 INTRODUCCIÓN

3.1.1 Los requisitos de actuación del sistema de navegación se definen en el Manual sobre la navegación basada en la performance **(PBN) (Doc. 9613** de la **OACI)** de una sola aeronave y para el sistema total que incluye la señal en el espacio, el equipo de a bordo y la capacidad de la aeronave para volar a lo largo de la trayectoria deseada. Se utilizan estos requisitos del sistema total como punto de partida para obtener los requisitos de actuación de la señal en el espacio del **GNSS**. En el caso del **GNSS,** deben tenerse en cuenta configuraciones degradadas que pueden influir en múltiples aeronaves. Por consiguiente, determinados requisitos de actuación de la señal en el espacio son más rigurosos para tener en cuenta el uso del sistema con múltiples aeronaves.

3.1.2 Dos tipos de operaciones de aproximación y de aterrizaje con guía vertical **(APV), APV-I y APV-II**, utilizan la guía vertical relativa a la trayectoria de planeo, aunque la instalación o el sistema de navegación podrían no satisfacer todos los requisitos correspondientes a las aproximaciones de precisión. Estas operaciones combinan la actuación lateral de igual manera que un localizador de una instalación de **Categoría de actuación I** con diferentes niveles de guía vertical. Tanto el **APV-I** como el **APV-II** proporcionan beneficios de acceso relativos a una aproximación que no es de precisión, y los servicios proporcionados dependen de los requisitos operacionales y

de la infraestructura **SBAS.** El **APV-I** y el **APV-II** exceden de los requisitos (lateral y vertical) para las actuales aproximaciones **RNAV** que utilizan altimetría barométrica; por consiguiente, el equipo de a bordo correspondiente será apropiado para llevar a cabo aproximaciones **APV VNAV** barométrica y **RNAV** que no son de precisión.

3.2 EXACTITUD

3.2.1 El error de posición **GNSS** es la diferencia entre la posición estimada y la posición real. Para una posición estimada en determinado lugar, la probabilidad del error de posición que esté dentro de los requisitos de exactitud debería ser por lo menos del **95%.**

3.2.2 Los sistemas estacionarios de base terrestre tales como el **VOR** y el **ILS** tienen características relativamente repetitivas de error, de forma que la actuación puede medirse por un período breve de tiempo (p. ej., durante inspecciones en vuelo) y se supone que la exactitud del sistema no cambia después de la prueba. Sin embargo, los errores del **GNSS** cambian en el transcurso del tiempo. La órbita de los satélites y las características de error del **GNSS** llevan a errores de posición que pueden cambiar en el transcurso de varias horas. Además, la exactitud propiamente dicha, (el error limitado por el **95%** de probabilidad) cambia debido a distintas geometrías de los satélites. Puesto que no es posible medir continuamente la exactitud del sistema, la implantación del **GNSS** exige confiar más en el análisis y en la caracterización de los errores. La evaluación que se base en mediciones de una ventana de tiempo deslizante no puede adaptarse al **GNSS**.

3.2.3 El error para muchas arquitecturas **GNSS** cambia lentamente a lo largo del tiempo, debido al filtraje en los sistemas de aumentación y en el receptor del usuario. Esto lleva a un número pequeño de muestras independientes en períodos de varios minutos. Este asunto es muy importante para aplicaciones de aproximación de precisión porque implica que existe un **5%** de probabilidad de que el error de posición pueda exceder de la exactitud requerida para la totalidad de la aproximación. Sin embargo, debido a la modificación de la exactitud descrita en **3.2.2**, esta probabilidad es habitualmente mucho más baja.

3.2.4 Se define el requisito de exactitud del **95%** para asegurar la aceptación por parte del piloto, puesto que representa los errores que ordinariamente se encontrarán en la experiencia. Se satisface el requisito de exactitud del **GNSS** para la geometría del peor de los casos en virtud de la cual se declara que el sistema está disponible. El crédito estadístico o probabilístico no se toma para la probabilidad subyacente de una geometría particular de señales telemétricas.-

3.2.5 Por consiguiente, se especifica la exactitud del **GNSS** como la probabilidad de cada una y de todas las muestras, en lugar de un porcentaje de muestras en un intervalo particular de medición. Para un conjunto grande de muestras independientes, por lo menos el **95%** de las muestras deberían estar dentro de los requisitos de exactitud indicados en el **Capítulo 3, Tabla 3.6.2.4-1** de este **Reglamento.** La escala de los datos corresponde a la geometría del peor de los casos para eliminar la variabilidad en la exactitud del sistema causada por la geometría de los satélites en órbita.-

3.2.6 Un ejemplo de la forma en que puede aplicarse ese concepto es la utilización del **GPS** en apoyo de la actuación requerida para aproximaciones que no son de precisión. Se supone que el sistema está destinado a prestar apoyo a aproximaciones que no son de precisión cuando la dilución horizontal de la precisión **(HDOP)** es inferior o igual a **6.** Para demostrar esta actuación, deberían obtenerse muestras a lo largo de un período prolongado de tiempo (p. ej., 24 horas). El error de la posición *g* medido para cada muestra *i* se denota por g_i. Este error se hace corresponder a escala con la geometría del peor de los casos en la forma de **6 x g_i/HDOP. El 95%** de los errores a escala debe ser inferior a **220 m** para que el sistema cumpla con el requisito de exactitud para operaciones que no son de precisión, en condiciones de geometría del

peor de los casos. El número total de muestras recopiladas debe ser suficiente para que el resultado sea estadísticamente representativo, teniendo en cuenta el tiempo en el que los errores no están correlacionados.-

3.2.7 Se especifica una gama de valores de exactitud en sentido vertical para operaciones de aproximación de precisión de **Categoría I** que limita los diversos valores que pueden ser apoyados para una operación equivalente al **ILS**. Diversos grupos han obtenido una serie de valores, utilizando distintas interpretaciones de las normas **ILS**. Se adoptó el valor más bajo de estos cálculos como valor prudente para el **GNSS**; este es el valor mínimo dado para la gama de valores. Puesto que este valor es prudente, y porque las características de error del **GNSS** son distintas a las del **ILS,** quizás sea posible lograr operaciones de **Categoría I** utilizando valores superiores de exactitud dentro de esta gama de valores. Los valores superiores llevarían a una disponibilidad mayor para esta operación. El valor máximo en la gama ha sido propuesto como valor conveniente, a reserva de su convalidación.-

3.2.8 El error de posición del **SPS** del **GPS**, solamente incluye la contribución a los errores de posición (errores del reloj de satélite y de efemérides) en el segmento espacial y de control; no se incluyen las contribuciones de los errores del modelo de retardo ionosférico y troposférico, ni aquéllas de los errores debidos a efectos de multitrayectos, ni las de los errores de ruido de medición del receptor **(Adjunto D, 4.1.2** de este **Reglamento).** Estos errores se analizan en las normas del receptor. El error de determinación de la posición del usuario a la salida del equipo con capacidad ABAS depende principalmente del receptor **GNSS** utilizado.-

3.2.8.1 Para los receptores **GNSS** básicos, las normas para calificar al receptor exigen demostrar que la exactitud en la determinación de la posición del usuario en presencia de interferencia y un modelo de disponibilidad selectiva **(SA)** es inferior a **100 m (95% del tiempo)** en sentido horizontal e inferior a **156 m (95% del tiempo)** en sentido vertical. Las normas sobre receptores no requieren que el receptor **GNSS** básico aplique la corrección ionosférica descrita en el **Apéndice B, 3.1.2.4** de este **Reglamento.-**

Nota.- *La expresión **"receptor GNSS básico"** designa el equipo de aviónica **GNSS** que satisface como mínimo los requisitos para receptores **GPS** descritos en el **DINAC R 10, Volumen I y las especificaciones de RTCA/DO-208**, enmendadas por **TSO-C129A** de la **Administración Federal de Aviación (FAA)** de los Estados Unidos, o de **EUROCAE ED-72A** (o equivalentes).-*

3.2.8.2 Después de que cesara la disponibilidad **SA**, se ha estimado prudentemente que la exactitud de determinación de la posición de un usuario representativo del **GPS** es la indicada en la Tabla **D-0.** En los números proporcionados se supone que los dos satélites en peores condiciones de una constelación nominal de satélites **GPS** de **24** están fuera de servicio. Además, se supone un error el modelo de retardo ionosférico de **7 m (1 σ),** un error de retardo troposférico residual de **0,25 m (1 σ)**, y un error de ruido del receptor de **0,80 m (1 σ)**. Después de cesar la disponibilidad **SA (Adjunto D, 1.** de este **Reglamento**) el error predominante de Seudodistancia para usuarios del servicio normal de determinación de la posición **GPS** es el error ionosférico que continúa después de aplicarse las correcciones ionosféricas. Este error es extremadamente variable y depende de condiciones tales como la latitud geomagnética del usuario, el nivel de actividad solar (es decir, el punto del ciclo solar que se aplique), el nivel de actividad ionosférica (es decir, si hay una tormenta magnética o no), el ángulo de elevación de la medición de Seudodistancia, la estación del año y la hora del día. La hipótesis de error del modelo de retardo ionosférico a la que se atiende en la Tabla **D-0** de este **Reglamento** es en general prudente, aunque pueden ocurrir condiciones en virtud de las cuales sería inadecuado el error supuesto de **7 m (1 σ)** durante el período de máxima actividad solar.-

Tabla D-0. Exactitud de determinación de la posición del usuario del GPS

	Exactitud de determinación de la posición del usuario del GPS el 95% del tiempo, promedio mundial.
Error de posición horizontal	**33 m (108 ft)**
Error de posición vertical	**73 m (240 ft)**

3.2.9 Los receptores **SBAS** y **GBAS** serán más exactos, y su exactitud estará caracterizada en tiempo real mediante receptores que utilizan los modelos de error normal descritos en el **Capítulo 3, 3.5,** de este **Reglamento para SBAS** y en el **Capítulo 3, 3.6,** de este **Reglamento para GBAS.**

Nota 1.- *La expresión **"receptor SBAS"** designa el equipo de aviónica **GNSS** que satisface como mínimo los requisitos para un receptor **SBAS** descritos en el **DINAC R 10, Volumen I** y las especificaciones de **RTCA/DO-229D** con el Cambio 1 (o equivalentes) o la especificación de **EUROCAE/ED-259** (o equivalente).*

Nota 2.- *La expresión **"receptor GBAS"** designa el equipo de aviónica **GNSS** que satisface como mínimo los requisitos para un receptor **GBAS** descritos en el **DINAC R 10, Volumen I** y las especificaciones de **RTCA/DO-253A**, enmendadas por **TSO-C161 y TSO-C162 de la FAA de los Estados Unidos** (o equivalentes).*

3.3 INTEGRIDAD

3.3.1 La integridad es una medición de la confianza que puede tenerse en que la información proporcionada por el sistema total es correcta. En la integridad se incluye la capacidad del sistema de proporcionar avisos oportunos y válidos al usuario (alerta) cuando el sistema no deba ser utilizado para la operación prevista (o para la fase del vuelo).

3.3.2 Para asegurar que el error de posición es aceptable, se define un límite de alerta que representa el error máximo de posición que permite una operación segura. El error de posición no puede exceder de este límite de alerta sin ser anunciado. Esto es análogo al **ILS** en cuanto que el sistema puede degradarse de forma que el error sea superior a percentila **95** pero dentro del límite de dispositivo monitor.

3.3.3 El requisito de integridad para el sistema de navegación de una sola aeronave en apoyo de operaciones en ruta, de terminal, aproximación inicial, aproximación que no es de precisión y salida se supone ser de **$1 - 1 \times 10^{-5}$ por hora**.

3.3.4 Para sistemas de navegación por satélite, la señal en el espacio en el entorno en ruta presta servicio simultáneamente a un número elevado de aeronaves en una amplia área, y el impacto de un fallo de la integridad del sistema en el sistema de gestión de tránsito aéreo será superior al de las ayudas tradicionales para la navegación. Por consiguiente, los requisitos de actuación en el **Capítulo 3, Tabla 3.6.2.4-1** de este **Reglamento,** son más exigentes.

3.3.5 Para operaciones de aproximación **APV** y de precisión, se seleccionaron los requisitos de integridad para la señal en el espacio del **GNSS** según lo indicado en los requisitos del **Capítulo 3, Tabla 3.6.2.4-1** de este **Reglamento**, que están en armonía con los requisitos **ILS.**

3.3.6 Los límites de alerta para las operaciones típicas figuran en la **Nota 2** de la **Tabla 3.6.2.4-1** de este **Reglamento.** Para las operaciones de aproximación de precisión de categoría I, se especifica un rango de límites de alerta vertical (VAL) de 10 m (33 ft) a 35 m (115 ft) que refleja las diferencias potenciales en el diseño de sistemas que pueden afectar a la operación. La derivación de los valores del rango se explica en 3.3.7 y 3.3.8. Al utilizar un VAL mayor que 10 m, debe determinarse, por medio de un análisis específico del sistema, qué valor del intervalo de 10 m a 35 m es el adecuado para garantizar la calidad apropiada de la guía. En el análisis debe tenerse en cuenta el diseño del monitor del sistema y otros factores relacionados con la implantación del

sistema (es decir, los mecanismos adicionales que impiden la exposición a sesgos verticales importantes). En el caso del SBAS, este análisis lo hace normalmente el proveedor de servicios del sistema de aumentación, respaldado por quien diseñó el sistema y aceptado por la autoridad pertinente de vigilancia de la seguridad operacional. Asimismo, sin importar el VAL que se emplee, normalmente se realizan estudios justificativos locales de seguridad operacional específicos de la implantación y los procedimientos en forma separada de los estudios justificativos de seguridad operacional específicos del sistema. Es el proveedor local de servicios de navegación aérea quien los lleva a cabo, teniendo en cuenta la información proporcionada por el proveedor de servicios del sistema de aumentación (véanse 3.3.9 y 3.3.10).

3.3.7 El rango de valores VAL refleja las diferentes características de la vigilancia de la integridad de los GNSS en comparación con la vigilancia de la integridad de los ILS. En **ILS**, los umbrales del monitor para los parámetros de la señal clave están normalizados y los monitores mismos tienen una incertidumbre de medición muy baja para el parámetro que se está controlando. Con el **GNSS** diferencial, algunos monitores del sistema presentan una incertidumbre de medición comparativamente elevada, cuya repercusión debe considerarse con respecto a la operación prevista. En todos los casos, el efecto del límite de alerta consiste en restringir la geometría del usuario de satélites a una en que la actuación del monitor (típicamente, en el dominio de Seudodistancia) sea aceptable al ser traducida al dominio de posición. El valor mínimo (más riguroso) del límite de alerta vertical **(VAL)** de aproximación de precisión **[10 m (33 ft)**] se obtuvo basándose en la actuación del monitor del **ILS**, en cuanto podía afectar a la pendiente de planeo a una altitud de decisión nominal de **60 m (200 ft)** sobre el umbral de la pista, sin tener en cuenta las características específicas de la vigilancia de la integridad de los GNSS que posiblemente permitirían el uso de un VAL menos riguroso. Al aplicar el VAL de 10m(33ft), el error **GNSS**, en condiciones con falla, puede compararse directamente con un error **ILS** en condiciones con falla, de manera tal que los errores **GNSS** resulten inferiores o iguales a los errores **ILS**. Para las condiciones de falla **GNSS** en que la incertidumbre de medición es comparablemente elevado, estos umbrales del monitor resultan más rigurosos que en el **ILS.** Al utilizar un VAL de 10 m (33 ft) no se requiere un análisis ulterior de la distribución de errores del sistema de navegación.

3.3.8 El valor máximo **[35 m (115 ft)]** del límite de alerta vertical de aproximación de precisión se obtuvo para asegurar un margen de franqueamiento de obstáculos equivalente al del **ILS** para las condiciones de error que pueden presentarse como error sistemático en la aproximación final, teniendo en cuenta que la altitud de decisión de la aeronave se obtiene independientemente a partir de la presión barométrica. Una evaluación del efecto, en el peor de los casos, de un error sistemático latente igual al límite de alerta de **35 m (115 ft)** demuestra que se obtiene protección adecuada del margen de franqueamiento de obstáculos en la aproximación y la aproximación frustrada (considerando que la altitud de decisión se alcanza tarde o temprano, mediante un altímetro barométrico independiente). Es importante reconocer que esta evaluación se aplica únicamente al franqueamiento de obstáculos y que se limita a las condiciones de error que pueden presentarse como errores sistemáticos. El análisis ha demostrado que pueden tolerarse errores sistemáticos de **35 m (115 ft)**, hacia arriba o hacia abajo, hasta los límites del ángulo de trayectoria de planeo definidos en los Procedimientos para los servicios de navegación aérea — Operación de aeronaves **(PANS-OPS, Doc. 8168** de la **OACI)** para las categorías de velocidad de aproximación **(categorías A a D)** sin repercusiones en las superficies de franqueamiento de obstáculos del **ILS.** Durante el tramo de vuelo por instrumentos de la aproximación. Sin embargo, es importante destacar que los sistemas GNSS que utilizan un VAL mayor que 10 m (33 ft) no producen errores de sesgo sostenidos de esa magnitud. Por el contrario, un VAL mayor se utiliza en conjunto con monitores adicionales del sistema para producir una calidad de guía equivalente o mejor que la de los ILS. Al utilizar un VAL mayor que 10 m (33 ft), se requiere una caracterización

adicional de la distribución de errores del sistema de navegación a fin de asegurarse de que los errores de posición, en los tramos de vuelo por instrumentos y de vuelo visual de la aproximación, sean suficientemente pequeños como para garantizar el franqueamiento de obstáculos y una actuación aceptable en la toma de contacto.

3.3.9 Al llevar a cabo una evaluación de la seguridad operacional específica del sistema para justificar el uso de un VAL mayor que 10 m (33 ft), deberían considerarse los factores que se analizan a continuación.

3.3.9.1 Cuando se establece contacto visual con la iluminación o señalización de la aproximación/pista y el piloto toma la decisión de aterrizar, finaliza la fase de vuelo por instrumentos y el vuelo sigue con una referencia visual. En presencia de un error del sistema de navegación vertical (VNSE), es posible que los pilotos no puedan reconocer un error de navegación durante la transición del tramo de vuelo por instrumentos al tramo visual. Como consecuencia del VNSE, puede llegarse a la altura de decisión por encima o por debajo de la trayectoria nominal de vuelo, de tal manera que puede resultar necesario alinear manualmente la aeronave respecto a las referencias visuales a fin de que cruce el umbral de la pista a una altura conveniente para el aterrizaje. Dichas acciones durante una fase muy tardía del vuelo pueden conducir a una desestabilización de la aproximación o a una maniobra de 'motor y al aire' desde dentro del tramo visual. Aunque las posibles consecuencias de la exposición a un VNSE dependen de los diferentes elementos contribuyentes, como un error técnico de vuelo (FTE), la velocidad de la aeronave, la velocidad del viento, el ángulo de trayectoria de planeo, la visibilidad, la iluminación de la pista y la actuación humana, la magnitud del VNSE es el factor más importante al momento de evaluar la seguridad operacional del sistema de navegación.

3.3.9.2 En el diseño del sistema de aumentación deberían tenerse en cuenta los valores siguientes del VNSE:

a) VNSE de 4 m (13 ft) o menos. Esto se considera como equivalente a un ILS CAT I con una actuación aceptable en la toma de contacto y un número estándar de aproximaciones frustradas debido a las condiciones de visibilidad.

b) VNSE de más de 4 m (13 ft), pero no mayor que 10 m (33 ft). Puede esperarse un aterrizaje seguro con una actuación aceptable en la toma de contacto o una maniobra de 'motor y al aire'.

c) VNSE de más de 10 m (33 ft), pero no mayor que 15 m (50 ft). Puede verse afectada la actuación en la toma de contacto y aumentar la exigencia de trabajo para la tripulación de vuelo.

d) VNSE de más de 15 m (50 ft). El margen de seguridad operacional se reduciría de manera apreciable en algunas configuraciones operacionales.

3.3.9.3 Al considerar los valores antes mencionados, un medio aceptable para gestionar los riesgos en el tramo visual consiste en que el sistema cumpla los criterios siguientes:

a) La exactitud sin fallas es equivalente a la del **ILS.** en el punto B del ILS. Esto incluye un VNSE del sistema un **95%** inferior a **4 m (13 ft)** y un VNSE del sistema sin fallas superior a **10 m (33 ft)** con una probabilidad de menos de $\mathbf{10^{-7}}$ por aproximación para cada emplazamiento en que ha de aprobarse la operación. Esta evaluación se lleva a cabo en todas las condiciones ambientales y operacionales en las cuales el servicio se declara disponible;

b) En condiciones con falla del sistema, el diseño del sistema es tal que la probabilidad de un error superior a **15 m (50 ft)** es menor que $\mathbf{10^{-5}}$**,** de modo que la probabilidad de que se produzca un suceso es remota. Las condiciones de falla que deben tenerse en cuenta son las que afectan a las constelaciones principales o a la aumentación **GNSS** que se está considerando. Esta probabilidad debe entenderse como la combinación de la probabilidad de que ocurra una falla determinada con la probabilidad de detección de los monitores pertinentes. Típicamente, la probabilidad de que ocurra una sola falla es lo

suficientemente importante como para que se requiera un monitor para cumplir esta condición.-

3.3.9.4 En caso de que se apliquen estos criterios, el proveedor de servicios podría declarar el área de servicio de Categoría I considerando donde está disponible la integridad de Categoría I, para un VAL dado en el rango de 10 m (33 ft) a 35 m (115 ft), de conformidad con un análisis del sistema que indique dónde se cumplen las condiciones adicionales de a) y b) descritas anteriormente.

Nota.- *En el* Manual sobre el sistema mundial de navegación por satélite (GNSS) *(Doc 9849, Operaciones SBAS, 4.3.3.3) figura orientación adicional sobre la interpretación técnica de estos requisitos.*

3.3.10 Para el **GBAS**, se ha elaborado una disposición técnica para difundir el límite de alerta a la aeronave. Las normas **GBAS** requieren el límite de alerta de **10 m (33 ft)**. Para **SBAS**, se han elaborado disposiciones técnicas para especificar el límite de alerta mediante una base de datos que se puede actualizar (Véase el **Adjunto C** de este **Reglamento).-**

3.3.11 Los requisitos de integridad de la aproximación se aplican a cualquier aterrizaje y necesitan un diseño contra fallas. Si se sabe que el riesgo específico en una aproximación dada excede el especificado en este requisito, la operación no debe realizarse. Uno de los objetivos del proceso de diseño es identificar riesgos específicos que puedan dar origen a información errónea y reducir esos riesgos mediante redundancia o vigilancia para lograr un diseño contra fallas. Por ejemplo, el sistema terrestre puede requerir procesadores de corrección redundantes y ser capaz de apagarse automáticamente si no está disponible dicha redundancia debido a una falla en el procesador.-

3.3.12 Un aspecto único del **GNSS** es que su eficiencia varía con el tiempo a causa de cambios en la geometría del satélite principal. Para tener en cuenta esta variación, se incluyen ecuaciones de nivel de protección en los protocolos **SBAS** y **GBAS**, lo que proporciona un medio de inhibir el uso del sistema si es demasiado alto el riesgo específico que amenaza su integridad.-

3.3.13 La eficiencia del **GNSS** también puede variar respecto del volumen de servicio a causa de la geometría de satélites visibles de la constelación principal. Las variaciones espaciales en la eficiencia del sistema pueden acentuarse aún más cuando el sistema terrestre opera en un modo degradado luego de una falla de los componentes del sistema, como estaciones de vigilancia o enlaces de comunicaciones. El riesgo debido a variaciones espaciales en la eficiencia del sistema también debe reflejarse en las ecuaciones de nivel de protección, es decir, con las correcciones de radiodifusión.-

3.3.14 Las aumentaciones GNSS en frecuencia única también están sujetas a diversos efectos atmosféricos, en particular debido a la ionosfera. Las variaciones espaciales y temporales en la ionosfera afectan principalmente la navegación en frecuencia única porque pueden producir errores de retardo ionosférico a escalas local y regional que no pueden corregirse con las arquitecturas SBAS o GBAS L1 debido a la definición de los protocolos de mensajes y el escaso muestreo de los sistemas de aumentación. Dichos sucesos son raros y su probabilidad varía de una región a otra, pero no se espera que sean despreciables. Los errores resultantes pueden ser de suficiente magnitud como para producir información errónea y deben reducirse en el diseño del sistema al tener en cuenta sus efectos en los parámetros de radiodifusión (p. ej., σiono_vert en el GBAS) y vigilando las condiciones excesivas en las que dichos parámetros no sean apropiados. Debe considerarse la probabilidad de que se produzcan esos sucesos al desarrollar cualquier monitor del sistema. Las aumentaciones SBAS en doble frecuencia utilizan pseudodistancias libres de ionosfera para eliminar el retardo ionosférico de primer grado en el cálculo de la posición. El nivel de protección en doble frecuencia comprende un pequeño margen

de error para delimitar los errores ionosféricos residuales y en gran medida reducir el impacto en la solución de navegación de las variaciones locales y temporales en los retardos ionosféricos.

3.3.15 Otro efecto ambiental que debería tenerse en cuenta en el diseño del sistema terrestre es el de los errores debido al multitrayectos en los receptores terrestres de referencia, lo cual depende del ambiente físico de las antenas de la estación de vigilancia, así como de las elevaciones y los tiempos de rastreo de los satélites. -

3.3.16 El SBAS debe garantizar la integridad de sus correcciones de radiodifusión como se establece en el Capítulo 3, 3.7.2.4, en la totalidad de su área de cobertura. Este requisito se aplica igualmente fuera del área de servicio prevista, donde los receptores de usuario podrían navegar valiéndose de una función de navegación SBAS, si se dispone de una, o de una solución de navegación por detección y exclusión de fallas (FDE) en L1 que combine satélites con correcciones SBAS y satélites sin correcciones SBAS. Las correcciones SBAS DFMC no están diseñadas para usarlas en soluciones de navegación FDE. Las contribuciones del SBAS L1 a una solución de navegación FDE en frecuencia única se limitan a garantizar la integridad de las correcciones transmitidas. Los sistemas del SBAS deben cumplir todos los requisitos de integridad para todas las operaciones ordinarias, desde las operaciones en ruta hasta las de Categoría I, que se definen en el Capítulo 3, Tabla 3.7.2.4-1, en el área de cobertura cuando, para una operación dada, los niveles de protección horizontal y vertical sean inferiores a los correspondientes límites de alerta. Esto reviste particular importancia en las operaciones con guía vertical asistida por el SBAS que no están controladas por el bloque de datos del FAS.

3.4 CONTINUIDAD DE SERVICIO.-

3.4.1 La continuidad de servicio del sistema es la capacidad de que el sistema realice su función sin interrupciones no programadas durante la operación prevista.-

3.4.2 EN RUTA.-

3.4.2.1 Para operaciones en ruta, la continuidad de servicio está relacionada con la capacidad del sistema de navegación de proporcionar datos de salida para la navegación con una precisión e integridad especificadas en toda la operación prevista, suponiéndose que se dispone del sistema al principio de la operación. La incidencia de alertas del sistema de navegación, ya sea debida a una actuación libre de fallas raras o de averías, constituye un fallo de la continuidad. Puesto que la duración de estas operaciones es variable, se especifica el requisito de continuidad como probabilidad por hora de vuelo.-

3.4.2.2 El requisito de continuidad del sistema de navegación para una sola aeronave es de **$1 - 1 \times 10^{-4}$** por hora. Sin embargo, para sistemas por satélite, la señal en el espacio puede prestar servicio a un número grande de aeronaves en un área extensa. Los requisitos de continuidad presentados en el **Capítulo 3, Tabla 3.6.2.4-1** de este **Reglamento**, representan los requisitos de fiabilidad de la señal en el espacio **GNSS**, es decir, llevan, para los elementos del **GNSS**, a requisitos de tiempo medio entre interrupciones **(MTBO).-**

3.4.2.3 En el **Capítulo 3, Tabla 3.6.2.4-1**, se presenta una serie de valores para el requisito de continuidad de la señal en el espacio relativo a las operaciones en ruta. El valor inferior es la continuidad mínima según la cual se considera que el sistema puede aplicarse en la práctica. Es adecuado para zonas de escasa densidad de tránsito y de escasa complejidad del espacio aéreo. En tales zonas, el impacto de una falla del sistema de navegación se limita a un número pequeño de aeronaves y, por consiguiente, no es necesario aumentar significativamente el requisito de continuidad más allá del correspondiente a una sola aeronave **($1 - 1 \times 10^{-4}$ por hora).** El valor máximo presentado **(o sea $1 - 1 \times 10^{-8}$ por hora)** se adapta a zonas de elevada densidad de tránsito y de elevada complejidad del espacio aéreo, en las que una falla influirá en un número grande de aeronaves. Este valor es adecuado para sistemas de

navegación en los cuales se tiene un grado elevado de fiabilidad en el sistema para la navegación y posiblemente para la vigilancia dependiente. El valor es suficientemente elevado para la situación basada en una escasa probabilidad de falla del sistema durante la vida útil del mismo. Se considera que los valores intermedios de continuidad **(p. ej., 1 − 1 x 10^{-6} por hora**) son apropiados para zonas de elevada densidad de tránsito y elevada complejidad en las que hay un elevado grado de confianza en el sistema de navegación, pero en los cuales es posible mitigar las fallas del sistema de navegación. Tal mitigación puede aplicarse utilizando medios de navegación de alternativa o la vigilancia o intervención del **ATC** para mantener las normas de separación. Los valores de actuación de la continuidad se determinan en virtud de las necesidades del espacio aéreo en apoyo de la navegación cuando el **GNSS** haya sustituido a una infraestructura existente de ayudas para la navegación o cuando no hubiera existido previamente tal infraestructura.-

3.4.3 APROXIMACIÓN Y ATERRIZAJE.-

3.4.3.1 En operaciones de aproximación y aterrizaje, la continuidad de servicio está relacionada con la capacidad del sistema de navegación de proporcionar datos de navegación con una precisión e integridad especificada durante la aproximación y el aterrizaje, dado que se disponía del sistema desde el principio de la operación. En particular, esto significa que los casos de pérdida de continuidad que pueden predecirse y para los cuales se han expedido **NOTAM** no tienen que considerarse al establecer si un determinado diseño de sistema cumple los requisitos de continuidad de los **SARPS**. La influencia de alertas del sistema de navegación ya sea debido a actuación libre de fallas raras o a averías, constituye un suceso de pérdida de la continuidad. En este caso, el requisito de continuidad se indica como probabilidad para un corto período de exposición.-

3.4.3.2 Los requisitos de continuidad para las operaciones de aproximación y aterrizaje representan solamente la asignación del requisito entre el receptor de la aeronave y elementos del sistema ajenos a la aeronave. En este caso, ningún aumento del requisito se considera necesario para atender al uso del sistema con aeronaves múltiples. El valor de la continuidad está normalmente relacionado solamente con el riesgo correspondiente a una aproximación frustrada y cada aeronave puede ser considerada como independiente. Sin embargo, en algunos casos, podría ser necesario aumentar los valores de continuidad puesto que una falla del sistema debe estar correlacionada entre ambas pistas (p. ej., el uso de un sistema común para aproximaciones a pistas paralelas poco distantes entre sí).-

3.4.3.3 Para el **APV** basado en **GNSS** y aproximaciones de **Categoría I,** una aproximación frustrada se considera una operación normal ya que sucede cuando una aeronave desciende a la altitud de decisión para realizar la aproximación y el piloto no puede continuar con la referencia visual. El requisito de continuidad para estas operaciones se aplica al riesgo promedio (respecto del tiempo) de la pérdida de servicio, normalizado a **15** segundos de tiempo de exposición. Por consiguiente, el riesgo específico de pérdida de continuidad en una aproximación dada podría exceder el promedio requerido sin necesariamente comprometer la seguridad operacional del servicio proporcionado o de la aproximación. Una evaluación de la seguridad efectuada para un sistema llevó a la conclusión de que, en las circunstancias enunciadas en la evaluación, era más operacionalmente seguro continuar proporcionando el servicio que interrumpirlo.-

3.4.3.4 Para las áreas en las que el diseño del sistema no cumpla con el riesgo promedio de continuidad que se especifica en los **SARPS**, sigue siendo posible publicar los procedimientos. Sin embargo, deben aplicarse medidas específicas de mitigación operacional para hacer frente a una reducción prevista de la continuidad. Por ejemplo, puede no autorizarse la planificación del vuelo basándose en un medio de navegación **GNSS** que posea un alto riesgo que amenace la continuidad promedio.

3.5 DISPONIBILIDAD

3.5.1 La disponibilidad del **GNSS** se caracteriza por la parte del tiempo en que el sistema ha de utilizarse para la navegación mientras se presenta información fiable de navegación a la tripulación, al piloto automático u a otro sistema de gestión de vuelo de la aeronave.-

3.5.2 Al establecer los requisitos de disponibilidad del **GNSS**, debe tenerse en cuenta el nivel deseado de servicios al que ha de prestarse apoyo. Si el objetivo del servicio de navegación por satélite es sustituir una infraestructura existente de ayudas para la navegación en ruta, la disponibilidad del **GNSS** debe ser comparable a la disponibilidad que proporciona la infraestructura existente. Debe realizarse una evaluación del impacto en las operaciones de una degradación del servicio.-

3.5.3 Cuando la disponibilidad del **GNSS** es baja, todavía es posible utilizar el sistema de navegación por satélite restringiendo las horas de funcionamiento para la navegación a aquellos períodos en los que se prevé que esté disponible. Esto es posible en el caso del **GNSS** puesto que la falta de disponibilidad debida a una geometría de satélites insuficiente puede ser repetida. En tales restricciones, permanecería todavía el riesgo de continuidad correspondiente al fallo de los componentes necesarios del sistema entre el momento en que se hace la predicción y aquél en que se realiza la operación.-

3.5.4 EN RUTA.-

3.5.4.1 Los requisitos específicos de disponibilidad en una zona o para una operación deben basarse en:

a) Densidad y complejidad del tránsito.-

b) Ayudas para la navegación de alternativa.-

c) Cobertura de vigilancia primaria/secundaria.-

d) Procedimientos de tránsito aéreo y del piloto; y

e) Duración de las interrupciones.-

3.5.4.2 Por este motivo, los **SARPS** del **GNSS** especifican una serie de valores para los requisitos de disponibilidad. Los requisitos prestan apoyo a operaciones con el **GNSS** como único medio en el espacio aéreo con diversos niveles de tránsito y de complejidad. El extremo inferior de la gama es solamente suficiente para proporcionar el sistema como medio único de navegación, en un espacio aéreo de escasa densidad de tránsito y sin complejidad.-

3.5.4.3 Aunque las aumentaciones pueden hacer que disminuya la dependencia del **GNSS** de un elemento central particular, no proporcionan un servicio útil sin los elementos centrales. El requisito de disponibilidad de una aumentación particular en una zona debe considerarse teniendo en cuenta la posible degradación de los elementos centrales del **GNSS** [es decir, la constelación mínima de elementos centrales (número y diversidad de satélites) que se prevé]. Deben prepararse procedimientos operacionales para el caso en que ocurra tal configuración degradada.-

3.5.5 APROXIMACIÓN.-

3.5.5.1 Los requisitos específicos para una zona deben basarse en:

a) Densidad y complejidad de tránsito.-

b) Procedimientos para presentar y realizar una aproximación a un aeropuerto de alternativa.-

c) Sistema de navegación por utilizar en un aeropuerto de alternativa.-

d) Procedimientos de tránsito aéreo y del piloto.-

e) Duración de interrupciones; y

f) Extensión geográfica de las interrupciones.-

3.5.5.2 Al prepararse los procedimientos operacionales para sistemas de aproximación **GNSS**, deben tenerse en cuenta la duración de una interrupción del servicio y su impacto en el aeropuerto de alternativa. Aunque pueden ocurrir interrupciones del **GNSS** que influyan en muchas aproximaciones, puede restaurarse el servicio de aproximación sin ningún mantenimiento, debido a la órbita de los satélites.-

3.5.6 DETERMINACIÓN DE LA DISPONIBILIDAD DEL GNSS.-

Nota.- *En el **Adjunto F** de este **Reglamento** figura un texto de orientación adicional relativo a confiabilidad y disponibilidad de radiocomunicaciones y de radioayudas para la navegación.*

3.5.6.1 Se complica la disponibilidad del **GNSS** por el movimiento de los satélites respecto a determinada zona de cobertura y por la posibilidad de requerirse largo tiempo para restaurar un satélite en caso de falla. La medición precisa de la disponibilidad requeriría muchos años para permitir que el período de mediciones sea superior al **MTBF** y a los períodos necesarios para la reparación. Debe determinarse la disponibilidad del **GNSS** mediante diseño, análisis y modelos en lugar de depender de mediciones. En el modelo de disponibilidad deberían tenerse en cuenta los modelos de errores ionosférico, troposférico y del receptor utilizados por el receptor para verificar la integridad **(p. ej., cálculos de HPL, LPL, VPL).** La disponibilidad especificada en el **Capítulo 3, 3.6.2.4** de este **Reglamento,** se aplica a la disponibilidad de diseño.-

3.5.6.2 La disponibilidad de ABAS, GBAS y SBAS debe evaluarse comparando el mejoramiento de la actuación con los requisitos operacionales indicados en el Capítulo 3, 3.7.2.4. La disponibilidad de ABAS, GBAS y SBAS no tiene relación directa con las normas de disponibilidad del servicio de constelación principal que figuran en el capítulo 3. El análisis de disponibilidad se basa en el número de satélites utilizables de las constelaciones principales y la actuación de los sistemas de aumentación. En las normas o material de información sobre disponibilidad de satélites, posiciones orbitales y constelaciones se encuentra información sobre los satélites/posiciones orbitales de cada constelación principal.

4 ELEMENTOS PRINCIPALES DEL GNSS.-

4.1 Constelaciones principales

4.1.1 GPS.-

Nota.- *Puede consultarse información adicional relativa al **GPS** en la publicación **IS-GPS-200K y IS-GPS-705F.***

4.1.1.1 Las normas de performance actuación del código L1 C/A se basan en la suposición de que se utiliza el receptor del servicio estándar de determinación de la posición **(SPS).** Un receptor normalizado tiene las siguientes características:

a) su diseño es acorde con **IS-GPS-200K**;

b) sigue la SIS del SPS de frecuencia única L1 de código C/A de todos los satélites a la vista por encima de un ángulo de enmascaramiento de 5º;

c) efectúa los cálculos geométricos sobre la posición y distancia del satélite con arreglo a la versión más actualizada del **Sistema geodésico mundial 1984 (WGS-84)** según su sistema de coordenadas dextrógiro, geocéntrico y fijado en la tierra **(ECEF)**;

d) genera una solución de posición y tiempo a partir de los datos radiodifundidos por todos los satélites que están a la vista transmitiendo los códigos PRN de 1 a 32;

e) compensando los efectos que la desviación Doppler dinámica tiene en las mediciones nominales de la fase portadora de la señal telemétrica **SPS** y código **C/A;**

f) excluye los satélites **GPS** averiados de la solución de posición;

g) emplea para la solución de posición datos actualizados y coherentes internamente tanto de efemérides como de reloj dentro de los respectivos intervalos de ajuste de curva procedentes de todos los satélites que se están utilizando al respecto; y

h) pierde el rastro en caso de que un satélite **GPS** deje de transmitir el código **C/A.**

La exactitud de transferencia de tiempo se aplica a un receptor estacionario que funciona en un emplazamiento que ha sido objeto de levantamiento. Un receptor de **12** canales cumplirá con la performance especificada en el **Capítulo 3, 3.7.3.1.1.1 y 3.7.3.1.1.2** de este **Reglamento**. Si un receptor sólo tiene capacidad para seguir a cuatro satélites **(Apéndice B, 3.1.1.3.1.2** de este **Reglamento**), no podrá obtener la exactitud de dominio de posición y disponibilidad de performance.-

Nota 1.- *Actualmente no se dispone de normas de actuación de dominio de posición del usuario para la operación con L5 únicamente, puesto que todavía no se han definido normas de actuación relativas a la disponibilidad o continuidad de la SIS para las señales L5. Se proporcionarán normas de actuación relativas a la disponibilidad y continuidad de las señales L5 antes de emitir cualquier declaración acerca de un SPS mejorado que incluya el servicio de L5. Las normas de actuación para las señales L5 (distancia, exactitud del dominio de distancia, fiabilidad, falla importante del servicio) se dan a nivel de la SIS y no requieren la noción de un receptor de usuario. Sin embargo, podrían ser útiles cuando se consideren las normas de exactitud e integridad de las señales L5 para tener en cuenta que sería necesario diseñar un receptor de usuario para procesar las señales L5 de forma similar al procesamiento de las señales L1; particularmente, mediante el procesamiento de dichas señales con arreglo al documento IS-GPS-705, monitorizando constantemente la funcionalidad de la SIS de la L5, empleando datos de navegación (CNAV) actualizados e internamente coherentes, y empleando únicamente satélites designados como funcionales durante operaciones normales del GPS.*

Nota 2*.- Las condiciones que indican que un satélite es "funcional", "marginal" o "disfuncional" figuran en el documento, GPS SPS PS, sección 2.3.2.*

4.1.1.2 ***Exactitud del dominio de posición***. La exactitud del dominio de posición se mide mediante un receptor representativo y con un intervalo de medición de 24 horas en cualquiera de los puntos del área de cobertura. La exactitud en cuanto a posición y tiempo sólo se refiere a la señal en el espacio **(SIS)** y no se incluyen al respecto las fuentes de errores siguientes, entre otras: ionosfera, troposfera, interferencia, ruido del receptor o trayectos múltiples. Para mantener la retrocompatibilidad, la norma de exactitud de dominio de posición se cumplirá con un receptor SPS representativo de seguimiento de los PRN del 1 al 32 únicamente.-

4.1.1.3 **Exactitud del dominio de distancia.** La exactitud del dominio de posición se mide mediante un receptor representativo y con un intervalo de medición de 24 horas en cualquiera de los puntos del área de cobertura. La norma de exactitud del dominio de distancia se aplica a las operaciones normales, lo que supone que se transmiten regularmente a los satélites datos de navegación actualizados. La exactitud del dominio de distancia depende del que el satélite transmita su funcionalidad y el código C/A, y no tenga en cuenta incluir las fallas de los satélites que quedan fuera de las características normales de operación. Los límites de exactitud del dominio de distancia pueden rebasarse en el caso de que se produzcan fallas de los satélites o se registren anomalías cuando se envían al satélite datos en enlace ascendente. El límite de error en el régimen de variación de la distancia es el valor máximo que se obtiene con respecto a cualquiera de los satélites durante un intervalo cualquiera de tres segundos en cualquier punto del área de cobertura. El límite de error de aceleración telemétrico es el valor máximo que se obtiene con respecto a cualquier satélite durante un intervalo cualquiera de tres segundos en cualquier punto del área de cobertura. En condiciones nominales, todos los satélites se mantienen con arreglo a las mismas normas, de manera que a efectos de establecimiento de modelos de la disponibilidad es apropiado28 suponer que se considera que todos los satélites tienen

un error telemétrico de usuario (URE) de la media cuadrática de SIS de 3,6-metros. Las normas están restringidas a errores de dominio de distancia atribuidos a los segmentos del espacio y de control l.-

4.1.1.4 **Disponibilidad**. La norma de disponibilidad se aplica a las operaciones normales, lo que supone que se transmiten regularmente a los satélites datos de navegación actualizados. La disponibilidad es el porcentaje de tiempo durante un intervalo cualquiera de 24 horas en el que el error de posición pronosticado en un 95 % (debido a errores de los segmentos espacial y de control) se sitúa por debajo del umbral, con respecto a cualquier punto del área de cobertura. Está basado en un umbral de 15- m horizontal al 95 % y un umbral de 33- m vertical al 95%, considerando que se emplea un receptor representativo que funciona dentro del área de cobertura durante un intervalo cualquiera de 24 horas. La disponibilidad de servicio supone una constelación que satisfaga los criterios en del capítulo 3, 3.7.3.1.1.7. Como se indicó en el caso de la exactitud de dominio de posición, para mantener la retrocompatibilidad, la norma de disponibilidad se cumplirá con un receptor SPS representativo de seguimiento de los PRN del 1 al 32 únicamente.-

4.1.1.5 **Fiabilidad.** La fiabilidad es el porcentaje de tiempo durante un intervalo de tiempo especificado en el que se mantiene el **URE SPS SIS** instantáneo dentro del límite del error telemétrico, en un punto cualquiera del área de cobertura, en todos los satélites **GPS** funcionales. La norma de fiabilidad se basa en un intervalo de medición de un año y el promedio de los valores diarios dentro del área de cobertura. La fiabilidad promedio en determinado punto se basa en la hipótesis de que el tiempo total de falla del servicio, fijado en **18 horas**, se concentrará en un punto en particular **(3 fallas de 6 horas cada una)**.-

4.1.1.6 **Falla importante de servicio.**

4.1.1.6.1 Se define una falla importante de servicio como aquella situación durante un período de tiempo en el que el error de la señal instantánea telemétrica de un satélite GPS rastreable y funcional (excluyendo los errores atmosféricos y del receptor) excede del límite del error telemétrico de 4,42 veces la exactitud telemétrica de integridad asegurada del usuario (IAURA) radiodifundida por un satélite durante un tiempo más largo que el asignado para la alerta (10 segundos) Una falla importante del servicio ocurre únicamente si no se emite una alerta dentro de los 10 segundos del tiempo hasta la alerta. No se consideran como falla importante del servicio los eventos en los que la señal instantánea de error telemétrico de usuario (URE) es superior a 4,42 veces la IAURA durante menos de 10 segundos en total. Una vez emitida la alerta, el evento de falla importante del servicio deja de incidir en la integridad de la SIS del SPS.

4.1.1.6.2 La señal URE instantánea de la SIS dependerá de la combinación de componentes de la SIS empleada. Las normas de falla importante del servicio se aplican tanto a los usuarios frecuencia única como a los usuarios de doble frecuencia que utilizan las combinaciones de componentes de la SIS que figuran en la Tabla D-X.

Tabla D-X. Combinaciones de componentes de la SIS del SPS del GPS

Una portadora, frecuencia única (SF)	Dos portadoras, doble frecuencias (DF)
Código C/A + datos LNAV	(Códigos (C/A + I5) + datos CNAV
Código I5 + datos CNAV	(Códigos (C/A + Q5) + datos CNAV
Código Q5 + datos CNAV	(Códigos (C/A + I5+Q5) + datos CNAV
(Códigos (C/A + I5+Q5) + datos CNAV	

4.1.1.6.3 En el caso de combinaciones de componentes de la SIS que utilizan datos LNAV, la IAURA es igual al límite superior del valor URA correspondiente al índice “N” de URA transmitido en el momento por el satélite de la subtrama 1. Esta URA es específica del satélite que está radiodifundiendo. En el caso de combinaciones de componentes de la SIS que utilizan datos CNAV, el valor IAURA es la suma cuadrática de una función dependiente de la elevación del valor del límite superior del componente de URAED y

una función no dependiente de la elevación del valor del límite superior de URANED transmitido en el momento por el satélite en MT-10 y MT-3x respectivamente. Este valor URA también es específico del satélite que está radiodifundiendo. No se define la IAURA de una SIS marginal del SPS y no hay IAURA para una SIS del SPS no funcional. Debido a que las URA y las IAURA varían con el tiempo, en las especificaciones de interfaz del GPS se especifican los respectivos períodos de validez.

4.1.1.6.4 La tasa de inicio, R_{sat}, se define como la probabilidad de falla importante del servicio de cualquier satélite durante cualquier hora en la que el URE máximo instantáneo de la SIS del SPS no sea 4,42 veces mayor que la IAURA al inicio de la hora. La duración media de falla es de una hora y en el peor de los casos es de 6 horas.

4.1.1.6.5 Las probabilidades de falla importante del servicio de un único satélite (P_{sat}) para un satélite en particular y de una falla importante del servicio de múltiples satélites por una causa común (P_{const}) son probabilidades de estado instantáneo equivalentes a la fracción de tiempo en que el URE instantáneo de la SIS del SPS sea mayor que 4,42 veces la IAURA por más de 10 segundos sin que se emita una alerta en ese lapso de 10 segundos.

4.1.1.6.6 La probabilidad de 1×10^{-5} indicada en el Capítulo 3, 3.7.3.1.1.4 corresponde a un máximo de tres fallas importantes de servicio al año, de una hora de duración, para la totalidad de la constelación suponiendo una constelación máxima de 32 satélites.

4.1.1.7 Continuidad. La continuidad en el caso de un satélite GPS funcional es la probabilidad de que la SIS del SPS seguirá siendo funcional, sin interrupción no programada, durante un intervalo de tiempo especificado. Las interrupciones programadas que se anuncien con una antelación mínima de 48 horas no contribuyen a una pérdida de continuidad.

4.1.1.8 Cobertura. El SPS hace posible el área de cobertura terrenal, que abarca desde la superficie de la tierra hasta una altitud de 3 000 km.-

Operaciones normales. Durante operaciones normales el segmento de control carga regularmente datos de navegación (NAV) nuevos a los satélites. La SIS del SPS indica cuando el satélite se encuentra en modo de operación normal al poner en cero “0” la señal de intervalo de ajuste del tren de datos LNAV de la señal de código C/A conforme a lo indicado en el documento IS-GPS-200K. Cuando la bandera de intervalo de ajuste está en “1” (uno), el satélite se encuentra operando en modo de operaciones ampliadas. Para el modo de operaciones ampliadas se aplican normas especiales de exactitud de la SIS del SPS. Véase el documento IS-GPS-200K para obtener más detalles acerca de la bandera de intervalo de ajuste.

Nota 1. *En el tren de datos CNAV de la señal de código I5 no hay una bandera equivalente a “modo de operaciones normales” (bandera de intervalo de ajuste).*

Nota 2.- *En el documento GPS SPS PS, secciones A.4.3.2 y A.4.3.3. se proporciona información adicional sobre operaciones normales.*

4.1.2 GLONASS.-

Nota.- *En el documento GLONASS FDMA ICD y en el documento GLONASS CDMA ICD Descripción general se proporciona información adicional.-*

4.1.2.1 **Hipótesis**. La norma de eficiencia se basa en la hipótesis de que se utiliza un receptor de canal de exactitud normal **(CSA)** representativo. Un receptor representativo tiene las características siguientes: está diseñado de conformidad con el **ICD** del **GLONASS**; utiliza un ángulo de enmascaramiento de **5** grados; efectúa los cálculos geométricos sobre la posición y distancia del satélite con arreglo a la versión más actualizada del **PZ-90** y utiliza los parámetros de transformación **PZ-90 – WGS-84** como se especifica en el **Apéndice B, 3.1.2.5.2** de este **Reglamento;** genera una solución de posición y tiempo a partir de los datos radiodifundidos por todos los

satélites que están a la vista; compensa los efectos que la desviación Doppler dinámica tiene en las mediciones nominales de la fase portadora de la señal telemétrica **CSA** y en las de la señal de exactitud normal; excluye satélites **GLONASS** averiados de la solución de posición; emplea para la solución de posición datos actualizados y coherentes internamente tanto de efemérides como de reloj procedentes de todos los satélites que se están utilizando en su solución de posición; y pierde el rastro en caso de que un satélite **GLONASS** deje de transmitir el código de exactitud normal. La exactitud de transferencia de tiempo se aplica a un receptor estacionario que funciona en un emplazamiento que ha sido objeto de levantamiento.-

4.1.2.2 **Exactitud.** La exactitud se mide mediante un receptor normalizado y con un intervalo de medición de **24 horas** en cualquiera de los puntos del área de cobertura. La exactitud en cuanto a posición y tiempo soluciones de frecuencia única sólo se refiere a la señal en el espacio **(SIS)** y no se incluyen al respecto las fuentes de errores siguientes, entre otras: ionosfera, troposfera, interferencia, ruido del receptor o trayectos múltiples. Las características de la exactitud en las soluciones de frecuencia doble incluyen los errores residuales ionosféricos La exactitud se obtiene a partir de los datos proporcionados por la constelación de **24 satélites**, de los cuales se eliminan los dos que ofrecen los datos más degradados, considerando además un valor de **6 m** para la media cuadrática **SIS URE** (error telemétrico del usuario) de la constelación.-

4.1.2.3 **Exactitud del dominio de distancia**. La exactitud del dominio de distancia depende del satélite indicando la funcionalidad y transmitiendo el código de exactitud normal, aunque no se tienen en cuenta las fallas de los satélites que quedan fuera de las características normales de operación. Los límites de exactitud del dominio de distancia pueden rebasarse en el caso de que se produzcan fallas de los satélites o se registren anomalías cuando se envían al satélite datos en enlace ascendente. Superar el límite del error telemétrico constituye una falla de servicio importante, como se describe en **4.1.2.6.** El límite de error telemétrico en el régimen de variación de la distancia es el valor máximo que se obtiene con respecto a cualquiera de los satélites durante un intervalo cualquiera de tres segundos en cualquier punto del área de cobertura. El límite de error de aceleración telemétrico es el valor máximo que se obtiene con respecto a cualquier satélite durante un intervalo cualquiera de tres segundos en cualquier punto del área de cobertura. La exactitud del error telemétrico con respecto a todos los satélites es el umbral del 95 % del error telemétrico del usuario **(URE)** con respecto a todos los satélites en un intervalo cualquiera de **24 horas** en un punto cualquiera del área de cobertura. La exactitud del error telemétrico con respecto a cualquier satélite se calcula a lo largo de un intervalo de 30 días. En condiciones normales, todos los satélites se mantienen con arreglo a las mismas normas, de manera que a efectos de establecimiento de modelos de la disponibilidad es apropiado suponer que se considera con respecto a todos los satélites un valor de **6 m** para la media cuadrática **SIS URE**. Las normas están restringidas a errores de dominio de distancia atribuibles a los segmentos del espacio y de control.-

4.1.2.4 **Disponibilidad**. La disponibilidad es el porcentaje de tiempo durante un intervalo cualquiera de **24 horas** en el que el error de posición pronosticado en un **95%** (debido a errores de los segmentos espacial y de control) se sitúa por debajo del umbral, con respecto a cualquier punto del área de cobertura. Está basado en un umbral de **12 m (40 ft**) horizontal al **95%** y un umbral de **25 m (80 ft)** vertical al **95%,** considerando que se emplea un receptor normalizado que funciona dentro del área de cobertura durante un intervalo cualquiera de **24 horas**. La disponibilidad de servicio se basa en la hipótesis de que se cuenta con la peor combinación de satélites, dos de ellos fuera de servicio.-

4.1.2.4.1 **Disponibilidad de** *satélites o constelaciones*. Hay en órbita **24 satélites** operacionales con probabilidad de **0,95** (promediada a lo largo de un día cualquiera), considerándose que un satélite es operacional si tiene capacidad de transmitir,

aunque no transmita necesariamente, una señal telemétrica útil. Al menos **21** de los **24** satélites situados en posiciones nominales de plano/turno deben considerarse funcionales y deben transmitir una señal de navegación con **0,98** de probabilidad (promediada durante un año).-

4.1.2.5 **Fiabilidad.** La fiabilidad es el porcentaje de tiempo durante un intervalo de tiempo especificado en el que se mantiene el **CSA URE SIS** instantáneo dentro del límite del error telemétrico, en un punto cualquiera del área de cobertura, en todos los satélites **GLONASS** funcionales. La norma de fiabilidad se basa en un intervalo de medición de un año y el promedio de los valores diarios dentro del área de cobertura. La fiabilidad promedio en determinado punto se basa en la hipótesis de que el tiempo total de falla del servicio, fijado en **18** horas, se concentrará en un punto en particular **(tres fallas de seis horas cada una).-**

4.1.2.6 **Falla importante de servicio**. Se define una falla importante de servicio como aquella situación, durante un período de tiempo, en la que el error de la señal telemétrica de un solo satélite **GLONASS** funcional (excluyendo los errores atmosféricos y del receptor) excede el límite de error telemétrico de **70 m** como se define en el **Capítulo 3, 3.7.3.1.2.4.**

4.1.2.7 Falla de constelación. Se define una falla de constelación como aquella situación durante un período de tiempo en el que el error de la señal telemétrica de más de un satélite GLONASS funcional (excluyendo los errores atmosféricos y del receptor) excede del límite del error telemétrico de 70 m debido a una causa común (como se define en el capítulo 3, 3.7.3.1.2.5).

4.1.2.8 Continuidad. La continuidad en el caso de un satélite GLONASS funcional es la probabilidad de que la SIS del GLONASS seguirá siendo funcional, sin interrupción no programada durante un intervalo de tiempo especificado. Las interrupciones programadas que se anuncien con una antelación mínima de 48 horas no contribuyen a una pérdida de continuidad.

4.1.2.9 **Cobertura**. El **CSA** del **GLONASS** hace posible el área de cobertura terrestre, que abarca desde la superficie de la tierra hasta una altitud de **2 000 km**.-

4.1.2.10 **Hora GLONASS.** Se genera la hora **GLONASS** basada en la hora del sincronizador central **GLONASS**. La inestabilidad diaria del reloj de hidrógeno del sincronizador central no es peor que **5×10^{-14}.** La diferencia entre la hora **GLONASS** y la hora **UTC** (**SU**) es inferior a **1** milisegundo. El mensaje de navegación incluye los datos requeridos para relacionar la hora **GLONASS** con **UTC (SU)** dentro de **0,7** microsegundos.-

4.1.2.10.1 Transformación de la información de los datos actuales **GLONASS** a la forma común. El mensaje de navegación del satélite contiene la información de datos actuales en el parámetro **NT**. Puede transformarse a la forma común mediante el siguiente algoritmo:

a) El número J del año actual en el intervalo de cuatro años se calcula en la forma siguiente:

Si $1 \leq N_T \leq 366$; $J = 1$;

Si $367 \leq N_T \leq 731$; $J = 2$;

Si $732 \leq N_T \leq 1096$; $J = 3$;

Si $1097 \leq N_T \leq 1461$; $J = 4$.

b) El año actual en la forma común se calcula mediante la siguiente fórmula:

$Y = 1996 + 4 (N_4 - 1) + (J - 1)$.-

c) El mes y el día actuales **(dd/mm**) se extraen de la tabla de referencia almacenada en la **ROM** del equipo del usuario. Esta tabla interrelaciona el

parámetro N_T y las fechas de forma común.-

4.1.2.11 **Sistema de coordenadas GLONASS.** El sistema de coordenadas **GLONASS** es **PZ-90** según lo descrito en Parámetros de la Tierra, **1990 (PZ-90),** publicado por el **Servicio topográfico, Ministerio de Defensa de la Federación de Rusia, Moscú.-**

4.1.2.11.1 En los parámetros **PZ-90** se incluyen las constantes geodésicas fundamentales, las dimensiones del elipsoide terrenal común, las características del campo gravitacional de la tierra y los elementos del elipsoide Krasovsky (sistema de coordenadas de 1942) con orientación relativa al elipsoide terrenal común.-

4.1.2.11.2 Por definición, el sistema de coordenadas **PZ-90** es un sistema espacial cartesiano geocéntrico cuyo origen está situado en el centro de la tierra. El eje **Z** está dirigido hacia el polo terrenal convencional según lo recomendado por el Servicio internacional de rotación de la tierra. El eje **X** está dirigido hacia el punto de intersección del plano ecuatorial de la tierra y el meridiano cero establecido por la **BIH (Junta internacional de la hora**). El eje Y completa el sistema de coordenadas dextrógiro.-

4.1.2.11.3 Los sistemas de referencia geodésicos WGS 84 y PZ 90 siguen ajustándose al Marco de referencia terrestre internacional (ITRF). Aunque en el Apéndice B, 3.2.5.2, figuran los parámetros de conversión actuales de PZ90 a WGS 84, la aplicación de versiones anteriores de estos parámetros también es adecuada en tanto se cumplan los requisitos de actuación de Capitulo 3, Tabla 3.7.2.4-1 para una operación prevista.-

4.1.3 GALILEO

Nota.— *En los documentos Galileo OS SIS ICD y Galileo OS SDD se proporciona más información sobre el servicio abierto de Galileo.*

4.1.3.1 Hipótesis. La norma de rendimiento del servicio abierto (OS) de Galileo se basa en la hipótesis de que se utiliza un receptor representativo del OS. Un receptor representativo tiene las características siguientes:

a) su diseño es conforme al documento *Galileo OS SIS ICD*;

b) emplea un ángulo de enmascaramiento de 5º;

c) efectúa los cálculos geométricos sobre la posición y distancia del satélite con arreglo a la realización más actualizada del marco de referencia terrestre de Galileo (GTRF)

d) genera una solución de posición y tiempo a partir de los datos radiodifundidos por todos los satélites visibles;

e) excluye las señales no funcionales de Galileo de la solución de posición;

f) emplea para la solución de posición datos actualizados y coherentes internamente tanto de efemérides como de reloj procedentes de todos los satélites que se están utilizando; y

g) no utiliza los datos de navegación (efemérides, corrección del reloj del satélite y parámetros SISA) después del tiempo máximo de validez de cuatro horas.

4.1.3.2 EXACTITUD DEL DOMINIO DE POSICIÓN

4.1.3.2.1 *Exactitud del dominio de posición para el servicio abierto de Galileo de frecuencia única.* La exactitud del dominio de posición horizontal/vertical se mide con un receptor representativo y un intervalo de medición de 30 días en cualquiera de los puntos del área de cobertura. La posición se calcula usando la SIS funcional de frecuencia única. La exactitud de posición y tiempo solo se refiere a la SIS (incluidos errores de BGD) y no tiene en cuenta fuentes de errores tales como la ionosfera, la troposfera, la interferencia, el ruido del receptor o los trayectos múltiples.

4.1.3.2.2 *Exactitud del dominio de posición para el servicio abierto de Galileo de doble frecuencia*. La exactitud del dominio de posición horizontal/vertical se mide con un receptor representativo y un intervalo de medición de 30 días en cualquiera de los puntos del área de cobertura. La posición se calcula usando la SIS funcional de doble frecuencia. La exactitud de posición y tiempo solo se refiere a la SIS y no tiene en cuenta fuentes de errores tales como la ionosfera, la troposfera, la interferencia, el ruido del receptor o los trayectos múltiples.

4.1.3.3 *Exactitud de dominio de distancia.* La exactitud telemétrica de Galileo se define como una medida estadística de la serie temporal de los errores telemétricos de la SIS. Solo se mide para los períodos de tiempo durante los cuales la SIS transmitida era funcional. La exactitud telemétrica de Galileo se evalúa sobre todos los valores de edad de los datos (AOD), es decir, la serie temporal de los errores telemétricos de la SIS considerará el mensaje de navegación en la edad de los datos en que se observó. Se calcula tanto para usuarios de frecuencia única como de doble frecuencia. El límite de error telemétrico en el régimen de variación de la distancia es el valor máximo que se obtiene con respecto a cualquiera de los satélites durante un intervalo cualquiera de tres segundos en cualquiera de los puntos del área de cobertura. La exactitud del error telemétrico de percentil 95 de la SIS de cualquier satélite se calcula durante un intervalo de 30 días. La exactitud del error telemétrico de percentil 99 de la SIS de cualquier satélite se normaliza anualmente.

4.1.3.3.1 *Exactitud de la SIS.* La exactitud de la SIS es una predicción de la desviación normal mínima (1 sigma) de la distribución gaussiana sin sesgo que se sale de los límites de la distribución previsible del error telemétrico de la SIS para todas las ubicaciones de usuario posibles dentro del área de cobertura del satélite. El parámetro SISA, radiodifundido en el mensaje de navegación de la SIS de Galileo, proporciona al usuario una indicación de la exactitud de la SIS de conformidad con el Apéndice B, 3.1.3.1.3.4.2. El parámetro SISA puede asumir 255 valores. Sin embargo, cuando se utiliza como uno de los medios para determinar el estado de la SIS de un satélite de Galileo, debe considerarse como un indicador binario, siendo sus únicos valores significativos “sin predicción de exactitud disponible” (NAPA) cuando SISA=255 y “no NAPA” cuando SISA≠255. Los valores SISA de 126 a 254 se describen como extra y deben considerarse como “no NAPA”.

4.1.3.3.2 *BGD de Galileo.* El BGD de Galileo es la estimación del retardo de grupo entre las distintas frecuencias de un satélite concreto de Galileo. Se proporciona como parte de los datos de navegación radiodifundidos de Galileo, como se especifica en el Apéndice B, 3.1.3.1.3.1 y 3.1.3.1.3.2.

4.1.3.4 *Exactitud de determinación de la hora UTC de Galileo.* La exactitud de determinación de la hora UTC de Galileo depende tanto del error de determinación instantánea de GST como del error en los parámetros de conversión GST-UTC radiodifundidos. Este segundo componente se define como la exactitud de difusión de la hora UTC de la SIS de Galileo.

4.1.3.4.1 *Exactitud de difusión de la hora UTC de la SIS de Galileo.* La exactitud de difusión de la hora UTC de la SIS de Galileo se define como el percentil 95 del error de los parámetros de conversión GST/UTC radiodifundidos. La exactitud de la difusión de la hora UTC de la SIS de Galileo es el componente SIS de la determinación general de la hora UTC del usuario que se deriva de la exactitud de los parámetros GST-UTC radiodifundidos. No contiene efectos que no estén bajo el control del explotador de Galileo como las contribuciones locales de los usuarios dependiendo de los receptores o los efectos atmosféricos.

4.1.3.5 *Disponibilidad del servicio.* La disponibilidad del servicio es el porcentaje de tiempo durante un intervalo de 30 días en que el error previsto de determinación de la posición pronosticado en un 95% (debido a errores de los segmentos espacial y de control) se sitúa por debajo del umbral con respecto a cualquier punto del área de

cobertura. Se basa en un umbral horizontal de 10 metros al 95 % y un umbral vertical de 16 metros al 95 % considerando que se emplea un receptor representativo que funciona dentro del área de cobertura durante el intervalo de 30 días. La disponibilidad del servicio presupone una constelación que satisfaga los criterios que figuran en 4.1.3.5.1.

4.1.3.5.1 *Disponibilidad de la SIS por posición orbital/constelación.* La probabilidad de que una posición orbital operacional en la constelación Galileo esté ocupada por un satélite transmitiendo una SIS funcional es superior a 0,95 (normalizada anualmente). Para la configuración de base de Galileo, la probabilidad de que al menos 21 satélites en las 24 posiciones orbitales nominales estén designados como funcionales y transmitiendo una señal de navegación es superior a 0,97 (normalizada anualmente). La disponibilidad de la SIS en toda la constelación puede derivarse de la disponibilidad por posición orbital de la SIS mediante un modelo binomial.

4.1.3.6 PROBABILIDAD DE FALLA

4.1.3.6.1 Psat. Psat es la probabilidad de que el error instantáneo de la señal telemétrica de un satélite funcional de Galileo (excluyendo los errores atmosféricos y del receptor) supere k veces la exactitud telemétrica del usuario de Galileo (URA de Galileo). La URA de Galileo en la definición de Psat corresponde a σURA,DF o σURA,SF para usuarios de doble frecuencia o de frecuencia única, respectivamente. k es el número de desviaciones normales de la media correspondiente a una probabilidad de Psat en una distribución normal. El factor k es 4,17, correspondiente al valor Psat 3×10-5. Psat se aplica en cualquier momento y en cualquier ubicación del área de visibilidad del satélite tanto a los usuarios de frecuencia única como de doble frecuencia.

4.1.3.6.2 Pconst. Pconst es la probabilidad de que los errores instantáneos de la señal telemétrica de dos o más satélites funcionales de Galileo (excluyendo los errores atmosféricos y del receptor) superen k veces la exactitud telemétrica del usuario de Galileo (URA de Galileo) debido a una falla común. La URA de Galileo en la definición de Pconst corresponde a σURA,DF o σURA,SF para usuarios de doble frecuencia o de frecuencia única, respectivamente. Pconst se aplica en cualquier momento y en cualquier ubicación de las áreas de visibilidad respectivas de los satélites afectados tanto a los usuarios de frecuencia única como de doble frecuencia.

4.1.3.6.3 σURA,DF. La σURA,DF de Galileo se define como la desviación normal de una distribución normal de media cero que se sale de los límites de la distribución real de los errores telemétricos de la SIS más probables que Psat. La σURA,DF de Galileo se aplica a cualquier ubicación de usuario y a una combinación de SIS funcional de doble frecuencia E1/E5a.

4.1.3.6.4 σURA,SF. La σURA,SF de Galileo se define como la desviación normal de una distribución normal de media cero que se sale de los límites de la distribución real de los errores telemétricos de la SIS más probables que Psat. La σURA,SF de Galileo se aplica a cualquier ubicación de usuario y a un usuario de SIS funcional de frecuencia única (E1 o E5a). La σURA,SF tiene en cuenta la σBGD de Galileo y puede derivarse de la expresión siguiente:

$$\sigma^2_{URA,SF} = \sigma^2_{URA,DF} + {\gamma_f}^2 \cdot \sigma^2_{BGD}$$

donde

γ_f representa el factor de inflación de frecuencia igual a f^2_{E1}/f^2_{E5a} para usuarios de E5a y a 1 para usuarios de E1.

4.1.3.6.5 *σBGD*. La *σBGD* de Galileo se define como la desviación normal de una distribución normal de media cero que se sale de los límites de la distribución real de los errores residuales de BGD de manera que la probabilidad de errores sin límites es

insignificante con respecto a Psat. Los errores residuales de BGD son los errores restantes después de aplicar las correcciones de BGD de Galileo radiodifundidas en el mensaje de navegación.

4.1.3.7 *Continuidad.* La continuidad en el caso de un satélite de Galileo funcional es la probabilidad de que la SIS del servicio abierto de Galileo siga siendo funcional, sin interrupción no programada, durante la hora siguiente. Las interrupciones programadas que se anuncien con una antelación mínima de 48 horas no contribuyen a una pérdida de continuidad de la SIS.

4.1.3.8 *Cobertura.* El servicio abierto de Galileo hace posible el área de cobertura terrestre, que abarca desde la superficie de la tierra hasta una altitud de 30,48 km.

4.1.3.9 *Tiempo del sistema Galileo (GST). El GST será una escala de tiempo continua basada en la definición del segundo (según el Sistema Internacional de Unidades, SI) cuya época de origen/referencia [GST (t0)] se define como 13 segundos antes del UTC 00:00:00 1999-08-22. La información de sincronización horaria difundida en la SIS de Galileo (p. ej., desplazamientos del reloj del satélite) hace referencia a GST. Esta información permite a los usuarios del servicio abierto de Galileo estimar su hora local con referencia a la realización del GST calculada por el receptor del servicio abierto de Galileo. Para apoyar mejor las aplicaciones horarias basadas en el UTC, el mensaje de datos del servicio abierto de Galileo incluye parámetros adicionales que permiten a los usuarios del servicio abierto de Galileo obtener una realización de la hora UTC aplicando una corrección al GST.*

4.1.3.10 *Marco de referencia terrestre de Galileo (GTRF). El GTRF es una realización independiente de alta precisión del Sistema Internacional de Referencia Terrestre (ITRS) basada en las coordenadas estimadas de cada emplazamiento de las estaciones de sensores de Galileo (GSS). El sistema Galileo utiliza la información geodésica de entrada para generar datos de navegación (p. ej., las efemérides del satélite) con referencia al GTRF. Por consiguiente, las coordenadas de posición del usuario derivadas de las soluciones de posición de Galileo tienen referencia al GTRF. Debido a la buena alineación del GTRF y el ITRF se entiende que ambos marcos de referencia son equivalentes para la aviación. El GTRF se alinea periódicamente al publicarse nuevas realizaciones del ITRF. Para obtener la posición en cualquier marco de referencia distinto del ITRF, el equipo del usuario del servicio abierto de Galileo debe aplicar los parámetros de transformación válidos adecuados entre el último ITRF y el marco de referencia deseado. Esta transformación está bajo el pleno control y responsabilidad del usuario del servicio abierto de Galileo.*

En cuanto a la interoperabilidad entre GPS y Galileo, el marco de referencia terrestre de GPS WGS-84 y el GTRF son realizaciones del ITRF. Por lo tanto, para la mayoría de las aplicaciones del servicio abierto de Galileo se proporciona un alto nivel de interoperabilidad entre las posiciones espaciales obtenidas con GPS y las obtenidas con Galileo, sin que se precise más actividad por parte del equipo del usuario.

4.1.3.11 *Edad de la efeméride. La edad de la efeméride es el tiempo transcurrido entre la referencia t0e (fijada al principio de cada conjunto de datos de navegación) y el tiempo de utilización de la efemérides por parte de un receptor.*

Nota.— *La información detallada sobre cómo calcular la edad de la efemérides figura en el documento Galileo OS SDD, Anexo C, sección 4.4.1.*

4.1.3.12 *Edad de los datos (AOD). La edad de los datos (AOD) es el tiempo transcurrido entre la generación de un mensaje de navegación por el segmento de tierra y su utilización por parte del usuario. El envejecimiento de los datos (caracterizado por la AOD) afecta a la exactitud de los modelos de órbita y reloj. La exactitud de su predicción se degrada de manera inevitable con las edades más elevadas.*

4.1.4 BDS

4.1.4.1 *Supuestos.* El nivel de la prestación del sistema se basa en el supuesto de que se utiliza un receptor representativo del servicio abierto del BDS (OS del BDS). Un receptor representativo tiene las características siguientes: está diseñado de acuerdo con los documentos BDS ICD; utiliza un ángulo de enmascaramiento de 5º para los satélites MEO y un ángulo de enmascaramiento de 12º para los satélites IGSO; calcula la posición y la distancia del satélite según la versión más reciente del BDCS (equivalente al WGS-84); compensa el efecto dinámico del desplazamiento Doppler en las mediciones nominales del código telemétrico y de la fase de la portadora de la señal del OS del BDS que se utiliza para el cálculo telemétrico; excluye los satélites marginales y disfuncionales de la solución de posición; utiliza para la solución de posición datos actualizados y coherentes internamente tanto de efemérides como de reloj procedentes de todos los satélites que se están utilizando; y pierde el seguimiento en caso de que un satélite del BDS deje de trasmitir el código telemétrico. La exactitud de transferencia de tiempo se aplica a un receptor estacionario que funciona en una ubicación cartografiada.

4.1.4.2 *Exactitud.* La exactitud del dominio de posición se mide mediante un receptor representativo y con un intervalo de medición de 168 horas (siete días sidéreos) en cualquiera de los puntos del área de cobertura. La exactitud en cuanto a posición y tiempo sólo se refiere a la SIS y no se incluyen fuentes de errores como las siguientes: ionosfera, troposfera, interferencia, ruido del receptor o trayectos múltiples. La exactitud se obtiene quitando los dos peores satélites funcionales de la constelación y tomando como base un error telemétrico de usuario de cualquier satélite de 4,6 metros correspondiente al 95º percentil.

4.1.4.2.1 *Exactitud en cuanto a transferencia de tiempo.* La exactitud de la transferencia de tiempo es la desviación estadística correspondiente al percentil 95 entre el tiempo indicado en el receptor del OS del BDS y el Tiempo Universal Coordinado (UTC) que mantiene el NTSC en China. Puede utilizarse para evaluar la eficiencia de un sistema de navegación por satélite en cuanto al tiempo.

4.1.4.3 *Exactitud en cuanto a dominio de distancia. La exactitud del dominio de distancia se mide mediante un receptor representativo y con un intervalo de medición de 168 horas.* La exactitud del dominio de distancia depende de que el satélite indique que está funcional y transmita el código telemétrico del OS del BDS, y no tiene en cuenta las fallas de los satélites que quedan fuera de las características de las operaciones normales. Los límites de exactitud del dominio de distancia pueden excederse en el caso de que se produzcan fallas de los satélites o se registren anomalías cuando se cargan datos al satélite. Si se supera el límite del error telemétrico, eso constituye una falla de servicio importante tal como se describe en 4.1.4.5. El límite de error en la variación de la distancia es el valor máximo que se obtiene con respecto a cualquiera de los satélites durante un intervalo cualquiera de tres segundos en cualquier punto del área de cobertura. El límite de error de aceleración telemétrico es el valor máximo que se obtiene con respecto a cualquier satélite durante un intervalo cualquiera de tres segundos en cualquier punto del área de cobertura. Se considera que todos los satélites tienen el mismo nivel de mantenimiento, por lo que es apropiado considerar, para la modelización de la disponibilidad, que todos los satélites tienen un error telemétrico de usuario de 4,6 metros correspondiente al percentil 95. Los estándares se limitan a errores de dominio de distancia atribuidos a segmentos espacial y de control.

4.1.4.4 *Disponibilidad.* La disponibilidad es el porcentaje de tiempo durante un intervalo cualquiera de 168 horas en el que el error de posición pronosticado en un 95% (debido a errores de los segmentos espacial y de control) se sitúa por debajo del umbral, con respecto a cualquier punto del área de cobertura. Está basado en un umbral de 15 m horizontal al 95% y un umbral de 22 m vertical al 95%, considerando que se emplea un receptor representativo que funciona dentro del área de cobertura durante un intervalo cualquiera de 168 horas. La disponibilidad de servicio se basa en

la hipótesis de que se cuenta con la peor combinación de dos satélites fuera de servicio.

4.1.4.4.1 *Disponibilidad de satélites o constelaciones.* Al menos 24 satélites en las 27 posiciones nominales de plano/intervalo deben considerarse funcionales y deben transmitir una señal de navegación con una probabilidad de 0,998 (promediada durante un año). Al menos 21 satélites en las 27 posiciones nominales de plano/intervalo deben considerarse funcionales y deben transmitir una señal de navegación con 0,99999 de probabilidad (promediada durante un año).

4.1.4.5 FALLA IMPORTANTE DE SERVICIO.

4.1.4.5.1 Una falla importante de servicio de un satélite es la condición en la cual el error telemétrico de la SIS (excluyendo errores atmosféricos y del receptor) de cualquier satélite excede de la tolerancia máxima (NTE) sin que los usuarios reciban una alerta. Para señales B1I, la tolerancia NTE se define como: 4,42 veces el límite superior de la URA correspondiente al valor del índice URA (URAI) transmitido en mensajes de navegación D1, como se describe en el Apéndice B, sección 3.1.4.1.3.1.2. Para las señales B1c y B2a, la tolerancia NTE se define como 4,42 veces el valor de la exactitud de la señal en el espacio (SISA), calculado como se describe en el Apéndice B, sección 3.1.4.2.5. El valor Psat de 1×10-5 que se indica en el Capítulo 3, 3.7.3.1.4.4.1 corresponde al máximo de tres fallas importante de servicio para cada señal del OS del BDS por año, tomando como base una constelación máxima de 30 satélites. El tiempo medio para notificar (MTN) es de 60 minutos.

4.1.4.5.2 La falla importante de servicio de causa común es una condición en la que el error telemétrico de usuario de la SIS del OS del BDS de dos o más satélites excede de la tolerancia máxima NTE debido a una falla común sin que el usuario reciba una alerta en su antena receptora. Para señales B1I, la tolerancia NTE se define como: 4,42 veces el límite superior de la URA correspondiente al valor del índice URA (URAI) transmitido en mensajes de navegación D1, como se describe en el Apéndice B, sección 3.1.4.1.3.1.2. Para las señales B1c y B2a, la tolerancia NTE se define como 4,42 veces el valor de la SISA, calculado como se describe en el Apéndice B, sección 3.1.4.2.5. El valor Pconst de 6×10-5 que se indica en el Capítulo 3, 3.7.3.1.4.4.2 corresponde al máximo de 0,5 fallas importantes de servicio causadas comúnmente por año para toda la constelación. El MTN es de 60 minutos.

4.1.4.6 *Continuidad*. La continuidad en el caso de un satélite BDS funcional es la probabilidad de que la SIS del OS del BDS siga siendo funcional, sin interrupción no programada, durante un intervalo de tiempo especificado. Las interrupciones programadas que se anuncien con una antelación mínimade 24 horas no contribuyen a una pérdida de continuidad.

4.1.4.7 *Cobertura. El OS del BDS cubre el área de cobertura terrestre, que abarca desde la superficie de la Tierra hasta una altitud de 1 000 km.*

4.1.4.8 *Tiempo BDS.* El tiempo de referencia para el BDS será el Tiempo del Sistema de Navegación por Satélite BeiDou (BDT), como se describe en el Apéndice B, párrafo 3.1.4.4.

4.1.4.9.1 *Origen, eje y escala del BDCS. El origen está en el centro de masa de la Tierra; el eje Z es la dirección del Polo de referencia del IERS (Servicio Internacional de Rotación de la Tierra y Sistemas de Referencia) (IRP); el eje X es la intersección del Meridiano de referencia del IERS (IRM) y el plano que pasa por el origen en dirección normal al eje Z; el eje Y, junto con el eje Z y el eje X, constituye una tripleta dextrógira de coordenadas ortogonales.* La unidad de longitud es el metro, del Sistema Internacional de Unidades (SI).

4.1.4.9.2 *Elipsoide del BDCS.* El centro geométrico del elipsoide del BDCS coincide con el centro de masas de la Tierra, y el eje de rotación del elipsoide del BDCS es el eje Z. Los parámetros del elipsoide del BDCS se definen como sigue:

Semieje mayor:	a	=	6 378 137,0 m
Constante gravitacional geocéntrica (masa de la atmósfera de la Tierra incluida):			
	μ	=	3.986004418×1014 m3/s2
Aplanamiento:	f	=	1/298.257222101
Velocidad de rotación de la Tierra:	Ω_e	=	7.2921150×10-5 rad/s

4.2 GLONASS

Nota.— *Puede consultarse información adicional sobre el GLONASS en el* Documento de control de interfaz GLONASS*,publicado por el Centro de información científica de coordinación, Ministerio de Defensa de la Federación de Rusia, Moscú.*

4.2.1 *Hipótesis.* La norma de eficiencia se basa en la hipótesis de que se utiliza un receptor de canal de exactitud normal (CSA) representativo. Un receptor representativo tiene las características siguientes: está diseñado de conformidad con el ICD del GLONASS; utiliza un ángulo de enmascaramiento de 5 grados; efectúa los cálculos geométricos sobre la posición y distancia del satélite con arreglo a la versión más actualizada del PZ-90 y utiliza los parámetros de transformación PZ-90 – WGS-84 como se especifica en el Apéndice B, 3.2.5.2; genera una solución de posición y tiempo a partir de los datos radiodifundidos por todos los satélites que están a la vista; compensa los efectos que la desviación Doppler dinámica tiene en las mediciones nominales de la fase portadora de la señal telemétrica CSA y en las de la señal de exactitud normal; excluye satélites GLONASS averiados de la solución de posición; emplea para la solución de posición datos actualizados y coherentes internamente tanto de efemérides como de reloj procedentes de todos los satélites que se están utilizando en su solución de posición; y pierde el rastro en caso de que un satélite GLONASS deje de transmitir el código de exactitud normal. La exactitud de transferencia de tiempo se aplica a un receptor estacionario que funciona en un emplazamiento que ha sido objeto de levantamiento.

4.2.2 *Exactitud*. La exactitud se mide mediante un receptor normalizado y con un intervalo de medición de 24 horas en cualquiera de los puntos del área de cobertura. La exactitud en cuanto a posición y tiempo sólo se refiere a la señal en el espacio (SIS) y no se incluyen al respecto las fuentes de errores siguientes, entre otras: ionosfera, troposfera, interferencia, ruido del receptor o trayectos múltiples. La exactitud se obtiene a partir de los datos proporcionados por la constelación de 24 satélites, de los cuales se eliminan los dos que ofrecen los datos más degradados, considerando además un valor de 6 m para la media cuadrática SIS URE (error telemétrico del usuario) de la constelación.

4.2.3 *Exactitud del dominio de distancia.* La exactitud del dominio de distancia depende del satélite indicando la funcionalidad y transmitiendo el código de exactitud normal, aunque no se tienen en cuenta las fallas de los satélites que quedan fuera de las características normales de operación. Los límites de exactitud del dominio de distancia pueden rebasarse en el caso de que se produzcan fallas de los satélites o se registren anomalías cuando se envían al satélite datos en enlace ascendente. Superar el límite del error telemétrico constituye una falla de servicio importante, como se describe en 4.2.6. El límite de error telemétrico en el régimen de variación de la distancia es el valor máximo que se obtiene con respecto a cualquiera de los satélites durante un intervalo cualquiera de tres segundos en cualquier punto del área de cobertura. El límite de error de aceleración telemétrico es el valor máximo que se obtiene con respecto a cualquier satélite durante un intervalo cualquiera de tres segundos en cualquier punto del área de cobertura. La media cuadrática de la exactitud del error telemétrico es el promedio de la media cuadrática del error telemétrico del usuario (URE) con respecto a todos los satélites en un intervalo cualquiera de 24 horas en un punto cualquiera del área de cobertura. En condiciones normales, todos los satélites se mantienen con arreglo a las mismas normas, de manera que a efectos de establecimiento de modelos de la disponibilidad es apropiado suponer que se considera con respecto a todos los satélites un valor de 6 m

para la media cuadrática SIS URE. Las normas están restringidas a errores de dominio de distancia atribuibles a los segmentos del espacio y de control.

4.2.4 *Disponibilidad.* La disponibilidad es el porcentaje de tiempo durante un intervalo cualquiera de 24 horas en el que el error de posición pronosticado en un 95% (debido a errores de los segmentos espacial y de control) se sitúa por debajo del umbral, con respecto a cualquier punto del área de cobertura. Está basado en un umbral de 12 m (40 ft) horizontal al 95% y un umbral de 25 m (80 ft) vertical al 95%, considerando que se emplea un receptor normalizado que funciona dentro del área de cobertura durante un intervalo cualquiera de 24 horas. La disponibilidad de servicio se basa en la hipótesis de que se cuenta con la peor combinación de satélites, dos de ellos fuera de servicio.

4.2.4.1 *Relación con la disponibilidad de aumentación.* La disponibilidad de ABAS, GBAS y SBAS no está directamente relacionada con la disponibilidad del GLONASS definida en el Capítulo 3, 3.7.3.2.2. El análisis de disponibilidad se basa en una constelación de satélites supuesta y la probabilidad de contar con un determinado número de satélites. Hay en órbita 24 satélites operacionales con probabilidad de 0,95 (promediada a lo largo de un día cualquiera), considerándose que un satélite es operacional si tiene capacidad de transmitir, aunque no transmita necesariamente, una señal telemétrica útil. Al menos 21 de los 24 satélites situados en posiciones nominales de plano/turno deben considerarse funcionales y deben transmitir una señal de navegación con 0,98 de probabilidad (promediada durante un año).

4.2.5 *Fiabilidad.* La fiabilidad es el porcentaje de tiempo durante un intervalo de tiempo especificado en el que se mantiene el CSA URE SIS instantáneo dentro del límite del error telemétrico, en un punto cualquiera del área de cobertura, en todos los satélites GLONASS funcionales. La norma de fiabilidad se basa en un intervalo de medición de un año y el promedio de los valores diarios dentro del área de cobertura. La fiabilidad promedio en determinado punto se basa en la hipótesis de que el tiempo total de falla del servicio, fijado en 18 horas, se concentrará en un punto en particular (3 fallas de 6 horas cada una).

4.2.6 *Falla importante de servicio.* Se define una falla importante de servicio como aquella situación, durante un período de tiempo, en la que el error de la señal telemétrica de un satélite GLONASS funcional (excluyendo los errores atmosféricos y del receptor) excede el límite de error telemétrico de 18 m (60 ft) [como se define en el Capítulo 3, 3.7.3.2.1.3 a)] y/o como fallas en las características de radiofrecuencia de la señal telemétrica CSA y en la estructura o contenido de los mensajes de navegación que deterioran las capacidades de recepción o procesamiento de la señal telemétrica del receptor CSA.

4.2.7 *Cobertura.* El CSA del GLONASS hace posible el área de cobertura terrestre, que abarca desde la superficie de la tierra hasta una altitud de 2 000 km.

4.2.8 *Hora GLONASS.* Se genera la hora GLONASS basada en la hora del sincronizador central GLONASS. La inestabilidad diaria del reloj de hidrógeno del sincronizador central no es peor que 5 × 10□14. La diferencia entre la hora

GLONASS y la hora UTC (SU) es inferior a 1 milisegundo. El mensaje de navegación incluye los datos requeridos para relacionar la hora GLONASS con UTC (SU) dentro de 0,7 microsegundos.

4.2.8.1 *Transformación de la información de los datos actuales GLONASS a la forma común.* El mensaje de navegación del satélite contiene la información de datos actuales en el parámetro NT. Puede transformarse a la forma común mediante el siguiente algoritmo:

a) El número J del año actual en el intervalo de cuatro años se calcula en la forma siguiente:

$$\text{Si } 1 \le N_T \le 366; \qquad J = 1;$$
$$\text{Si } 367 \le N_T \le 731; \qquad J = 2;$$
$$\text{Si } 732 \le N_T \le 1\,096; \qquad J = 3;$$
$$\text{Si } 1\,097 \le N_T \le 1\,461; \qquad J = 4.$$

b) El año actual en la forma común se calcula mediante la siguiente fórmula:

$$Y = 1996 + 4\,(N_4 - 1) + (J - 1).$$

c) El mes y el día actuales (dd/mm) se extraen de la tabla de referencia almacenada en la ROM del equipo del usuario.

Esta tabla interrelaciona el parámetro NT y las fechas de forma común.

4.2.9 *Sistema de coordenadas GLONASS.* El sistema de coordenadas GLONASS es PZ-90 según lo descrito en *Parámetros de la Tierra, 1990 (PZ-90)*, publicado por el Servicio topográfico, Ministerio de Defensa de la Federación de Rusia, Moscú.

4.2.9.1 En los parámetros PZ-90 se incluyen las constantes geodésicas fundamentales, las dimensiones del elipsoide terrenal común, las características del campo gravitacional de la tierra y los elementos del elipsoide Krasovsky (sistema de coordenadas de 1942) con orientación relativa al elipsoide terrenal común.

4.2.9.2 Por definición, el sistema de coordenadas PZ-90 es un sistema espacial cartesiano geocéntrico cuyo origen está situado en el centro de la tierra. El eje Z está dirigido hacia el Polo terrenal convencional según lo recomendado por el

Servicio internacional de rotación de la tierra. El eje X está dirigido hacia el punto de intersección del plano ecuatorial de la tierra y el meridiano cero establecido por la BIH (Junta internacional de la hora). El eje Y completa el sistema de coordenadas dextrógiro.

4.2.9.3 Los sistemas de referencia geodésicos WGS 84 y PZ 90 siguen ajustándose al Marco de referencia terrestre internacional (ITRF). Aunque en el Apéndice B, 3.2.5.2, figuran los parámetros de conversión actuales de PZ90 a WGS 84, la aplicación de versiones anteriores de estos parámetros también es adecuada en tanto se cumplan los requisitos de actuación del Capítulo 3, Tabla 3.7.2.4-1 para una operación prevista.

4.3 DILUCIÓN DE LA PRECISIÓN. -

Los factores de dilución de la precisión **(DOP)** expresan la forma en que se establece la escala de exactitud telemétrica mediante un efecto geométrico para producir la exactitud de la posición. La geometría óptima (es decir, los valores más bajos de **DOP)** para los cuatro satélites se logra cuando tres de los satélites están igualmente espaciados en el horizonte, a un ángulo mínimo de elevación y cuando un satélite está directamente en la vertical. Puede decirse que la geometría **"diluye"** la exactitud del dominio telemétrico por el factor **DOP.-**

4.4 ANTENA Y RECEPTOR GNSS.-

4.4.1 Las especificaciones para antenas que figuran en el Apéndice B, 3.8.3.1, determinan la actuación de la relación axial de la antena. Las especificaciones para las antenas de frecuencia única solamente no controlan la relación axial de una antena salvo en la línea de mira.

4.4.2 Debería suponerse una polarización lineal para la antena de a bordo para señales SBAS GEO recibidas a ángulos de baja elevación. Por ejemplo, al recibir una señal SBAS GEO que debe proporcionarse a un ángulo mínimo de elevación de 5 grados, debería suponerse que la antena de frecuencia única están polarizadas linealmente con una ganancia de −2,5 dBil (−5,5 dBic). Debería tenerse en cuenta esto en el

balance de enlace de satélites GEO SBAS a fin de garantizar que la señal RF mínima recibida en el puerto de la antena satisfaga los requisitos del Capítulo 3, 3.7.3.4.5.3.2 y 3.7.3.4.6.3.

4.4.3 Los fallos causados por el receptor pueden tener dos consecuencias en la actuación del sistema de navegación, ya sea la interrupción de la información proporcionada al usuario, ya sea datos de salida con información errónea. Ninguno de estos sucesos se tiene en cuenta en el requisito de la señal en el espacio.

4.4.4 El error nominal del elemento **GNSS** de aeronave está determinado por el ruido del receptor, la interferencia, multitrayectos y errores residuales del modelo troposférico. Los requisitos específicos relativos al ruido de receptor tanto para el receptor de a bordo **SBAS** como para el receptor de a bordo **GBAS** incluyen el efecto de cualquier interferencia por debajo de la máscara de protección especificada en el **Apéndice B** de este **Reglamento**. Se ha demostrado que se obtiene la actuación requerida en receptores en que se aplica un espaciado estrecho de correlator o técnicas de adaptación de código.-

4.4.5 El método de búsqueda de la potencia máxima tolerable de interferencia no aeronáutica dentro de la banda, próxima a la banda y fuera de la banda consiste, para cada anchura de banda de interferencia BWi, en calcular el valor mayor del coeficiente de separación espectral (SSC) para todos los PRN y todas las frecuencias centrales fci = fcL1orL5 +/- max (BWGNSS/2, BWi/2), donde BWGNSS = 20 MHz. Para todas las modulaciones de señales GNSS (BPSK y MBOC) consideradas en los SARPS, este proceso resulta en una potencia máxima tolerable dentro de la banda y próxima a la banda que aumenta de forma monotónica con la BWi. La potencia máxima tolerable fuera de la banda está evaluada de la siguiente manera: BWi = 1 kHz.

4.4.6 Según la nota 5 de la Tabla B-87 del Apéndice B, la Tabla B-87 no describe interferencias por impulsos no aeronáuticas en el ambiente a fin de que se considere para el canal L5 en un receptor L1/L5 ya que su impacto es despreciable en comparación con el impacto de DME/TACAN y JTIDS/MIDS considerado en el ambiente.

5 SISTEMA DE AUMENTACIÓN BASADO EN LA AERONAVE (ABAS).-

5.1 ÁREA DE COBERTURA Y ÁREAS DE SERVICIO DEL SBAS.-

5.1.1 Es importante distinguir entre el área de cobertura y las áreas de servicio de un **SBAS.** Un área de cobertura comprenderá una o más áreas de servicio, cada una capaz de prestar apoyo en base a algunas o a todas las funciones del **SBAS** definidas en el **Capítulo 3, 3.6.3.4.2** de este **Reglamento**. Estas funciones pueden relacionarse con las operaciones a las que se presta apoyo de la forma siguiente:

a) Telemetría: el **SBAS** proporciona una fuente telemétrica para uso con otra aumentación **(ABAS, GBAS u otro SBAS);**

b) Estado del satélite y correcciones diferenciales básicas: el **SBAS** proporciona el servicio en ruta, de terminal y de aproximaciones que no son de precisión. Puede prestarse apoyo a distintas operaciones (p. ej., operaciones de la navegación basada en la performance) en distintas áreas de servicio;

c) Correcciones diferenciales precisas: el **SBAS** proporciona **APV** y servicio de aproximación de precisión (es decir, puede prestarse apoyo a **APV-I y APV-II** aproximaciones de precisión en distintas áreas de servicio).-

5.1.2 Los servicios de aumentación basados en satélites son proporcionados por el Sistema de aumentación de área ampliada Norteamérica **(WAAS**) (), el Servicio europeo de complemento geoestacionario de navegación **(EGNOS)** (Europa y África) y el Sistema de aumentación basado en satélites **(MSAS)** de los satélites de transporte

multifuncionales **(MTSAT)** (Japón). Para proporcionar estos servicios, también se están desarrollando la navegación asistida por **GPS** aumentada por satélites en órbita geoestacionaria **(GEO) (GAGAN) (India)** y el Sistema de corrección diferencial y vigilancia **(SDCM) (Rusia**).-

5.1.3 Fuera de las áreas de servicio definidas, un **SBAS** puede proporcionar servicio exacto y fiable. Las funciones telemétricas, de estado del satélite y de correcciones diferenciales básicas son utilizables en toda el área de cobertura. La actuación de estas funciones puede ser técnicamente adecuada para prestar apoyo a operaciones en ruta, de terminal y aproximaciones que no sean de precisión, proporcionando datos de supervisión y de integridad para constelaciones núcleo de satélites o satélites **SBAS.** La única posibilidad de que se ponga en peligro la integridad es que haya un error de efemérides del satélite que no pueda ser observado por la red de tierra **SBAS,** mientras origina un error inaceptable fuera del área de servicio. En el caso de límites de alerta de **0,3 NM** especificados para aproximaciones que no son de precisión y superiores, esto es muy improbable. -

5.1.4 Cada uno de los Estados tiene la responsabilidad de determinar las áreas de servicio **SBAS** y de conceder la aprobación a operaciones basadas en **SBAS** dentro de su espacio aéreo. En algunos casos, los Estados establecerán la infraestructura de tierra para el **SBAS** enlazada a un **SBAS** ya existente. Esto sería necesario para lograr una actuación **APV** o para aproximaciones de precisión. En otros casos, los Estados pueden sencillamente dar aprobación a áreas de servicio y a operaciones basadas en **SBAS** utilizando señales **SBAS** disponibles. En uno u otro de estos casos, cada uno de los Estados tiene la responsabilidad de asegurarse de que el **SBAS** satisface los requisitos indicados en el **Capítulo 3, 3.6.2.4** de este **Reglamento**, dentro de su espacio aéreo, y de que se proporcionan para su espacio aéreo la notificación adecuada de condición de las operaciones y los **NOTAM.-**

5.1.5 Antes de conceder la aprobación a operaciones basadas en **SBAS**, el Estado debe determinar que se da un apoyo adecuado a las operaciones propuestas por uno o más **SBAS.** Esta determinación debe concentrarse en la posibilidad práctica de utilizar las señales del **SBAS**, teniendo en cuenta el emplazamiento relativo de la red de tierra para **SBAS**. Esto podría implicar colaborar con Estados u organizaciones responsables del funcionamiento del **SBAS.** Para un espacio aéreo situado a una distancia relativamente alejada de una red de tierra **SBAS**, sería reducido el número de satélites visibles para los cuales el **SBAS** proporciona el estado y las correcciones básicas. Puesto que los receptores **SBAS** tienen la capacidad de utilizar los datos desde dos **SBAS** simultáneamente, y de utilizar la detección autónoma de fallas y la exclusión de ser necesaria, es posible que la disponibilidad resulte todavía suficiente para la aprobación de operaciones. -

5.1.6 Antes de publicar procedimientos basados en señales **SBAS**, se confía en que el Estado proporcione una supervisión del estado de los satélites y un sistema **NOTAM.** Para determinar el efecto de una falla de un elemento del sistema en el servicio, se utilizará un modelo matemático de volumen de servicio. El Estado puede obtener el modelo ya sea del **SBAS** o preparar su propio modelo. Utilizando los datos del estado actual y pronosticado de los elementos básicos del sistema y los lugares en los que el Estado ha aprobado las operaciones, en el modelo se identificaría el espacio aéreo y los aeropuertos en los que se prevé que haya interrupciones de servicio y pudiera ser utilizado para producir **NOTAM.** Los datos de la condición de los elementos del sistema (actuales y pronosticados) requeridos para el modelo podrían obtenerse mediante arreglos bilaterales con el proveedor del servicio **SBAS** o mediante una conexión de “radiodifusión” en tiempo real de los datos, si el proveedor del servicio **SBAS** opta por proporcionar de este modo los datos. -

5.1.7 Los Estados o regiones que participen se coordinarán por mediación de la **OACI** para asegurar que el **SBAS** proporciona una cobertura mundial sin interrupciones, teniendo en cuenta que las aeronaves equipadas para utilizar la señal podrían sufrir

restricciones operacionales en el caso de que un Estado o región no apruebe la utilización de una o más de las señales **SBAS** en su espacio aéreo. En tales casos el piloto tendría que excluir por completo la selección del **GNSS** puesto que el equipo de aeronave podría no permitir excluir la selección de todos los **SBAS** o de uno en particular. -

5.1.8 Puesto que las coberturas del **SBAS** (proyección) de satélites **GEO** se superponen, surgirán asuntos de interfaz entre los **SBAS**. Como mínimo, los receptores **SBAS** de a bordo deben ser capaces de funcionar dentro de la cobertura de cualquier **SBAS**. Es posible que un proveedor de servicios **SBAS** supervise y envíe datos de integridad y de corrección para el satélite de órbita geoestacionaria que pertenece a otro proveedor de **SBAS.** Esto mejora la disponibilidad añadiendo fuentes telemétricas. Esta mejora no exige ninguna interconexión entre los sistemas **SBAS** y deberían proporcionarla todos los proveedores del servicio **SBAS.-**

5.1.9 Pueden aplicarse otros niveles de integración mediante una conexión única entre las redes **SBAS** (p. ej., comunicación independiente por satélite). En este caso, los **SBAS** pueden intercambiar mediciones de satélites en bruto de una o más estaciones de referencia o procesar los datos (correcciones o datos de integridad) desde sus estaciones principales. Esta información puede utilizarse para mejorar la firmeza del sistema y su exactitud mediante el promedio de los datos o su integridad mediante un mecanismo de verificación cruzada. Mejorará también la disponibilidad dentro de las áreas de servicio y la actuación técnica satisfará los **SARPS GNSS** en toda el área de cobertura (es decir, se mejoraría la supervisión de las efemérides de satélite). Por último, los datos de control y estado del **SBAS** podrían intercambiarse para mejorar el mantenimiento del sistema.-

5.2 El ABAS incluye planes de procesamiento que proporcionan:

a) vigilancia de la integridad para la solución de la posición utilizando información redundante (p. ej., mediciones múltiples de distancia). El plan de vigilancia consiste en general en dos funciones: detección de fallas y exclusión de fallas. El objetivo de la detección de fallas es detectar la presencia de una falla al determinar la posición. Al detectar una falla la exclusión adecuada de la misma determina y excluye la fuente de la falla (sin que necesariamente se identifique la fuente concreta que causa el problema), por lo que se permite que la navegación GNSS continúe sin interrupción. Hay dos clases generales de vigilancia de la integridad: vigilancia autónoma de la integridad en el receptor (RAIM) que utiliza exclusivamente información del GNSS y vigilancia autónoma de la integridad en la aeronave (AAIM) que utiliza información de sensores adicionales a bordo [p. ej., altímetro barométrico, reloj y sistema de navegación inercial (INS)];

b) ayudas continuas para la solución de posición empleándose información de otras fuentes, como INS, altimetría barométrica y relojes externos;

c) disponibilidad de ayudas para la solución de la posición (análogo a las ayudas de continuidad); y

d) ayudas de exactitud mediante técnicas de filtrado y/o la estimación de los errores remanentes al determinar las distancias.

5.3 La información ajena al GNSS puede integrarse al GNSS de dos modos:

a) integrada al algoritmo de solución del GNSS (un ejemplo es el modelo de datos de altimetría como una medición adicional por satélite); y

b) externa al cálculo básico de posición GNSS (un ejemplo es comparar los datos de altimetría con la solución GNSS en el plano vertical izándose una bandera siempre que falla la comparación).

5.4 Cada plan tiene ventajas e inconvenientes específicos y no es posible presentar una

descripción de todas las opciones posibles de integración con determinados valores numéricos de la actuación lograda. Lo mismo tiene aplicación a la situación por la que se combinan varios elementos GNSS (p. ej., GPS y GLONASS).

6 SISTEMA DE AUMENTACIÓN BASADO EN SATELITES (SBAS).-

6.1 El SBAS puede proporcionar el servicio SBAS L1 aumentando las constelaciones GPS y/o GLONASS, el servicio SBAS para constelación múltiple en doble frecuencia (DFMC) aumentando una o más constelaciones (hasta un máximo de cuatro), o ambos servicios. El servicio SBAS L1 utiliza los datos de los mensajes de L1 para dar el servicio en frecuencia única. Por su lado, el SBAS DFMC utiliza los datos de los mensajes de L5 para dar el servicio SBAS DFMC. Los mensajes SBAS y el contenido de datos de los servicios SBAS L1 y SBAS DFMC son independientes, y los usuarios sólo pueden aplicar los datos del canal de datos vinculado al servicio específico. Además, cuando el SBAS proporciona telemetría, el satélite SBAS puede usarse como fuente telemétrica en frecuencia única en L1 usando los datos de L1, o como fuente telemétrica en doble frecuencia al combinar las seudodistancias de L1 y L5 usando los datos de L5. Un SBAS está constituido por tres elementos distintivos:

a) la infraestructura de tierra;

b) los satélites SBAS; y

c) el receptor SBAS de a bordo.

6.1.1 En la infraestructura de tierra se incluyen las estaciones de supervisión y de procesamiento que reciben los datos de los satélites de navegación y calculan la integridad, las correcciones y los datos telemétricos que constituyen la señal en el espacio SBAS. Los satélites SBAS retransmiten los datos retransmitidos desde la infraestructura de tierra a los receptores SBAS de a bordo los cuales determinan la información de posición y de hora utilizando constelaciones principales de satélites y satélites SBAS. Los receptores SBAS de a bordo adquieren los datos telemétricos y de corrección y los aplican a determinar la integridad y a mejorar la exactitud de la posición obtenida.

6.1.2 La red de tierra SBAS mide la seudodistancia entre la fuente telemétrica y un receptor SBAS en lugares conocidos y proporciona correcciones independientes para los errores de efemérides de la fuente telemétrica, los errores de reloj y, además, para el servicio SBAS L1, los retardos y los errores ionosféricos. El usuario aplica un modelo de retardo troposférico.

6.1.3 El error de efemérides de la fuente telemétrica y el error de reloj que se mueve lentamente son la base primaria para las correcciones que se proporcionan en el servicio SBAS DFMC y para la corrección a largo plazo en SBAS L1. Se ajusta el reloj de la fuente telemétrica para la corrección a largo plazo y para el error troposférico, y ello constituye la base primaria para la corrección rápida que se proporciona en el servicio SBAS L1. Se combinan los errores ionosféricos entre muchas fuentes telemétricas para formar los errores ionosféricos en sentido vertical en puntos predeterminados de la retícula ionosférica. Estos errores constituyen las bases la base primaria para las correcciones ionosféricas que se proporcionan en el servicio SBAS L1. En el servicio SBAS DFMC no se proporcionan correcciones rápidas como resultado de la deriva por lentitud de movimiento del reloj de las constelaciones principales GNSS. En el servicio SBAS DFMC no se proporcionan correcciones ionosféricas porque las correcciones que proporciona este servicio se refieren a los resultados telemétricos derivados de la combinación de señales satelitales libres de ionosfera, que elimina prácticamente todo el retardo ionosférico de las mediciones telemétricas.

6.2 ÁREA DE COBERTURA Y ÁREAS DE SERVICIO DEL SBAS

6.2.1 Es importante distinguir entre el área de cobertura y las áreas de servicio de un SBAS. Un área de cobertura por lo común coincidirá con la unión de las áreas de proyección de los satélites SBAS y comprenderá una o más áreas de servicio. Las áreas de servicio las declaran los proveedores de servicio SBAS o el Estado o grupo de Estados que administran el SBAS para las operaciones ordinarias que se definen en la Tabla 3.7.2.4-1 (En ruta, APV-I, Categoría I, etc.) en donde los correspondientes requisitos de precisión, integridad y continuidad se cumplen con una determinada disponibilidad (p.ej., 99%). Algunos proveedores de servicio SBAS publican las áreas de servicio de sus sistemas (p.ej., en los parámetros de actuación de WAAS, el documento de definición del servicio de EGNOS y las AIP). El área de servicio para los servicios en ruta puede ser más amplia que para APV-I. El SBAS DFMC puede ofrecer áreas de servicio más amplias que las que ofrece el SBAS L1 con los mismos niveles de servicio. Para el receptor de GNSS, la señal en el espacio puede usarse toda vez que los niveles de protección sean inferiores a los niveles de alerta para la operación de la que se trate (límite de protección vertical < límite de alerta vertical y límite de protección horizontal < límite de alerta horizontal), independientemente de que el receptor de GNSS esté o no dentro del área de servicio correspondiente definida por el proveedor de servicio SBAS.

6.2.1.1 Los sistemas del SBAS prestan apoyo en base a algunas o a todas las funciones del SBAS definidas en el Capítulo 3, 3.7.3.4.2. Estas funciones pueden relacionarse con las operaciones a las que se presta apoyo de la forma siguiente:

a) *Telemetría:* el SBAS proporciona una fuente telemétrica para uso con otra aumentación (ABAS, GBAS u otro SBAS);

b) *Estado del satélite y correcciones diferenciales básicas:* el SBAS proporciona el servicio en ruta, de terminal y de aproximaciones que no son de precisión. Puede prestarse apoyo a distintas operaciones (p. ej., operaciones de la navegación basada en la performance) en distintas áreas de servicio;

c) *Correcciones diferenciales precisas:* el SBAS proporciona APV y servicio de aproximación de precisión (es decir, puede prestarse apoyo a APV-I y APV-II aproximaciones de precisión en distintas áreas de servicio).

6.2.2 Los servicios de aumentación basados en satélites son proporcionados por el Sistema de aumentación de área ampliada (WAAS) (Norteamérica), el Servicio europeo de complemento geoestacionario de navegación (EGNOS) (Europa y África), el Servicio Michibiki de aumentación basado en satélites (MSAS) (Japón) y la navegación asistida por GPS aumentada por satélites en órbita geoestacionaria (GEO) (GAGAN) (India). El sistema para la corrección diferencial y vigilancia (SDCM) (Rusia), el Sistema de Aumentación Basado en Satélites BeiDou (BDSBAS) (China), el Sistema satelital de aumentación de Corea (KASS) (República de Corea), el sistema de navegación aumentada para África (ANGA) (ASECNA) y la red septentrional de aumentación del posicionamiento (SPAN) (Australia y Nueva Zelandia) también están en etapa de desarrollo para proporcionar estos servicios.

6.2.3 Fuera de las áreas de servicio definidas, un SBAS puede proporcionar servicio exacto y fiable. Las funciones telemétricas, de estado del satélite, de correcciones diferenciales básicas y correcciones diferenciales libres de ionosfera son utilizables en toda el área de cobertura. La actuación de estas funciones puede ser técnicamente adecuada para prestar apoyo a operaciones en ruta, de terminal y aproximaciones que no sean de precisión, proporcionando datos de supervisión y de integridad para constelaciones núcleo de satélites o satélites SBAS. Mediante mensajes de tipo 27 o de tipo 28, el SBAS L1 mitiga errores que no puede monitorizar su red de tierra. El SBAS DFMC mitiga errores que no puede monitorizar su red de tierra mediante los mensajes de tipo 32.

6.2.4 Cada uno de los Estados tiene la responsabilidad de conceder la aprobación a operaciones basadas en SBAS dentro de su espacio aéreo. En algunos casos, los

Estados establecerán la infraestructura SBAS de tierra enlazada a un SBAS. En otros casos, los Estados pueden dar aprobación a áreas de servicio y a operaciones basadas en SBAS utilizando señales SBAS disponibles. En uno u otro de estos casos, cada uno de los Estados tiene la responsabilidad de asegurarse de que el SBAS satisface los requisitos indicados en el Capítulo 3, 3.7.2.4, dentro de su espacio aéreo, y de que se proporcionan para su espacio aéreo la notificación adecuada de condición de las operaciones y los NOTAM.

6.2.5 Antes conceder la aprobación a operaciones basadas en SBAS, el Estado debe determinar que se da un apoyo adecuado a las operaciones propuestas por uno o más SBAS. Esta determinación debe concentrarse en la posibilidad práctica de utilizar las señales del SBAS, teniendo en cuenta el emplazamiento relativo de la red de tierra para SBAS. Esto podría implicar colaborar con Estados u organizaciones responsables del funcionamiento del SBAS. Para un espacio aéreo situado a una distancia relativamente alejada de una red de tierra SBAS, sería reducido el número de satélites visibles para los cuales el SBAS proporciona el estado y las correcciones básicas. Puesto que los receptores SBAS L1 tienen la capacidad de utilizar los datos desde dos SBAS simultáneamente, y de utilizar la detección autónoma de fallas y la exclusión de ser necesaria, es posible que la disponibilidad resulte todavía suficiente para la aprobación de operaciones. A diferencia del servicio SBAS L1, que sólo puede proporcionar una estimación del retardo ionosférico cerca de la red de referencia SBAS, las correcciones diferenciales libres de ionosfera proporcionarán una solución válida en el espacio aéreo ubicado relativamente lejos de la red de referencia SBAS. En la mayoría de los casos, los servicios DFMC se superpondrán con los sistemas SBAS vecinos y los usuarios podrán pasar directamente de un sistema SBAS a otro. La combinación de fuentes telemétricas corregidas por dos o más servicios SBAS no sólo no aporta ningún beneficio, sino que además sería necesaria una delimitación adicional de errores para dar cuenta de posibles diferencias entre los servicios SBAS. Por lo tanto, no está permitido el uso de múltiples SBAS al usar el servicio en doble frecuencia.

6.2.6 Antes de publicar procedimientos basados en señales SBAS, se confía en que el Estado proporcione una supervisión del estado de los satélites y un sistema NOTAM. Para determinar el efecto de una falla de un elemento del sistema en el servicio, se utilizará un modelo matemático de volumen de servicio. El Estado puede obtener el modelo ya sea del SBAS o preparar su propio modelo. Utilizando los datos del estado actual y pronosticado de los elementos básicos del sistema y los lugares en los que el Estado ha aprobado las operaciones, en el modelo se identificaría el espacio aéreo y los aeropuertos en los que se prevé que haya interrupciones de servicio y pudiera ser utilizado para producir NOTAM. Los datos de la condición de los elementos del sistema (actuales y pronosticados) requeridos para el modelo podrían obtenerse mediante arreglos bilaterales con el proveedor del servicio SBAS o mediante una conexión de “radiodifusión” en tiempo real de los datos, si el proveedor del servicio SBAS opta por proporcionar de este modo los datos.

6.2.7 Los Estados o regiones que participen se coordinarán por mediación de la OACI para asegurar que el SBAS proporciona una cobertura mundial sin interrupciones, teniendo en cuenta la recomendación 2.2/2 b) de la 13ª Conferencia de Navegación Aérea, que llama a los Estados a evitar, en principio, imponer prohibiciones sobre el uso de los elementos GNSS disponibles si funcionan de acuerdo con los SARPS y son capaces de cumplir todos los requisitos reglamentarios y de seguridad operacional para las operaciones que pretenden utilizarlos.

6.2.8 Puesto que las coberturas de los satélites SBAS (proyección) de satélites se superponen, será necesario que el equipo SBAS controle los mecanismos de selección y transición entre los SBAS. Como mínimo, los receptores SBAS de a bordo deben ser capaces de funcionar dentro de la cobertura de cualquier SBAS. Es posible que un proveedor que únicamente ofrece servicios SBAS L1 supervise y envíe datos

de integridad y de corrección para el satélite de órbita geoestacionaria que pertenece a otro proveedor de SBAS. Para un SBAS L1, aumentar los satélites telemétricos SBAS puede mejorar la disponibilidad añadiendo fuentes telemétricas para los receptores de los usuarios que pueden rastrear satélites SBAS adicionales. Esta mejora no exige ninguna interconexión entre los sistemas SBAS y deberían proporcionarla todos los proveedores del servicio SBAS. Para el SBAS DFMC, puede usarse la señal telemétrica del PRN SBAS. La señal telemétrica proveniente de otros satélites SBAS del mismo proveedor puede usarse con aumentación mediante el mensaje de tipo 32. No se puede usar la señal telemétrica de otros proveedores de SBAS.

6.2.9 Pueden aplicarse otros niveles de integración mediante una conexión única entre las redes SBAS (p. ej., comunicación independiente por satélite). En este caso, los SBAS pueden intercambiar mediciones de satélites en bruto de una o más estaciones de referencia o procesar los datos (correcciones o datos de integridad) desde sus estaciones principales. Esta información puede utilizarse para mejorar la firmeza del sistema y su exactitud mediante el promedio de los datos o su integridad mediante un mecanismo de verificación cruzada. Mejorará también la disponibilidad dentro de las áreas de servicio y la actuación técnica satisfará los SARPS GNSS en toda el área de cobertura (es decir, se mejoraría la supervisión de las efemérides de satélite). Por último, los datos de control y estado del SBAS podrían intercambiarse para mejorar el mantenimiento del sistema.

6.3 INTEGRIDAD

6.3.1 Las disposiciones relativas a integridad son complejas puesto que algunas características están determinadas dentro de la red de tierra SBAS y trasmitidas en la señal en el espacio, mientras otras están determinadas por el equipo SBAS de la aeronave. En cuanto a las funciones de estado de los satélites, correcciones básicas y correcciones diferenciales libres de ionosfera, una incertidumbre sobre el error para las correcciones de efemérides y de reloj está determinada por la red de tierra SBAS. El modelo de esta incertidumbre sigue la varianza de una distribución normal de media cero que describe el error telemétrico diferencial del usuario (UDRE) o el error de distancia en doble frecuencia (DFRE) para cada fuente telemétrica después de la aplicación de las correcciones rápida (SBAS L1) y a largo plazo (SBAS L1 y DFMC) y de la exclusión de efectos atmosféricos y de errores del receptor.

6.3.2 En la función diferencial precisa, se determina una incertidumbre de error para la corrección ionosférica. El modelo de esta incertidumbre sigue la varianza de una distribución normal de media cero que describe el error telemétrico ionosférico residual del usuario (UIRE) L1 para cada fuente telemétrica después de la aplicación de las correcciones ionosféricas. Esta varianza está determinada por el modelo ionosférico mediante el error en sentido vertical ionosférico de una retícula de radiodifusión (GIVE).

6.3.3 Hay una probabilidad determinada de que un receptor SBAS no reciba un mensaje SBAS. Para continuar con la navegación en tal caso, el SBAS radiodifunde en la señal en el espacio, parámetros de degradación. Se utilizan parámetros en una serie de modelos matemáticos que caracterizan el error residual adicional de las correcciones diferenciales, básicas, precisas y de libre ionosfera, inducidas utilizando datos antiguos pero activos. Se utilizan estos modelos para modificar la varianza UDRE/DFRE y la varianza UIRE, según corresponda.

6.3.4 Se utilizan las incertidumbres de cada error particular descritas anteriormente en el receptor para calcular un modelo de error de la solución de navegación. Esto se hace proyectando los modelos de error de pseudodistancia al dominio de la posición. El nivel de protección horizontal (HPL) proporciona un límite del error de posición horizontal con una probabilidad obtenida a partir del requisito de integridad. De modo

análogo, el nivel de protección vertical (VPL) proporciona un límite respecto a la posición en sentido.

6.3.5 Una de las tareas más desafiantes para un proveedor SBAS es determinar las varianzas UDRE/GIVE o DFRE de modo que satisfagan los requisitos de integridad del nivel de protección sin repercutir en la disponibilidad. La actuación de cada uno de los SBAS depende de la configuración de la red, de la amplitud y de la densidad geográficas, del tipo y calidad de las mediciones utilizadas y de los algoritmos aplicados al procesamiento de los datos. En la Sección 14 se describen los métodos generales para determinar la varianza del modelo.

6.3.6 Error residual de reloj y de efemérides (σUDRE). El error residual de reloj está bien caracterizado por una distribución normal de promedio cero, puesto que son muchos los receptores que contribuyen a este error. El error residual de efemérides depende del emplazamiento del usuario. Para la función diferencial precisa, el proveedor de SBAS se asegurará de que el error residual para todos los usuarios está dentro de un área de servicio determinada según lo indicado en el □UDRE. Para la función diferencial básica, debería evaluarse el error residual de efemérides y podría determinarse que este es despreciable.

6.3.7 Error residual de reloj y efemérides libre de ionosfera (σDFRE). El error residual de reloj está bien caracterizado por una distribución normal de media cero, puesto que son muchos los receptores que contribuyen a este error. El error residual de efemérides depende del emplazamiento del usuario. Para la función de corrección diferencial libre de ionosfera, el proveedor de SBAS se asegurará de que el error residual para todos los usuarios dentro de un área de cobertura se refleje en el σDFRE. Es necesario que el error residual dé cuenta del mayor ruido en la combinación en doble frecuencia libre de ionosfera.

6.3.8 Error ionosférico vertical (σGIVE). El error residual ionosférico está bien representado por una distribución normal de promedio cero, puesto que son muchos los receptores que contribuyen a la estimación ionosférica. Los errores provienen del ruido de medición, del modelo ionosférico y de la descorrelación espacial de la ionosfera. Se mitiga el error de posición proveniente del error ionosférico mediante la correlación positiva de la ionosfera misma. Además, la distribución de error residual ionosférico tiene colas truncadas, o sea, que la ionosfera no puede crear un retardo negativo y tiene un retardo máximo.

6.3.9 Errores de elementos de aeronave. La contribución combinada de multitrayectos y del receptor está limitada, según lo descrito en la Sección 14. Este error puede subdividirse en la contribución de multitrayectos y la del receptor según lo definido en el Apéndice B, 3.6.5.5.1, y puede utilizarse el modelo estándar para multitrayectos descrito en el Apéndice B, 3.6.5.5.1.1.2. Puede tomarse la contribución del receptor a partir del requisito de exactitud (Apéndice B, 3.5.8.2, 3.5.8.4.1 y 3.5.15.3.2) y extrapolarse a condiciones de señal ordinarias. Concretamente, puede suponerse que la aeronave tiene □2air = □2receptor + □2multitrayecto , en la que se supone que □receptor está definido por el RMSpr_air especificado para el Equipo designador de exactitud a bordo A, del GBAS, y □multitrayecto está definido en el Apéndice B, 3.6.5.5.1 para el equipo SBAS L1 y 3.5.15.3.4.1 para el equipo SBAS DFMC. En la contribución de la aeronave a multitrayectos se incluyen los efectos de las reflexiones producidas por la aeronave misma. No se incluyen los errores por multitrayectos resultantes de reflexiones de otros objetos. Si la experiencia indica que estos errores no son despreciables, deben tenerse en cuenta para las operaciones. El modelo de multitrayectos estándar del Apéndice B, 3.5.15.3.4.1 da cuenta del error por multitrayectos en la combinación libre de ionosfera.

6.3.10 Error troposférico. En el receptor debe utilizarse un modelo para corregir los efectos troposféricos. El error residual del modelo está limitado por el error sistemático máximo y por la varianza definidos en el Apéndice B, 3.5.8.4.2, 3.5.8.4.3 y 3.5.15.3.4.

Los efectos de este promedio deben tenerse en cuenta en el sistema terrestre. El usuario de a bordo aplica un modelo especificado al error troposférico residual (σtropo).

6.4 CARACTERÍSTICAS RF

6.4.1 Nivel máximo de potencia de la señal *SBAS L1 GEO.* Se requiere equipo mínimo de aeronave (p. ej., RTCA/DO-229D) con el Cambio 1 para operar con una intensidad mínima de señal de –164 dBW en el puerto de la antena en presencia de interferencia ajena al RNSS (Apéndice B, 3.7) y una densidad de ruido RNSS total de –172.8 dBm/Hz. En presencia de interferencia, es posible que la eficiencia de rastreo de los receptores no sea fiable para una intensidad de señal en el puerto de la antena inferior a –164 dBW (p. ej., con satélites GEO puestos en órbita antes de 2014). Un GEO que tiene una potencia de señal inferior a –164 dBW en el puerto de la antena receptora a 5º de elevación en el suelo puede utilizarse para garantizar el rastreo de señal en un área de servicio contenida en un área de cobertura que se define por un ángulo mínimo de elevación que supera los 5º (p. ej., 10º). En este caso, se aprovecha la ganancia característica de la antena normal mínima (p. ej., RTCA/DO-301) para llegar a un compromiso entre la potencia de la señal GEO y la extensión del área de servicio en la cual debe garantizarse una señal susceptible de rastreo. Al planificar la introducción de operaciones nuevas basadas en el SBAS, se espera que los Estados lleven a cabo una evaluación del nivel de potencia de la señal en comparación con la interferencia de nivel de fuentes RNSS o ajenas al RNSS. Si el resultado de este análisis indica que el nivel de interferencia es adecuado para operar, pueden autorizarse las operaciones.

6.4.2 Nivel mínimo de potencia de señal SBAS L5. Se requiere equipo mínimo de aeronave para operar con una intensidad mínima de señal de -158 dBW en el puerto de la antena en presencia de interferencia no provocada por el RNSS (Apéndice B, 3.7) y una densidad de ruido RNSS total de –171.4 dBm/Hz. Puede usarse un satélite SBAS que tiene una potencia de señal inferior a -158 dBW en el puerto de la antena receptora a 5º de elevación en el suelo para mantener el rastreo de la señal en un área de servicio contenida en un área de cobertura que se define por un ángulo mínimo de elevación que supera los 5º (p. ej., 10º). En este caso, se aprovecha la ganancia característica de la antena normal para llegar a un compromiso entre la potencia del satélite SBAS y la extensión del área de servicio en la cual debe garantizarse una señal rastreable. Al planificar la introducción de operaciones nuevas basadas en el SBAS, se espera que los Estados lleven a cabo una evaluación del nivel de potencia de la señal en comparación con la interferencia de nivel de RNSS u otras fuentes. Si el resultado de este análisis indica que el nivel de interferencia es adecuado para operar, pueden autorizarse las operaciones.

6.4.3 Hora de red SBAS. La hora de red SBAS es una referencia de tiempo mantenida por el SBAS para fines de definir las correcciones. Al aplicar las correcciones, la solución del usuario en cuanto a la hora se relaciona con la hora de la red SBAS más bien que la hora del sistema de la constelación principal de satélites. En la señal SBAS L1 únicamente, si no se aplica ninguna corrección, entonces la solución para la posición se relacionará con una hora compuesta de constelación principal de satélites/red SBAS, dependiendo de los satélites utilizados y la exactitud resultante estará influenciada por las diferencias entre ellos. En SBAS DFMC no se permite la combinación de mediciones no corregidas con mediciones corregidas por SBAS. Los servicios SBAS L1 y SBAS DFMC son independientes. La hora de red SBAS que se usa con SBAS L1 puede ser diferente de la usada con SBAS DFMC. En SBAS DFMC, el mensaje de tipo 37 transmite un parámetro identificador de referencia horaria para informar al usuario DFMC cuál es la hora de referencia de la constelación principal usada para guiar la hora de red SBAS en SBAS DFMC (véase el Capítulo 3, 3.7.3.4.7.2, donde se especifica la diferencia horaria máxima entre la hora SNT y la hora de referencia de una constelación principal). Se refiere a la referencia horaria de

una constelación GNSS que se supondrá la constelación de referencia al calcular la posición del usuario SBAS y estimar el desfasaje horario de otras constelaciones aumentadas por el sistema SBAS.

6.4.4 Codificación convolucional y bi-binaria. En el documento RTCA/DO-229D con el Cambio 1, Apéndice A, puede consultarse información sobre la codificación y decodificación convolucional de los mensajes SBAS L1. La información sobre la codificación y decodificación convolucional de los mensajes SBAS DFMC puede consultarse en el documento EUROCAE/ED-259, Apéndice A. Las señales SBAS L5 usan codificación bi-binaria (Manchester) (véase la Sección 1). Las señales SBAS L5 sin codificación bi-binaria sólo sirven para ensayos y validación. La Figura D-19 presenta la convención de codificación bi-binaria, donde el "0" se expresa con una transición de abajo arriba ("0" durante la primera mitad del período del bit y "1" durante la segunda mitad), y el "1" con una transición de arriba abajo ("1" durante la primera mitad del período del bit y "0" durante la segunda mitad).

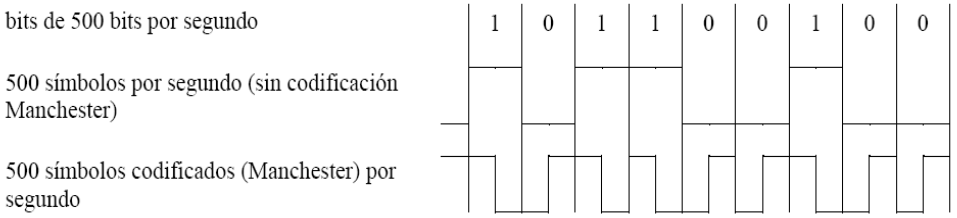


Figura D-19. Esquema de codificación bi-binaria (Manchester)

6.4.5 Temporización de mensajes. Los decodificadores convolucionales de los usuarios introducirán un retardo fijo que depende de sus respectivos algoritmos (habitualmente 5 longitudes de limitación o 35 bits), los cuales deben compensarse para determinar el SNT del SBAS de la señal recibida.

6.4.6 Características de la señal del SBAS. Las diferencias entre la fase relativa y las características del retardo de grupo de las señales del SBAS, en comparación con las del GPS, puede crear un error de sesgo del intervalo relativo de los algoritmos de rastreo del receptor. Se espera que el proveedor de servicios SBAS tenga en cuenta este error, puesto que afecta a los receptores con características de rastreo dentro de las restricciones de rastreo que figuran en el Adjunto D, 8.11, y en el Apéndice B, 3.5.15.1.1.3. En el caso de los GEO que operan la señal telemétrica L1 del SBAS, para los cuales han sido publicadas en el RTCA/DO-229D con el Cambio 1, Apéndice T, las características del filtro de RF a bordo, es de esperar que los proveedores de servicios SBAS garanticen que los UDRE limiten los errores residuales, incluidos los errores de sesgo del intervalo máximo que se especifica en el RTCA/DO-229D con el Cambio 1. Para otros satélites SBAS que operan con la señal telemétrica L1 del SBAS o la telemetría por SBAS DFMC, se espera que los proveedores de servicios SBAS trabajen con los fabricantes de equipo a fin de determinar, a través de un análisis, los errores de sesgo del intervalo máximo que puedan preverse en los receptores existentes al procesar estos satélites específicos. Este efecto puede reducirse al mínimo al garantizar que los satélites tengan una anchura de banda para la transmisión amplia y un retardo de grupo pequeño a través de la banda de paso. Además, el error de seguimiento de SBAS DFMC del Apéndice B, 3.5.15.4.1 se elabora con la presunción de que la señal L1 del SBAS que opera con telemetría por SBAS DFMC es una señal de banda ancha. Se espera que los proveedores de servicios SBAS garanticen que los DFRE limiten los errores residuales, incluidos los errores de sesgo de seguimiento para las señales telemétricas de SBAS DFMC.

6.4.7 Códigos de ruido seudoaleatorio (PRN) del SBAS. El documento RTCA/DO-229D con el Cambio 1, Apéndice A, proporciona dos métodos de generación de código PRN

para el SBAS L1. EUROCAE/ED-259, Apéndice A, proporciona un método de generación de código PRN para el SBAS L5.

6.4.8 Ruido de fase de portadora SBAS L5. Una manera práctica de cumplir el requisito de ruido de portadora del código de la señal SBAS L5 sería cumplir la especificación tabular siguiente:

Tabla D-15. Ruido de fase portadora L5

Desplazamiento de frecuencia de portadora L5 (Hz)	Ruido de fase respecto de la portadora (dBc/Hz)
0	**0**
1	**-19,5**
5	**-47,5**
10	**-52,5**
102	**-66,5**
103	**-74,5**
104	**-85,5**
105	**-90,5**
3x105	**-90,5**
Mayor a 106	**-92,5**

6.4.9 Pérdida de correlación cruzada. La pérdida de correlación cruzada se define como la razón de las dos correlaciones siguientes: 1) la señal efectivamente recibida correlacionada por referencia a una señal de referencia perfecta no filtrada; y 2) una señal normalizada no filtrada a la misma potencia total que la señal del caso 1), correlacionada por referencia a una señal de referencia perfecta no filtrada. La pérdida de correlación puede calcularse con la ecuación siguiente:

$$-20\,Log_{10}\left[\frac{C_{XY}}{\sqrt{C_{XX}}\sqrt{C_{YY}}}\right] < 1\,dB$$

donde “Cxx” es el valor que resulta de la correlación de la señal de referencia no filtrada consigo misma, “Cyy” es el valor que resulta de la correlación de la señal efectivamente recibida consigo misma, y “Cxy” es el valor resultante de la correlación de la señal efectivamente recibida con la señal de referencia no filtrada cuando ambas señales están óptimamente alineadas para una máxima correlación cruzada. El término entre corchetes en la ecuación precedente es el coeficiente de correlación entre la señal efectivamente recibida y la señal de referencia no filtrada.

6.5 CARACTERÍSTICAS DE DATOS DE LA SEÑAL L1 DEL SBAS

6.5.1 Mensajes SBAS. Debido a la anchura de banda limitada, se codifican los datos de la señal L1 SBAS en mensajes que están diseñados para minimizar el caudal requerido de datos. En el documento RTCA/DO-229D con el Cambio 1, Apéndice A, se proporcionan las especificaciones detalladas para mensajes SBAS.

6.5.2 Intervalos de radiodifusión de datos. En el Apéndice B, Tabla B-54, se especifican los intervalos máximos entre radiodifusiones de SBAS L1. Estos intervalos son tales que un usuario que entre en el área de radiodifusión de servicio SBAS en un plazo razonable. Para las operaciones en ruta, de terminal y aproximación no de precisión, se recibirán todos los datos necesarios en un plazo de dos minutos, mientras que para operaciones de aproximación de precisión será necesario un máximo de cinco minutos. Los intervalos máximos entre radiodifusiones no justifican un nivel particular de actuación en cuanto a exactitud según lo definido en el Capítulo 3, Tabla 3.7.2.4-1.

Para garantizar determinada actuación de exactitud, cada proveedor del servicio adoptará un conjunto de intervalos de radiodifusión teniendo en cuenta los distintos parámetros tales como el tipo de constelaciones (p. ej., GPS con SA, GPS sin SA), o la actividad ionosférica.

6.5.3 Tiempo hasta alerta. En la Figura D-2 se proporcionan textos explicativos para la asignación del tiempo total hasta la alerta definido en el Capítulo 3, Tabla 3.7.2.4-1. Los requisitos de tiempo hasta alerta del Apéndice B, 3.5.7.3.1, 3.5.7.4.1 y 3.5.7.5.1 (que corresponden respectivamente a la condición de los satélites GNSS, a las funciones de corrección diferencial básica y a las de corrección diferencial precisa) comprenden las asignaciones de tierra y del espacio indicadas en la Figura D-2.

6.5.4 Función troposférica. Puesto que la refracción troposférica es un fenómeno local, todos los usuarios calcularán sus propias correcciones de retardo troposférico. Una estimación del retardo troposférico para la aproximación de precisión se describe en el documento RTCA/DO-229D con el Cambio 1, igualmente pueden utilizarse otros modelos.

6.5.5 Consideraciones sobre los multitrayectos. Los multitrayectos son uno de los aspectos que más causan errores de determinación de la posición del SBAS L1 que influyen en los elementos de tierra y de a bordo. Respecto a los elementos de tierra SBAS, debe hacerse principalmente hincapié en reducir o mitigar los efectos de multitrayectos tanto cuanto sea posible, de forma que sean pequeñas las incertidumbres de la señal en el espacio. Se han estudiado muchas técnicas de mitigación tanto desde la perspectiva teórica como desde la perspectiva experimental. El mejor enfoque para poner en práctica las estaciones de referencia SBAS con errores mínimos de multitrayecto es el siguiente:

a) asegurar que se selecciona una antena con características de reducción de multitrayectos;

b) considerar el uso de técnicas de plano de tierra;

c) asegurar que la antena está colocada en un lugar con escasos efectos de multitrayectos; y

d) utilizar equipo de procesamiento del receptor a fin de reducir los multitrayectos.

6.5.6 *Expedición de datos GLONASS* Como el actual diseño GLONASS no proporciona un identificador definido para los conjuntos de datos de efemérides y de reloj, el SBAS L1 utilizará un mecanismo específico para evitar ambigüedad en las aplicaciones de las correcciones de radiodifusión. Este mecanismo se explica en la Figura D-3. Las definiciones de tiempo de latencia y de intervalo de validez con los requisitos de codificación conexos figuran en el Apéndice B, 3.5.4. El usuario puede aplicar las correcciones a largo plazo recibidas únicamente si el conjunto de datos de efemérides y de reloj GLONASS utilizado a bordo se ha recibido dentro del intervalo de validez.

6.6 BLOQUE DE DATOS DEL TRAMO DE APROXIMACIÓN FINAL (FAS) DEL SBAS

6.6.1 El bloque de datos del tramo de aproximación final (FAS) del SBAS con respecto a un procedimiento de aproximación en particular aparece en el Apéndice B, 3.5.8.4.2.6.1 y la Tabla B-57A, con una descripción adicional en el Apéndice B, 3.5.15.3.5, de los campos que usa el equipo de usuario SBAS DFMC. El formato es el mismo que el bloque de datos FAS del GBAS definido en el Apéndice B, 3.6.4.5.1 y la Tabla B-66, con las excepciones siguientes. El bloque de datos FAS del SBAS también contiene los datos HAL y VAL empleados para el procedimiento de aproximación descrito en 6.3.4. El equipo del usuario del SBAS interpreta ciertos campos de manera diferente al equipo del usuario del GBAS, y el equipo del usuario de SBAS DFMC utiliza dos campos que no usa el equipo del usuario SBAS L1. Los nuevos campos se definieron de tal forma que los bloques de datos FAS existentes que se diseñaron para el

servicio SBAS L1 sean compatibles con el equipo de usuario de SBAS DFMC. Los bloques de datos FAS con codificación APD que no es 0 sólo pueden ser usados con equipo de usuario SBAS DFMC y únicamente deberían instalarse en aeronaves con ese equipo.

6.6.2 Los bloques de datos FAS para aproximaciones con SBAS y algunas con GBAS se mantienen dentro de una base de datos de a bordo común que sirve para SBAS y GBAS. Dentro de esta base de datos, las asignaciones de canal deben ser exclusivas para cada aproximación y estar coordinadas con las autoridades civiles. Los Estados son responsables de proporcionar los datos FAS que hayan de incorporarse a la base de datos.

6.6.3 En la Tabla D-1 figura un ejemplo de la codificación del bloque de datos para el SBAS que ilustra la codificación de los diversos parámetros de aplicación, incluida la verificación de redundancia cíclica (CRC). Los valores técnicos correspondientes a los parámetros de mensajes en la tabla ilustran el procedimiento de codificación de mensajes.

6.6.4 El equipo de usuario SBAS DFMC utiliza el campo de tipo de operación del bloque de datos FAS para determinar cuál es el identificador de proveedor de servicio (SPID) que debe usar en la aproximación. El servicio SBAS DFMC transmite un SPID de cinco bits, pero el bloque de datos FAS sólo admite un SPID de cuatro bits. Para poder diferenciar los 16 valores adicionales del SPID, el equipo de usuario SBAS DFMC busca el campo de tipo de operación. El equipo de usuario que recibe un valor 0 como tipo de operación, o que no lee el campo de tipo de operación, interpreta que el SPID viene publicado con valores entre 0 y 15. El equipo de usuario que recibe un valor 8 como tipo de operación le suma 16 al valor del SPID proveniente del bloque de datos FAS, lo que genera una gama de 16 a 31. Sólo el servicio SBAS DFMC puede radiodifundir esta gama más grande, que está diseñada para uso de los sistemas SBAS que proporcionan únicamente el servicio SBAS DFMC.

Tabla D-1. Ejemplo de un bloque de datos FAS SBAS

DESCRIPCIÓN DEL CONTENIDO DE LOS DATOS	BITS USADOS	GAMA DE VALORES	RESOLUCIÓN	REGLAS DE CODIFICACIÓN *(Nota 5)*	VALORES DE DISEÑO DE PROCEDIMIENTOS PROPORCIONADOS	VALOR DB DE FAS APLICADO	DEFINICIÓN BINARIA	REPRESENTACIÓN BINARIA *(Nota 1)*	REPRESENTACIÓN HEXADECIMAL
Tipo de operación	4	[0..15]	1	0: Procedimiento de aproximación directa 1-7: Libre 8: Aproximación directa con extensión de ID de proveedor de servicio SBAS 9-15: Libre (Nota 1)	Directo	0	$m_4..m_1$	0000	08
ID de proveedor de servicio SBAS	4	[0..15]	1	Para tipo de operación = 0 0 – 13: Véase Tabla B-27 14 : GBAS solamente 15 : Todo proveedor SBAS Para tipo de operación = 8 0 – 15: ID de proveedor de servicio SBAS de 16 a 31 (véase la Tabla B-27)	EGNOS	1	$m_8..m_5$	0001	
ID de aeropuerto	32	$\alpha_1\alpha_2\alpha_3\alpha_4$	-	α_1, α_2, α_3 = [0..9, A..Z] $\alpha 4$ = [<espacio>, 0..9, A..Z] D_{OUT} = valor ASCII & 3F	LFBO	LFBO	$m_{40}..m_{33}$ $m_{32}..m_{25}$ $m_{24}..m_{17}$ $m_{16}..m_9$	"L" **00** 001100 "F" **00** 000110 "B" **00** 000010 "O" **00** 001111 *(Nota 2)*	F0 40 60 30
Número de pista	6	[01..36]	1	-	14	14	$m_{46}..m_{41}$	001110	72
Letra de pista	2	[0..3]	1	0 : Ninguna letra 1 : Derecha 2 : Centro (C) 3 : Izquierda (L)	R	1	m_{48} m_{47}	01	
Designador de ~~performance~~ actuación de aproximación	3	[0..7]	1	~~No utilizado para SBAS~~ Véase el Apéndice B, 3.5.15.3.5	0 (~~valor preestablecido~~SBAS L1 o DFMC SBAS)	0	$m_{51}..m_{49}$	000	0B
Indicador de ruta	5	α	-	α = [<espacio>, A..Z] α ≠ I y α ≠ O	Z	Z	$m_{56}..m_{52}$	11010	
Selector de datos de trayectoria de referencia	8	[0..48]	-	No utilizado para SBAS	0 (valor preestablecido)	0	$m_{64}..m_{57}$	00000000	00
Identificador de trayectoria de referencia	32	$\alpha_1\alpha_2\alpha_3\alpha_4$	-	α_1 = [E, M, W] α_2, α_3 = [0..9] α_4 = [<espacio>, A, B, D..K, M..Q, S..Z] D_{OUT} = valor ASCII & 3F	E14A	E14A	$m_{96}..m_{89}$ $m_{88}..m_{81}$ $m_{80}..m_{73}$ $m_{72}..m_{65}$	'E' **00** 000101 '1' **00** 110001 '4' **00** 110100 'A' **00** 000001 *(Nota 2)*	80 2C 8C A0
Latitud LTP/FTP	32	[-90,0°..90,0°]	0,0005 segarc	$D_{CONV1} = D_{IN}$ -> método de redondeo *(Nota 3)* $D_{CONV2} = D_{CONV1}$ -> decimal (seg) $D_{OUT} = D_{CONV2}$ x 2000 N : D_{OUT} S: Complemento de dos (D_{OUT})	D_{IN} = 43°38'38,8103" N	D_{CONV1} = 43°38'38,8105" N D_{CONV2} = 157118,8105 seg D_{OUT} = 314 237 621	$m_{128}..m_{121}$ $m_{120}..m_{113}$ $m_{112}..m_{105}$ $m_{104}..m_{97}$	00010010 10111010 11100010 10110101	AD 47 5D 48
Longitud LTP/FTP	32	[-180,0°..180,0°]	0,0005 segarc	$D_{CONV1} = D_{IN}$ -> método de redondeo *(Nota 3)* $D_{CONV2} = D_{CONV1}$ -> decimal (seg) $D_{OUT} = D_{CONV2}$ x 2 000 E : D_{OUT} W : Complemento de dos (D_{OUT})	D_{IN} = 001°20'45,3591" E	D_{CONV1} = 001°20'45,3590" E D_{CONV2} = 4845,359 seg D_{OUT} = 9 690 718	$m_{160}..m_{153}$ $m_{152}..m_{145}$ $m_{144}..m_{137}$ $m_{136}..m_{129}$	00000000 10010011 11011110 01011110	7A 7B C9 00
Altura LTP/FTP	16	[-512..6041,5]	0,1m	D_{CONV} = redondo (D_{IN}, resolución) D_{OUT} = (D_{IN} + 512) x 10	D_{IN} = 148,74m	D_{CONV} = 148,7 D_{OUT} = 6 607	$m_{176}..m_{169}$ $m_{168}..m_{161}$	00011001 11001111	F3 98
Latitud ΔFPAP	24	[-1,0°..1,0°]	0,0005 segarc	$D_{CONV1} = D_{IN}$ -> método de redondeo *(Nota 3)* $D_{CONV2} = D_{CONV1}$ -> decimal (seg) $D_{OUT} = D_{CONV2}$ x 2 000 + : D_{OUT} - : Complemento de dos (D_{OUT})	D_{IN} = -0°01'37,8973"	D_{CONV1} = -00°01'37,8975" D_{CONV2} = -97,8975" D_{OUT} = Complemento de dos (195795) D_{OUT} = 1 658 1421	$m_{200}..m_{193}$ $m_{192}..m_{185}$ $m_{184}..m_{177}$	11111101 00000011 00101101	B4 C0 BF

DESCRIPCIÓN DEL CONTENIDO DE LOS DATOS	BITS USADOS	GAMA DE VALORES	RESOLUCIÓN	REGLAS DE CODIFICACIÓN *(Nota 5)*	VALORES DE DISEÑO DE PROCEDIMIENTOS PROPORCIONADOS	VALOR DB DE FAS APLICADO	DEFINICIÓN BINARIA	REPRESENTACIÓN BINARIA *(Nota 1)*	REPRESENTACIÓN HEXADECIMAL
Longitud ΔFPAP	24	[-1,0°..1,0°]	0,0005 segarc	$D_{CONV1} = D_{IN}$ -> método de redondeo *(Nota 3)* $D_{CONV2} = D_{CONV1}$ -> decimal (seg) $D_{OUT} = D_{CONV2}$ x 2 000 + : D_{OUT} - : Complemento de dos (D_{OUT})	D_{IN} = 0°01'41,9329"	D_{CONV1} = 0°01'41,9330" D_{CONV2} = 101,9330" D_{OUT} = 203 866	$m_{224}..m_{217}$ $m_{216}..m_{209}$ $m_{208}..m_{201}$	00000011 00011100 01011010	5A 38 C0
Aproximación TCH	15	[0..163,35m] [0..3276,7ft]	0,05m 0,1ft	D_{CONV} = redondo (D_{IN}, resolución) m : $D_{OUT} = D_{IN}$ x 20 ft : $D_{OUT} = D_{IN}$ x 10	D_{IN} = 15,00m	D_{CONV} = 15,00m D_{OUT} = 300	$m_{239}..m_{233}$ $m_{232}..m_{225}$	0000001 00101100	34 81
Selector de unidades TCH de aproximación	1	[0,1]	-	0 : pies 1 : metros	m	1	m_{240}	1	
Ángulo de trayectoria de planeo (GPA)	16	[0..90,00°]	0,01°	D_{CONV} = redondo (D_{IN}, resolución) $D_{OUT} = D_{IN}$ x 100	D_{IN} = 3,00°	D_{CONV} = 3,00° D_{OUT} = 300	$m_{256}..m_{249}$ $m_{248}..m_{241}$	00000001 00101100	34 80
Anchura de curso	8	[80,00m..143,75m]	0,25m	D_{CONV} = redondo (D_{IN}, resolución) $D_{OUT} = (D_{CONV} - 80)$ x 4	D_{IN} = 105,00m	D_{CONV} = 105,00m D_{OUT} = 100	$m_{264}..m_{257}$	01100100	26
Desplazamiento de longitud Δ	8	[0..2032m]	8m	D_{CONV} = round (D_{IN}, resolución) D_{OUT} = (división de número entero de D_{CONV} por 8) + 1 D_{OUT} = 255 : valor no proporcionado	D_{IN} = 284,86m	D_{CONV} = 288m D_{OUT} = 36	$m_{272}..m_{265}$	00100100	24
Límite de alarma horizontal (HAL)	8	[0..50,8m]	0,2m	D_{CONV} = redondo (D_{IN}, resolución) $D_{OUT} = D_{IN}$ * 5	D_{IN} = 40,0m	D_{CONV} = 40,0m D_{OUT} = 200	$m_{280}..m_{273}$	11001000	13
Límite de alarma vertical (VAL)	8	[0..50,8m]	0,2m	D_{CONV} = redondo (D_{IN}, resolución) D_{OUT} = Valor * 5 D_{OUT} = 0 : no pueden utilizarse desviaciones verticales	D_{IN} = 50,0m	D_{CONV} = 50,0m D_{OUT} = 250	$m_{288}..m_{281}$	11111010	5F
CRC de tramo de aproximación final	32	[0..2^{32} -1]		D_{OUT} = resto [P(x) / Q(x)]	-	-	$r_{32}..r_{25}$ $r_{24}..r_{17}$ $r_{16}..r_9$ $r_8..r_1$	10101110 11000011 01100100 10001111	75 C3 26 F1 *(Nota 4)*

Notas.

1. *El bit más a la derecha es el LSB del valor de parámetro binario y el primer bit que se transmite a la calculadora de CRC.*
2. *Los dos bits más significativos de cada byte se ponen a 0 (véanse los caracteres en negrilla).*
3. *El método de redondeo figura en los PANS-OPS (Doc 8168) Volumen II.*
4. *El valor de la CRC de FAS se indica en el orden $r_{25}..r_{32}, r_{17}..r_{24}, r_9..r_{16}, r_1..r_8$, siendo r_i el ° coeficiente del resto R(x) según lo definido en el Apéndice B, 3.9 .*
5. *D_{IN} : valor de datos brutos, D_{CONV} : valor de datos convertidos según las reglas de codificación, D_{OUT} : valor de datos codificados.*

6.6.5 El equipo de usuario SBAS DFMC utiliza el campo de designador de actuación de aproximación (APD) para saber cuál de los servicios SBAS proporciona una actuación adecuada para el procedimiento que se indica en el bloque de datos FAS. Las modalidades de servicio son el servicio SBAS L1, el SBAS DFMC cuando hay una o más constelaciones aumentadas en condiciones de uso, y el servicio SBAS DFMC cuando las constelaciones aumentadas en condiciones de uso son dos o más. Las constelaciones están en condiciones de uso cuando el SBAS proporciona aumentación y el equipo de usuario la puede usar. Para procedimientos que requieren un nivel de actuación APV, el equipo de usuario puede comprobar el o los niveles de protección calculados por referencia al límite o los límites de alerta correspondientes para determinar si la navegación es adecuada. Para procedimientos que requieren un nivel de actuación de Categoría 1, la integridad del Capítulo 3, Tabla 3.7.2.4.-1, Nota 2 exige un análisis de seguridad operacional del sistema específico toda vez que el VAL sea superior a 10 m. Esto incluye una evaluación del rendimiento que efectúa el proveedor de servicio SBAS y que puede utilizar el ANSP para apoyar la decisión sobre el

código APD para los procedimientos publicados. Dado que el servicio SBAS DFMC tendrá un volumen de servicio apreciablemente mayor que el servicio SBAS L1, los ANSP estarán en condiciones de publicar procedimientos de aproximación con servicios SBAS DFMC que un servicio SBAS L1 no puede atender totalmente. En algunas circunstancias, el servicio SBAS L1 puede no cumplir los requisitos de disponibilidad o continuidad para la aproximación, pero sí cumplir los requisitos de actuación, por lo que podría igualmente utilizarse si se encuentra disponible. Los ANSP podrán entonces publicar el procedimiento con código APD de 5 o 6, sobre la base de la actuación del servicio SBAS L1 proporcionada por el proveedor de servicio SBAS. En algunas circunstancias, si el servicio SBAS L1 no cumple los criterios de 3.3.9, o cuando el ANSP determine que el servicio SBAS L1 no está en condiciones de uso, entonces los ANSP podrán publicar procedimientos con código APD de 1 o 2. La tabla que sigue indica cuándo son adecuados los distintos códigos de APD. Los ANSP codifican el procedimiento SBAS DFMC con un APD de 1 o 2 cuando se considera que no hay ningún servicio SBAS L1 disponible para apoyar el vuelo en el tramo de aproximación publicada.

0	• Los procedimientos basados en el nivel de actuación APV cuando el servicio SBAS L1 cumple los requisitos de disponibilidad y continuidad. • Los procedimientos que usan el nivel de actuación de Categoría 1 cuando el servicio SBAS L1 cumple los requisitos de disponibilidad y continuidad y pasa la evaluación de seguridad operacional del sistema específico.
1	• Los procedimientos basados en el nivel de actuación APV cuando el ANSP desea controlar la operación en modo DFMC únicamente con al menos una constelación. • Los procedimientos basados en el nivel de actuación de Categoría 1 cuando el servicio SBAS DFMC pasa la evaluación de seguridad operacional del sistema específico con al menos una constelación, pero no la pasa el servicio SBAS L1.
2	• Los procedimientos basados en el nivel de actuación APV cuando el ANSP desea controlar la operación en modo DFMC únicamente y se requieren dos o más constelaciones para cumplir los requisitos de disponibilidad y continuidad con el servicio SBAS DFMC. • Los procedimientos basados en el nivel de actuación de Categoría 1 cuando el servicio SBAS DFMC pasa la evaluación de seguridad operacional del sistema específico, pero no la pasa el servicio SBAS L1, y se requieren dos o más constelaciones para cumplir los requisitos de disponibilidad y continuidad con el servicio SBAS DFMC.

5	• Los procedimientos basados en el nivel de actuación APV cuando se prevé que el servicio SBAS L1 no cumpla los requisitos de disponibilidad y continuidad, mientras que el servicio SBAS DFMC cumple los requisitos de disponibilidad y continuidad con al menos una constelación. • Los procedimientos basados en el nivel de actuación de Categoría 1 cuando tanto el servicio SBAS DFMC como el servicio SBAS L1 pasa la evaluación de seguridad operacional del sistema específico, aunque se prevé que el servicio SBAS L1 no cumpla los requisitos de disponibilidad y/o continuidad.
6	• Los procedimientos basados en el nivel de actuación PV cuando la disponibilidad y continuidad se satisfacen únicamente cuando el servicio SBAS DFMC aumenta más de una constelación. No se prevé que el servicio SBAS DFMC con una constelación individual ni el servicio SBAS L1 cumplan los requisitos de disponibilidad y continuidad. • Los procedimientos basados en el nivel de actuación de Categoría 1, cuando los requisitos de disponibilidad y continuidad solo se cumplen si el servicio SBAS DFMC aumenta más de una constelación. No se prevé que el servicio SBAS DFMC con una constelación individual ni el servicio SBAS L1 cumplan los requisitos de disponibilidad y continuidad, pero todos los servicios pasan la evaluación de seguridad operacional del sistema específico.

6.6.6 El equipo de usuario no diseñado para procesar señales SBAS DFMC (p. ej., conforme a las normas RTCA/DO-229) no es necesario para usar el campo APD (véase el Capítulo 3, Apéndice B, 3.5.8.4.2.6.1), mientras que el equipo SBAS DFMC usa este campo. Los procedimientos SBAS desarrollados para el servicio SBAS L1 usan un APD codificado como 0. Así pues, el código 0 se mantiene para los procedimientos apoyados tanto por SBAS L1 como SBAS DFMC. El equipo de usuario SBAS no diseñado para procesar señales SBAS DFMC (p. ej., conforme a las normas RTCA/DO-229) debería utilizarse únicamente en combinación con bloques de datos FAS con el APD puesto en 0.

6.7 CONSIDERACIONES SOBRE EL SBAS DFMC

6.7.1 *Intervalos de radiodifusión de datos.* Los intervalos máximos de transmisión de mensajes SBAS DFMC se especifican en el Apéndice B, Tabla B-107. Estos intervalos son tales que un usuario que ingrese en el área de cobertura del servicio SBAS DFMC sea capaz de calcular una posición corregida junto con la información de integridad proporcionada por el SBAS en un lapso razonable. Para las operaciones en ruta, de terminal, y aproximación de precisión y no precisión, todos los datos necesarios se recibirán en un lapso de tres minutos, considerando un máximo de 92 satélites en la máscara de SBAS DFMC. Los intervalos máximos entre radiodifusiones no justifican un nivel particular de actuación en cuanto a exactitud según lo definido en el Capítulo 3, Tabla 3.7.2.4-1. Para garantizar una determinada actuación de exactitud, cada proveedor del servicio adoptará un conjunto de intervalos de radiodifusión teniendo en cuenta distintos parámetros tales como el número de constelaciones aumentadas y el número de satélites SBAS que use el proveedor del servicio.

6.7.2 MÁSCARA DE SBAS DFMC

6.7.2.1 *Parámetros de máscaras de SBAS.* El Apéndice B, Tabla B-91, muestra la correlación entre la máscara de satélites SBAS DFMC y los satélites GNSS. Se decidió definir satélites específicos por constelación que pueden recibir aumentación en SBAS DFMC. Quedan abarcados los números de PRN GPS 1 a

32 y 120 a 158 (PRN SBAS), número de ID GLONASS 1 a 37, SVID de Galileo 1 a 36 y número de código telemétrico BDS 1 a 37. Si cualquier constelación transmite una señal desde un satélite identificado con un parámetro que excede las gamas especificadas, ese satélite no es admisible para aumentación en SBAS DFMC. La transmisión de la máscara SBAS DFMC en el mensaje de tipo 31 es independiente de la máscara SBAS L1 que se radiodifunde en el mensaje de tipo 1, aun cuando ambos servicios son prestados por un proveedor SBAS.

6.7.2.2 *Transición de máscaras SBAS.* Dado que la norma no define cómo efectuar una transición de máscaras, los proveedores de SBAS pueden inclinarse por diferentes estrategias de transición de máscaras. El usuario necesita una máscara válida para decodificar los mensajes de integridad que se envían cada seis segundos en los mensajes de tipo 34, 35 o 36. El usuario debe recibir un mensaje válido de integridad como mínimo cada 12 segundos para seguir con una operación vertical porque los parámetros de integridad expiran después de 12 segundos. El mensaje de máscara de satélite (tipo 31) es válido por 360 segundos. Así, un método de transición de máscaras puede consistir en iniciar la transición con la transmisión de un nuevo mensaje de tipo 31 y a la vez seguir haciendo referencia al viejo mensaje de tipo 31 en los mensajes de integridad. Después de la segunda (o tercera) transmisión del nuevo mensaje de tipo 31, el SBAS efectúa la transición de los mensajes de integridad para pasar a usar el nuevo mensaje de máscara de satélite. Los usuarios deberían poder recibir la nueva máscara de satélite con dos o tres transmisiones, y entre tanto continuarían operando normalmente. Existen otras formas de transición de máscaras de satélites, como transmitir dos mensajes de integridad por ciclo, uno donde se use la máscara de satélite anterior u otro con la nueva. Los proveedores de SBAS deben evaluar el impacto que pueda tener en la continuidad del servicio el mecanismo escogido de transición de máscaras de satélites SBAS si el usuario se pierde algunos mensajes.

6.7.3 *Generación de almanaques y efemérides SBAS DFMC.* El propósito de los mensajes de efemérides y almanaque de SBAS DFMC es proporcionar un conjunto de parámetros keplerianos. Este diseño permite usar los satélites SBAS que no tienen órbita geoestacionaria. Los mensajes de efemérides y almanaque de SBAS DFMC permiten la radiodifusión de los satélites en posición orbital MEO, HEO, IGSO y GEO. Para algunos casos especiales de órbitas, como las de baja inclinación (geoestacionarias) o las órbitas circulares con excentricidad nula, algunos de los parámetros keplerianos no están bien definidos y en consecuencia no son únicos. Existen conjuntos válidos de parámetros keplerianos, y el usuario será capaz de determinar correctamente la posición del satélite si el SBAS genera parámetros válidos. Los proveedores de SBAS pueden asignar valores constantes a los parámetros problemáticos, y de esa forma las efemérides y almanaques resultantes convergerán para producir una buena solución. El cálculo de SBAS elimina la velocidad de ascensión recta del nodo ascendente (RAAN), dado el corto lapso de validez de las efemérides. La adecuada selección de la corrección armónica para el argumento de latitud puede corregir el error provocado por la eliminación de la RAAN en el caso del satélite geoestacionario. Para el caso de órbitas inclinadas, el error no es despreciable y la compensación debe entonces incorporar el ángulo de inclinación (Idot) en la combinación con Cus y Cuc. Estos parámetros de corrección se escogieron en general porque permiten correcciones (groseras) longitudinales (Cus, Cuc) y transversales (Idot). Puesto que hay otros parámetros que dan cuenta de la eliminación de la velocidad RAAN, un intervalo largo de adaptación de parámetros puede degradar la exactitud de la posición satelital de SBAS.

6.7.4 CONSIDERACIONES SOBRE LA INTEGRIDAD

6.7.4.1 Generalidades. Si bien las correcciones de SBAS eliminan el error observable, persiste un margen de incertidumbre respecto del error residual. El segmento de

tierra de SBAS selecciona los DFRE que radiodifundirá para delimitar el nivel de protección respecto de los errores residuales de posición del usuario tras la aplicación de las correcciones de SBAS. Este segmento debería dar cuenta de la creciente incertidumbre en el error nominal que se produce cuando el usuario aplica datos de aumentación recibidos que siguen siendo válidos (es decir, que no han expirado). Puede elegir y transmitir los correspondientes una alerta en condiciones normales durante el período de validez de las correcciones y de los DFRE. A medida que aumenta la incertidumbre, el SBAS podrá aumentar los DFRE para mantener una delimitación adecuada. Siempre que los parámetros de degradación agreguen una delimitación suficiente para cumplir los requisitos de integridad del Apéndice B, 3.5.14.3, el aumento de los DFRE vigentes para cubrir el comportamiento nominal no hará necesaria una alerta para proteger a los usuarios que todavía estén aplicando los valores activos viejos. Tal como se especifica en el Apéndice B, 3.5.14.4.2, el sistema SBAS debe vigilar para detectar fallas telemétricas de los satélites y controlar la aplicabilidad de los datos SBAS activos. Durante esta vigilancia, el SBAS debe mantener la integridad. Para algunos comportamientos vigilados, como una falla de reloj, si los errores son compatibles con el diseño del sistema y análisis de integridad de SBAS y se mantienen dentro de los límites de los DFRE activos transmitidos previamente en combinación con los parámetros de degradación, el SBAS no debería transmitir una alerta a fin de mantener la continuidad. Si el SBAS determina que los datos viejos pero activos con las degradaciones aplicadas no cumplirán el requisito de integridad, entonces radiodifundirá una alerta por ese satélite. La alerta puede tomar la forma de unos DFREI más altos, hasta llegar al valor que indica “No usar en modo SBAS”. Para los demás casos vigilados, como la detección de una calidad de señal anormal, puede ser más conveniente para el SBAS radiodifundir una alerta para el satélite directamente de “No usar en modo SBAS”.

6.7.4.2 *Mecanismo.* Existen distintas formas de dar una alerta. La secuencia de alerta es una transmisión de como mínimo cuatro instancias consecutivas de datos que irán a mitigar la información confusa. Para un satélite individual, por lo común alcanza con transmitir DFRE más altos para delimitar el error. Con esto se protegen todos los datos del satélite, incluidos los que tienen períodos de expiración más largos. Al usar de esta forma los DFRE como alerta, una vez solucionada la condición que la motiva es posible restablecer rápidamente el funcionamiento nominal transmitiendo DFRE nominales. El SBAS debería tener previsto que el usuario se perderá algunos mensajes, y que podría estar usando datos transmitidos anteriormente que todavía no han expirado. Al enviar datos de DFRE mayores para mitigar la información confusa, el SBAS envía el nuevo DFRE en cuatro mensajes consecutivos como mínimo. Dado que los términos del DFRE se encuentran en varios mensajes diferentes, es posible combinar mensajes para lograr esta repetición; por ejemplo, cuatro mensajes consecutivos de tipo 32 o cuatro mensajes consecutivos de tipo 34/35/36, o una combinación de cuatro mensajes consecutivos de tipo 32 y de integridad.

6.7.4.3 *Uso del mensaje de tipo 0 para las alertas.* Si fuera necesario eliminar datos activos del receptor del usuario, el SBAS puede transmitir mensajes de tipo 0. Si los datos activos generan información confusa, el SBAS puede usar el mensaje de tipo 0 como alerta y enviarlo en cuatro mensajes consecutivos. Recibir mensajes de tipo 0 hará que los usuarios dejen de usar los datos de L5 enviados por el satélite radiodifusor por el enlace respectivo. Por lo general, no es necesario usar mensajes de tipo 0 como alerta de satélites individuales, porque los DFREI más altos cumplen el mismo fin con menor repercusión en el servicio SBAS.

6.7.4.4 *Mensajes perdidos y uso de mensajes de tipo 0.* Dado que la alerta debe enviarse cuatro veces, un receptor podría no percibirla si se pierde cuatro mensajes consecutivos. Por razones de seguridad operacional durante las operaciones de aproximación, cuando el receptor se pierde cuatro mensajes debe invalidar todos

los DFREI/DFRECI (véase el Apéndice B, 3.5.15.1.4.15). El receptor podría seguir usando datos de corrección al recibir un conjunto adecuado de DFREI sin otros cambios, como sucedería al recibir un mensaje de tipo 35 o de tipo 36. El SBAS debería considerar la posibilidad de que el receptor del usuario se pierda una secuencia de alerta y seguir transmitiendo DFREI o DFRECI que se correspondan con el valor de la alerta para todos los datos de corrección que sigan siendo válidos. Esto también es así tras la radiodifusión de un mensaje de tipo 0. Si el usuario se pierde cuatro o más mensajes, únicamente hará expirar el DFREI/DFRECI pero no eliminará ningún otro dato. En consecuencia, el SBAS debería considerar cómo retomar la secuencia nominal de radiodifusión después de una secuencia de alerta con mensajes de tipo 0. El SBAS podría seguir transmitiendo mensajes de tipo 0, o inhabilitar los satélites afectados hasta que los datos transmitidos que provocan la confusión hayan expirado. La transición de la alerta con mensajes de tipo 0 a la alerta con el aviso de “No usar con SBAS” puede hacer que el usuario no deba esperar tanto para usar nuevos datos de SBAS.

6.7.5 DATOS DE INTEGRIDAD

6.7.5.1 Mensajes de integridad. El concepto de SBAS DFMC definió tres tipos de mensajes para proporcionar información de integridad con una repetición no superior a los seis segundos. El SBAS DFMC radiodifundirá datos de integridad para todos los satélites que estén en la máscara de satélites (mensaje de tipo 31), pudiendo usar cualquier combinación de estos mensajes. Los mensajes de integridad son los de tipo 34, 35 y 36. El mensaje de tipo 35 proporciona la información de DFREI para los primeros 53 satélites en el mensaje de tipo 31 (máscara) y puede ser el único mensaje que se use cuando el SBAS está aumentando 53 o menos satélites. El mensaje de tipo 36 es similar al de tipo 35, y se usan juntos para transmitir la información de DFREI para los satélites 54 a 92. Al usar un mensaje de tipo 35/36 en par se duplica el número de mensajes de integridad que se envían, lo que podría reducir la capacidad de enviar otra información (por ej., correcciones) con más frecuencia en comparación con el mínimo exigido. El mensaje de tipo 34 es una opción para dar información de integridad para un máximo de 92 satélites en un único mensaje SBAS.

6.7.5.2 Uso del mensaje de integridad. El mensaje de tipo 34 constituye una forma de proporcionar información de integridad para un máximo de 92 satélites en un único mensaje usando un indicador de cambio de DFRE (DFRECI) de dos bits en lugar de un DFREI de cuatro bits para cada satélite. El mensaje de tipo 32 proporciona el DFREI real. Para la mayoría de las operaciones, el DFREI se mantendrá inalterado o sólo se incrementará por uno durante su período de expiración. En consecuencia, el indicador de dos bits tiene únicamente cuatro estados que indican lo siguiente: 1) DFREI sin cambios: se usa para indicar que todos los DFREI válidos transmitidos siguen siendo válidos; 2) aumenta el DFREI un escalón; 3) el mensaje de tipo 34 proporcionará un nuevo DFREI en uno de siete espacios reservados para las actualizaciones del DFREI en el mensaje; o 4) indica que el satélite no debe usarse con SBAS. El usuario podría aplicar el indicador al último DFREI recibido que no haya expirado. El diseño del sistema SBAS contempla la posibilidad de que el usuario se pierda los valores de DFREI y/o DFRECI transmitidos previamente. El SBAS no puede dar por hecho que el usuario tenga el último DFREI, y vigila todos los datos transmitidos que sean viejos pero estén activos para cumplir el requisito de integridad del Apéndice B, 3.5.14.3.1. El SBAS puede proporcionar siete DFREI en el mensaje de tipo 34. Si el proveedor de SBAS necesita aumentar más de siete DFREI por más de un valor DFREI, podrá escoger entre dos opciones: tomar los satélites que no puedan codificarse en el campo de DFREI y designarlos como “No usar con SBAS” o proporcionar DFREI usando el mensaje de tipo 35 o 36. El proveedor de SBAS puede transmitir un DFRECI con valor 0 correspondiente a un DFREI de valor más

alto existente cuando pudiera transmitirse uno de valor más bajo. El escalón de DFRECI no es acumulativo y se puede aplicar a cualquier DFREI transmitido que todavía pudiera ser válido. Cada mensaje de tipo 32 de corrección de satélite contiene un DFREI. Un DFREI enviado en un mensaje de tipo 32 sigue siendo válido hasta que expira, a menos que se haya enviado un nuevo DFREI en múltiples mensajes consecutivos de tipos 34, 35 o 36. Cuando el SBAS envía un nuevo DFREI en todos los mensajes de integridad transmitidos durante el período de validez del DFREI, puede considerar que el usuario tendrá el nuevo DFREI y que se ha sustituido el valor del DFREI transmitido en el mensaje de tipo 32 anterior.

6.7.5.3 *Uso del mensaje de integridad de SBAS DFMC para alertas.* Cuando el SBAS aumenta un máximo de 53 satélites o usa el mensaje de tipo 34, puede enviar una secuencia de alarma usando mensajes consecutivos de tipo 34 o 35 y cumplir el requisito de alarma. Si aumenta más de 53 satélites y elige usar el par de mensajes de tipo 35/36, la lógica de la alerta se vuelve más compleja. Si todos los satélites para los que es preciso dar la alerta están en el mismo tipo de mensaje, se podría enviar ese tipo de mensaje muchas veces para cumplir el requisito de alerta. Si los satélites que necesitan la alerta están distribuidos entre los mensajes de tipo 35 y 36, se volverá necesario pasar a usar el mensaje de tipo 34 o un mensaje de tipo 0 para alertar sobre los satélites. El mensaje de tipo 34 es la opción preferida para limitar la perturbación del servicio, dado que al usar el mensaje de tipo 0 es preciso recuperar todos los datos de SBAS.

6.7.6 *Actualización de la tabla de escala DFREI.* El mensaje de tipo 37 contiene parámetros relacionados con la integridad que se usan en las ecuaciones de HPL y VPL de SBAS DFMC. En particular, el mensaje de tipo 37 contiene una tabla de escala de DFREI que permite vincular los valores de DFREI transmitidos con el valor sigma del error telemétrico en doble frecuencia que sirve para calcular el nivel de protección. Dado que el contenido del mensaje de tipo 37 está relacionado con el diseño de SBAS, es de suponer que sus parámetros rara vez cambien. Sin embargo, cuando se da el caso de que ese contenido cambia, el proveedor de SBAS debe cerciorarse de que los receptores SBAS mantengan la integridad durante el cambio. Puede lograrlo transmitiendo un mensaje de tipo 0 para eliminar en los receptores SBAS los datos viejos del mensaje de tipo 37, inflando los valores DFREI transmitidos para todos los satélites, alertando de determinados satélites que no pudieran mantener la integridad, o sin ningún cambio si los receptores SBAS mantendrán la integridad al usar datos transmitidos en el mensaje de tipo 37 que sean válidos.

6.7.7 *Tiempo hasta alerta*. En la Figura D-2 también se proporcionan textos explicativos en el marco del SBAS DFMC para la distribución del tiempo total hasta la alerta definido en el Capítulo 3, Tabla 3.7.2.4-1.

6.7.8 *Función troposférica.* En 6.5.4 se describe una estimación del retardo troposférico para la aproximación de precisión.

6.7.9 *Consideraciones sobre los multitrayectos.* Los multitrayectos son el fenómeno que más contribuye a que se produzcan errores de determinación de la posición con SBAS DFMC que afectan tanto a los elementos de tierra como de a bordo, particularmente por efecto de la combinación libre de ionosfera de mediciones en doble frecuencia corregidas por SBAS. Las técnicas de mitigación para los elementos SBAS de tierra que se describen en 6.5.5 son igualmente válidas para el SBAS DFMC.

6.7.10 *Reinicio de número de semana*. El valor 15 de la cuenta de reinicio de número de semana (WNROcount) indica que el parámetro no es válido. El receptor SBAS DFMC puede usar el parámetro de la WNROcount para resolver la posible

ambigüedad del valor del número de reinicio de semana truncado (WNx) transmitido a través de los datos de navegación GNSS si el SBAS transmite un WNROcount entre 0 y 14. En este caso, el WNROcount se procesa de la siguiente manera:

• Si el número de reinicio de semana truncado (WNx) de la constelación GNSS designado por un mensaje de tipo 37 es igual al valor máximo $\overline{WN}-1$ y el número de día actual de la semana es 7 y la hora de referencia $ttaa$ corresponde al día número 1 de la semana en la hora de referencia de una constelación GNSS, el número total de semanas (WN) transcurridas desde el inicio de la hora de referencia GNSS se obtiene a partir de:

$$WN = (WNRO_{count} - 1) \times \overline{WN} + WN_x = WNRO_{count} \times \overline{WN} - 1$$

• Si el número de reinicio de semana truncado (WNx) de la constelación GNSS designado por un mensaje de tipo 37 es 0, y el número de día actual de la semana es 1 y la hora de referencia ta corresponde al día número 7 de la semana en la hora de referencia de una constelación GNSS, el número total de semanas (*WN*) transcurridas desde el inicio de la hora de referencia GNSS se obtiene a partir de:

$$WN = (WNRO_{count} + 1) \times \overline{WN} + WN_x = (WNRO_{count} + 1) \times \overline{WN}$$

- En los demás casos:

$$WN = WNRO_{count} \times \overline{WN} + WN_x$$

6.7.11 *Consideraciones sobre el paso de un día al otro.* Los parámetros t_d, t_a y t_e se expresan en segundos del día ajustados por el paso de un día al otro. El usuario puede aplicar el siguiente mecanismo para determinar el día de referencia de un parámetro t_d, t_a o t_e recibido en un mensaje transmitido en la época t. Si se toma el caso de un parámetro t_d, donde t y td están expresadas en segundos del día:

- Si –43 200 ≤ (td -t) ≤43 199, t_d está expresada en segundos del día en que se transmite el mensaje;
- Si (t_d -t) < - 43 200, t_d está expresada en segundos del día siguiente al día de transmisión del mensaje; y
- Si (t_d -t) > 43 199, t_d está expresada en segundos del día anterior al día de transmisión del mensaje;

Este mecanismo puede aplicarse a t_a y t_e, sustituyendo t_d por t_a o t_e.

6.7.12 *Cálculo de la posición en SBAS DFMC.* El Apéndice B, 3.5.12.4, proporciona el protocolo para calcular la posición a partir de dos constelaciones aumentadas por SBAS. Suponiendo que un SBAS aumenta un número N de constelaciones, donde N es igual o superior a tres, la estimación mínima cuadrática ponderada linealizada X incluye N - 2 elementos adicionales por los desfasajes horarios entre la constelación adicional y la constelación de referencia 1. Además, la matriz de observación G, descrita en el Apéndice B, 3.5.12.4 c), se modifica para integrar N - 2 columnas adicionales de parámetros horarios. Dichos parámetros horarios equivalen a 1 para todos los satélites de esta constelación específica al establecer el parámetro para el número de columna correspondiente

a la columna de desfasaje horario de esta constelación en X. En los demás casos, equivalen a 0.

6.7.12.1 *Matriz de observación G alternativa.* La solución de navegación en SBAS DFMC puede calcularse con la matriz de observación G siguiente como alternativa a la que se define en el Apéndice B, 3.5.12.4:

$$G_i = [-\cos El_i \cdot \text{sen}Az_i \quad -\cos El_i \cdot \cos Az_i \quad -\text{sen}El_i \quad n_{i,1} \quad n_{i,2}] = i^{\text{ésima}} \text{ fila de G}$$

Donde

$n_{i,1}$ es “1” si el satélite es parte de la constelación de referencia C1, o “0” si es parte de la constelación C2;

$n_{i,2}$ es “0” si el satélite es parte de la constelación de referencia C1, o “1” si es parte de la constelación C2;

Si la $i_{ésima}$ hilera de G corresponde a la medición telemétrica de SBAS:

$n_{i,1}$ es “1” si C1 es GPS o “0” si no lo es;

$n_{i,2}$ es “1” si C2 es GPS o “0” si no lo es;

Si el SBAS que proporciona medición telemétrica no está aumentando el GPS, se debe resolver el desplazamiento de relojes de SBAS introduciendo una incógnita adicional:

$n_{i,3}$ es “1” si C1 y C2 no son GPS (incógnita adicional para resolver el desplazamiento de relojes de la constelación telemétrica de satélites SBAS).

El vector de la solución de navegación que se obtiene con la matriz de observación adicional es:

$$X = [x, y, z, ct_{C1}, ct_{C2}]$$

donde:

t_{C1} es el sesgo del reloj del receptor con respecto a la hora de referencia de la constelación 1

t_{C2} es el sesgo del reloj del receptor con respecto a la hora de referencia de la constelación 2

6.7.13 PRN dobles provenientes de un satélite SBAS

6.7.13.1 Asignación de códigos de PRN SBAS a los satélites. Para las operaciones de aproximación con guía vertical, el análisis de seguridad operacional del sistema supone que el equipo del usuario rastreará dos satélites diferentes (identificados por código de PRN), si los hubiera disponibles, para reforzar la continuidad de la operación. La transmisión de dos PRN a partir del mismo satélite SBAS hace que el satélite quede en condición de falla común entre los dos PRN SBAS, lo que podría afectar su capacidad de mantener el nivel de continuidad para esas operaciones.

6.7.13.2 Múltiples distancias SBAS provenientes del mismo satélite. Cuando un mismo satélite SBAS transmite dos PRN telemétricos, se plantea el problema de que el equipo del usuario utilice ambas fuentes telemétricas como si fueran independientes. Frente a dos PRN telemétricos provenientes del mismo satélite SBAS, la máscara SBAS DFMC puede prohibir que el usuario utilice ambas señales en una misma solución de posición, dado que está obligado a tomar toda la información que use de un único PRN SBAS. Por lo tanto, el SBAS debería

evitar que se use la segunda señal telemétrica SBAS del mismo satélite asegurándose de que el número de posición orbital del segundo satélite telemétrico no sea “1” en la máscara de satélites recibida con la primera señal de PRN SBAS, y viceversa.

6.7.14 Operaciones de prueba. Antes de recibir la certificación que habilite su uso para la aviación, el SBAS transmite un mensaje de tipo 0, “No usar”. El equipo aeronáutico procesará este mensaje de tipo 0 eliminando los datos SBAS recibidos de ese satélite. Durante las pruebas previas a la entrada en servicio en que el SBAS es capaz de calcular datos válidos, algunos proveedores de SBAS pueden transmitir datos válidos en el mensaje de tipo 0. Los receptores no afectados a actividades críticas para la seguridad de la vida pueden optar por usar estos datos para calcular soluciones de posición SBAS. Para los mensajes de L1, algunos proveedores SBAS colocan datos de tipo 2 en el mensaje de tipo 0. Para los mensajes de L5, los proveedores SBAS pueden colocar en el mensaje de tipo 0 datos propios de los mensajes de tipo 34, 35 o 36. Para decidir de cuál de los tres mensajes de integridad usar contenido para transmitir en el mensaje de tipo 0, los proveedores de SBAS pueden usar los bits 222 y 223, con la siguiente convención:

“00” Ningún dato de integridad
“01” Datos de tipo 34
“10” Datos de tipo 35
“11” Datos de tipo 36

Los proveedores de SBAS pueden elegir una codificación diferente de los mensajes de tipo 0 en las operaciones de prueba.

6.7.15 *Consideraciones sobre los satélites sin órbita geoestacionaria.* Los satélites que no tienen órbita geoestacionaria requieren diversas consideraciones. Por su mayor excentricidad, estos satélites presentan desviaciones de potencia y desplazamiento Doppler que exigen del proveedor SBAS una mayor consideración. Los análisis indican que con una excentricidad superior a 0,15 se produce un diferencial de potencia de la órbita por encima de los 3 dB que requiere algún tipo de control de potencia a bordo. El cambio de distancia de la órbita hace que la potencia de radiodifusión de una infraestructura de satélite con potencia constante quede fuera de la potencia máxima o mínima requerida en algún punto a lo largo de su órbita. Con una excentricidad superior a 0,3, el desplazamiento Doppler del satélite en el perigeo excederá el desplazamiento Doppler máximo especificado. Algunos equipos de usuario podrían ser incapaces de seguir rastreando este satélite en el perigeo. En general, las órbitas altamente excéntricas se usan para aumentar el tiempo de permanencia del satélite sobre una región particular durante el apogeo de su órbita. En consecuencia, el hecho de que el equipo de usuario no pueda rastrear el satélite cuando está en su perigeo podría no interferir con el servicio SBAS buscado. En consonancia con estos análisis, el Apéndice B, 3.5.14.1.4, establece que los satélites SBAS no geoestacionarios tengan un desplazamiento Doppler de ± 7 kHz.

6.7.16 CONVERSIÓN DE SNT A UTC.

6.7.16.1 Los usuarios calculan la hora que se referencia en la SNT en cada época resolviendo la solución de navegación SBAS DFMC. El mensaje opcional de tipo 42 proporciona los parámetros para convertir la hora que se referencia en la SNT a la hora que se referencia en la UTC.

6.7.16.2 La SNT está alineada con la hora de la constelación principal identificada en el identificador de referencia horaria que SBAS transmite en el mensaje de tipo 37. La constelación principal transmite parámetros para convertir la hora de la constelación en hora UTC sin período de validez. El proveedor de servicios SBAS

puede transmitir un mensaje de tipo 42 con los parámetros de conversión a UTC correspondientes a los transmitidos por la constelación principal de referencia, y no garantizar el período de validez asignándole a dicho parámetro un valor “000”. También puede transmitir ese mensaje con otros valores en el parámetro de período de validez para brindar un servicio más exacto de conversión a UTC (véase el Apéndice B, 3.5.11.6).

6.7.16.3 En condiciones de operación nominal, los parámetros de conversión a UTC que se transmiten en el mensaje de tipo 42 son válidos durante un período equivalente al período de validez indicado en el parámetro. El parámetro de estado de desplazamiento respecto de UTC proporciona un mecanismo para invalidar los parámetros transmitidos en el mensaje anterior de tipo 42 cuyo período de validez (VP) no ha expirado aún. En tal caso, los usuarios deberían descartar los parámetros de conversión a UTC recibidos en el mensaje anterior de tipo 42 y comenzar a usar los del último mensaje de ese tipo recibido, en su caso (esto es, un identificador de norma UTC que no tenga valor 7).

7 GRABACIÓN DE PARÁMETROS GNSS.-

7.1 Para poder realizar las investigaciones después de incidentes y accidentes **(Capítulo 2, 2.4.3** de este **Reglamento**), es necesario grabar la información **GNSS** tanto para el sistema de aumentación como para la constelación apropiada del sistema principal **GNSS** utilizada en la operación. Los parámetros que deben grabarse dependen del tipo de operación, el sistema de aumentación y los elementos principales empleados. Todos los parámetros a disposición de los usuarios dentro de un área de servicio en particular deberían grabarse en emplazamientos representativos dentro del área de servicio.-

7.2 El objetivo no es garantizar de manera independiente que el **GNSS** está funcionando correctamente, ni tampoco proporcionar otro nivel de supervisión del sistema con el fin de detectar anomalías en el funcionamiento o en los datos de entrada para un proceso **NOTAM.** No es necesario que el sistema de grabación sea independiente del servicio **GNSS**, y puede delegarse a otros Estados u organismos. Para hacer posible la reconstrucción futura de las indicaciones de posición, velocidad y tiempo que proporcionan las configuraciones **GNSS** específicas, se recomienda registrar los datos continuamente, en general a cada **1 Hz.-**

7.3 En el caso de los sistemas **GNSS** principales, deberían grabarse para todos los satélites los siguientes elementos que son objeto de supervisión:

a) Portadora del satélite observado a densidad de ruido **(C/N_0);**

b) Código de Seudodistancia en bruto del satélite observado y mediciones de fase de la portadora;

c) Mensajes de navegación de satélites de radiodifusión, para todos los satélites a la vista; y

d) Información acerca de la condición del receptor de grabación pertinente.

7.4 En el caso del **SBAS,** deberían grabarse los siguientes elementos supervisados, para todos los satélites geoestacionarios a la vista además de los elementos supervisados del sistema principal **GNSS** que se enumeran a continuación:

a) Portadora del satélite geoestacionario observado a densidad de ruido **(C/N_0);**

b) Código de Seudodistancia en bruto del satélite geoestacionario observado y mediciones de fase de la portadora;

c) Mensajes de datos **SBAS** de radiodifusión; y

d) Información acerca de la condición del receptor pertinente.

7.5 En el caso del **GBAS**, deberían grabarse los elementos supervisados siguientes, además de los elementos que se supervisan del sistema principal **GNSS** y del **GBAS** ya mencionados (si corresponde):

a) Nivel de potencia de la **VDB;**

b) Información acerca de la condición de la **VDB;** y

c) Mensajes de datos **GBAS** de radiodifusión.-

7.5.6.1.6 *Requisitos de que los subsistemas de tierra del FAST D ayuden a mitigar los errores ocasionados por anomalías ionosféricas*. Aunque gran parte de la responsabilidad de mitigar los errores ionosféricos se atribuyó al segmento de a bordo, existe un requisito impuesto a los subsistemas de tierra del FAST D que es necesario para ayudar a mitigar dichos efectos. En el Apéndice B, 3.6.7.3.4, se especifica que el subsistema de tierra es responsable de garantizar la mitigación de los gradientes de retardo espacial ionosférico. El subsistema de tierra garantiza que el valor del error de seudodistancia corregido máximo (EIG) calculado a partir de los datos de tipo 2 no exceda de 2,75 metros en todos los LTP relacionados con pistas que apoyen procedimientos GAST D. Una opción disponible al fabricante consiste en restringir la distancia entre el punto de referencia GBAS y el LTP. En algunos casos, puede ser conveniente permitir el servicio GAST D en los LTP en los que EIG sobrepase 2,75 m. Esto podría tener un impacto en la disponibilidad del servicio GAST D para esa aproximación particular. Entonces, el proveedor de servicios debería evaluar si la actuación esperada es adecuada para el servicio previsto. Véase orientación sobre cómo se puede hacer la evaluación de la disponibilidad en 7.5.13.1.

7.5.6.1.7 Modelos de amenazas de anomalías ionosféricas empleados para la validación del GAST D. Como se expuso anteriormente, la mitigación de los errores que pueden provocar las anomalías ionosféricas se logra mediante la monitorización combinada a cargo de los sistemas de a bordo y de tierra. La eficacia de la monitorización requerida se ha demostrado por medio de la simulación y el análisis, y se ha demostrado que los errores máximos en la salida de la monitorización se ajustan a los criterios de certificación de la aeronavegabilidad para la gama de anomalías que figura a continuación. Esta gama de anomalías se describe en términos de un “espacio de amenazas estándares” que consiste en un modelo de anomalías ionosféricas que define los atributos físicos de la anomalía ionosférica. El modelo que se describe en 7.5.6.1.7.1 es una versión conservadora del modelo elaborado para la parte continental de los Estados Unidos. Este modelo ha demostrado limitar la amenaza ionosférica evaluada en varias otras regiones de latitud media con respecto al ecuador magnético. Datos recientes recogidos en algunas regiones de latitud baja con respecto al ecuador magnético han mostrado condiciones ionosféricas relacionadas con el agotamiento de la densidad ionosférica local (“burbujas de plasma”) que superan este modelo de amenazas. Por ejemplo, la investigación del Equipo Especial de Estudios Ionosféricos de la Región Asia Pacífico (APAC ISTF) ha dado como resultado la creación de un modelo de referencia de amenazas a latitudes bajas. Los modelos de amenazas definen un ambiente ionosférico respecto del cual se sabe que la monitorización normalizada produce una actuación aceptable por cada seudodistancia. Cada proveedor de servicios debería evaluar si el modelo de espacio de amenazas estándares que se describe a continuación es apropiado para las características ionosféricas de la región donde el GBAS deba prestar apoyo al servicio GAST D. Esta evaluación debería efectuarse siempre, independientemente de cuáles sean las latitudes. Si un proveedor de servicios determina que el comportamiento ionosférico no está adecuadamente caracterizado en este modelo de amenazas (p.ej., para una región de

comportamiento ionosférico excepcionalmente severo), ese proveedor de servicios debe tomar las medidas que correspondan para asegurarse de que los usuarios no estén expuestos a anomalías ionosféricas con características que se salgan de la gama definida en el espacio de amenazas estándares, pudiendo optar por:

1. alterar las características de su subsistema de tierra; y/o
2. introducir monitorización adicional (interna o externa al GBAS); y/o
3. introducir otras medidas operacionales de mitigación que limiten la exposición de los usuarios a condiciones ionosféricas extremas.

Entre los posibles cambios en el subsistema de tierra que pueden reducir estos riesgos figuran restricciones más severas relativas al emplazamiento (véase 7.5.6.1.6) y una mejor actuación de monitorización por parte del subsistema de tierra (Apéndice B, 3.6.7.3.4). Otra estrategia de mitigación es la monitorización del clima espacial (externa al sistema GBAS) en conjunto con las limitaciones operacionales impuestas al uso del sistema durante periodos en que se prevé actividad ionosférica gravemente anómala. Pueden aplicarse combinaciones de estas estrategias para garantizar que el usuario del GAST D no esté expuesto a anomalías ionosféricas que se salgan del espacio de amenazas estándares.

7.5.6.1.7.1 Modelo de anomalías ionosféricas: cuña móvil. Representa un gradiente espacial ionosférico severo bajo la forma de una cuña móvil con cambio constante y lineal del retardo ionosférico oblicuo, como se ilustra en la Figura D-7. Los parámetros clave de este modelo son la pendiente del gradiente (g) en mm/km, la anchura (w) de la cuña en km, la amplitud del cambio de retardo (D) en m, y la velocidad (v) a la cual se mueve la cuña respecto a un punto fijo sobre el terreno. Se supone que estos valores permanecen (aproximadamente) constantes durante el período en el que esta cuña afecta a los satélites rastreados por una sola aeronave que completa una aproximación GAST D. Si bien la anchura de la cuña es pequeña, no se ve restringida su “longitud” en el cuadro de coordenadas Este-Norte (es decir, qué tan lejos se extiende el “frente ionosférico” donde está contenida la cuña).

En este modelo, el límite superior de g depende de la velocidad de la cuña, como se especifica en la Tabla D-5A. Este valor no depende del ángulo de elevación del satélite. Ya que g se expresa en términos del retardo oblicuo, no es necesario hacer una corrección de la “oblicuidad” respecto del retardo cenital. La anchura w puede variar de 25 a 200 km. El valor máximo de D es 50 m. Adviértase que, para hacer que el modelo sea coherente, D debe ser igual al producto de la pendiente g y la anchura w. En los casos en los que la pendiente y la anchura caigan dentro de sus intervalos permitidos pero su producto D sea mayor que el límite de 50 metros, esa combinación de pendiente y anchura no constituirá un punto válido dentro del modelo de amenazas. Por ejemplo, tanto g = 400 mm/km como w = 200 km son valores permitidos individualmente, pero su producto es igual a 80 metros. Ya que esto viola la restricción impuesta a D, en este modelo de amenazas no se incluye una cuña con g = 400 mm/km y w = 200 km.

Nota.— *En la validación de GAST D, se supuso que cada modelo de cuña simulada se aplica a las dos fuentes telemétricas que produjeron los errores de posición más extremos. Sin embargo, los números de cuñas y de fuentes telemétricas afectadas dependen de las características ionosféricas de la región donde el GBAS deba prestar apoyo al servicio GAST D.*

Tabla D-5A. Límite superior de la pendiente del gradiente

Velocidad de propagación (v)	Límite superior de la pendiente del gradiente (g)
$v < 750$ m/s	500 mm/km
$750 \leq v < 1500$ m/s	100 mm/km

7.5.6.1.8 Validación de la mitigación de los gradientes ionosféricos.

7.5.6.1.8.1 Como la responsabilidad por la mitigación de los gradientes ionosféricos espaciales se comparte entre los subsistemas de a bordo y de tierra, esta sección incluye orientación para modelar los componentes críticos de a bordo (p. ej., el movimiento y la monitorización de la aeronave) que permitirá a los fabricantes de equipo de tierra validar la mitigación de los gradientes ionosféricos espaciales desde la perspectiva del sistema total. La validación puede tener en cuenta la combinación de monitores terrestres y de a bordo para la detección de gradientes. Al dar cuenta de la combinación de monitores debe considerarse la correlación o independencia entre ellos. La actuación del monitor también debería considerar el tiempo efectivo entre muestras independientes de las estadísticas de ensayo de cada monitor. El modelado de la monitorización ionosférica debería incluir criterios para volver a admitir un satélite excluido, según se considere apropiado de acuerdo con el diseño del subsistema terrestre y DO-253D.

7.5.6.1.8.2 En esta sección también se incluye orientación sobre escenarios de pruebas para ayudar a garantizar que se tengan en cuenta durante la validación todas las posibles orientaciones de la posición de a bordo, del punto de referencia en tierra, de la dirección de la aproximación y de la dirección del gradiente.

7.5.6.1.8.3 Implantación del monitor de a bordo.

En la validación pueden tenerse en cuenta los monitores de a bordo siguientes:

a) filtrado de a bordo de la divergencia código-portadora, como se describe en 2.3.6.11 del documento DO-253D;
b) la RAIM diferencial utilizada para la adición de satélites, como se describe en 2.3.9.6.1 del documento DO-253D; y
c) monitorización de doble solución del gradiente ionosférico de seudodistancia, como se describe en 2.3.9.7 del documento DO-253D.

7.5.6.1.8.3.1 Al evaluar la probabilidad de detección frustrada, puede suponerse que la contribución de todas las fuentes de ruido a la estadística de ensayo utilizada para el monitor de divergencia de código portadora de a bordo, excluyendo los efectos de la ionosfera, tiene una distribución normal con una media cero y una desviación estándar de 0,002412 m/s.

7.5.6.1.8.3.2 Al evaluar la probabilidad de detección frustrada, puede suponerse que la contribución de todas las fuentes de ruido a la estadística de ensayo utilizada para el monitor de gradiente ionosférico de seudodistancia de solución doble tiene una distribución normal con una media cero y una desviación estándar de 0,1741 m.

7.5.6.1.8.3.3 Adviértase que la probabilidad previa del gradiente que puede emplearse durante la validación de 3.6.7.3.4 también se aplica a estos monitores de a bordo.

7.5.6.1.8.4 Modelado de la determinación de la posición y la velocidad de a bordo.

La velocidad y posición de a bordo pueden modelarse trabajando hacia atrás a partir del tiempo de cruce del umbral, utilizando los cuatro valores siguientes:

a) velocidad en el aterrizaje;

b) cantidad de tiempo a la velocidad de aterrizaje;

c) tasa de desaceleración; y d) velocidad al iniciar la desaceleración.

7.5.6.1.8.4.1 En la Figura D-8 se ilustra la manera en que estos cuatro valores se utilizan para definir un perfil de velocidades, y la Tabla D-5B contiene los valores que definen la familia de curvas que se utilizará para determinar los parámetros de difusión de GAST D para un diseño de IGM específico.

Tabla D-5B. Perfil de velocidades de a bordo desde la posición inicial hasta el LTP

Velocidad de aterrizaje respecto al suelo (nudos)	Tiempo a la velocidad de aterrizaje (segundos)	Tasa de desaceleración (nudos/s)	Velocidad respecto al suelo al iniciar la desaceleración (nudos)
161	50	1,1	290
148	50	1,1	277
135	50	1,1	264

Nota.— *No es necesario modelar la altitud de la aeronave.*

7.5.6.1.8.4.2 En la Figura D-9 se ilustran los perfiles de velocidades de aproximación con base en los valores de la Tabla D-5B en términos de la velocidad respecto al suelo contra el tiempo hasta que la aeronave alcanza el punto del umbral de aterrizaje.

7.5.6.1.8.5 Consideraciones sobre gradiente, posición de a bordo, punto de referencia en tierra y dirección de la aproximación.

7.5.6.1.8.5.1 En la Figura D-10 se ilustran los escenarios ionosféricos anómalos (A-D) básicos que constituyen una amenaza. Para una determinada instalación de estación terrestre, el fabricante del equipo de tierra debería demostrar que existe una mitigación válida para cualquier orientación del gradiente ionosférico/de a bordo/de la aproximación que corresponda a esa instalación en particular.

7.5.6.1.8.5.2 Los escenarios de pruebas de validación también deberían tener en cuenta la componente de coordinación del tiempo para cada orientación. Por ejemplo, para un escenario determinado, debería llevarse a cabo una aproximación como mínimo a intervalos de un minuto.

7.5.7 Contribución del receptor de aeronave al error de seudodistancia corregido. La contribución del receptor está limitada según lo descrito en la Sección 14. La contribución máxima utilizada para el análisis por el proveedor de GBAS, puede tomarse del requisito de exactitud por el que se supone que σreceptor es igual a RMSpr_air para el equipo A de designador de exactitud a bordo del GBAS.

7.5.8 Error de multitrayectos causado por la célula. En el Apéndice B, 3.6.5.5.1 se define la contribución del error por multitrayectos de la célula. No se incluyen los errores por multitrayectos provenientes de reflexiones de otros objetos. Si la experiencia demuestra que estos errores no son despreciables, entonces deben tenerse en cuenta en las operaciones, o mediante la inflación de la radiodifusión de parámetros por tierra (p. ej., σpr_gnd).

7.5.9 Incertidumbre de error de efemérides. Los errores de seudodistancia que resultan de errores de efemérides (definidos como una discrepancia entre la posición de satélite verdadera y la posición de satélite determinada a partir de los datos de radiodifusión) están espacialmente descorrelacionados y, en consecuencia, serán diferentes para receptores emplazados en distintos lugares. Cuando los usuarios están relativamente cerca del punto de referencia GBAS, el error diferencial residual debido a los errores de efemérides será pequeño y tanto las correcciones como los parámetros de incertidumbre spr_gnd enviados por el subsistema terrestre serán válidos para corregir mediciones en bruto y calcular los niveles de protección. Para los usuarios que están más lejos del punto de referencia GBAS, la protección contra fallas de efemérides puede asegurarse de dos maneras diferentes:

a) el subsistema de tierra no transmite parámetros de límite de la posición del error de efemérides adicionales. En este caso, el subsistema de tierra es responsable de asegurar la integridad en caso de fallas de efemérides de

satélite sin depender del cálculo ni de la aplicación del límite de efemérides por la aeronave. Esto puede imponer una restricción respecto de la distancia entre el punto de referencia GBAS y la altitud/altura de decisión dependiendo de los medios del subsistema de tierra para detectar las fallas de efemérides de la fuente telemétrica. Uno de los medios de detección consiste en utilizar la radiodifusión de información de integridad de satélite mediante el SBAS; o

b) el subsistema de tierra transmite los parámetros de límite de la posición del error de efemérides adicionales que permiten al receptor de a bordo calcular un límite de error de efemérides. Estos parámetros son: los coeficientes que se emplean en las ecuaciones del límite de la posición del error de efemérides (Kmd_e_(), en que el subíndice () significa “GPS”, “GLONASS”, “POS”, GPS” o “POS”, GLONASS”) y los parámetros de descorrelación de efemérides (P). El parámetro de descorrelación de efemérides (P) en el mensaje de tipo 1 o de tipo 101 caracteriza el error residual como una función de distancia entre el punto de referencia GBAS y la aeronave. El valor de P se expresa en m/m. El subsistema de tierra determina los valores de P para cada satélite. Uno de los principales factores que influye en los valores P es el diseño del monitor del subsistema de tierra. La calidad del monitor de tierra estará definida por el error de efemérides más pequeño que puede detectar. La relación entre el parámetro P y el error mínimo detectable εephdet para un satélite en particular i puede aproximarse aplicando Pi = εephdet/Ri, siendo Ri la más pequeña de las gamas previstas desde las antenas del receptor de referencia del subsistema de tierra para el período de validez de Pi. Ya que Ri varía con el tiempo, los valores de los parámetros P también son función del tiempo. No obstante, no es necesario que el subsistema de tierra haga que P varíe dinámicamente. Pueden enviarse parámetros P estáticos si aseguran adecuadamente la integridad. En este caso, la disponibilidad se degradaría levemente. En general, a medida que el εephdet se reduce, la disponibilidad general del GBAS aumenta.

7.5.10 Monitorización del error/falla de efemérides. Hay varios tipos de monitorización para detectar los errores/fallas de efemérides. Entre ellos están los siguientes:

a) Base larga. Este tipo de monitorización requiere que el subsistema de tierra use receptores separados por grandes distancias para detectar errores de efemérides que no son observables con un sólo receptor. Con bases más largas mejora la actuación en términos de error mínimo detectable;

b) SBAS. Como la aumentación SBAS monitoriza la actuación de los satélites, comprendidos los datos de efemérides, la radiodifusión de información de integridad por el SBAS puede utilizarse como indicación de la validez de efemérides. El SBAS usa los receptores del subsistema de tierra instalados en bases muy largas; en consecuencia, se obtiene la actuación óptima para la monitorización de efemérides y, por ende, los errores pequeños se hacen detectables; y Adjunto D Anexo 10 — Telecomunicaciones aeronáuticas ADJ D-49 8/11/18

c) Monitorización de datos de efemérides. Este enfoque requiere comparar las efemérides de radiodifusión durante órbitas de satélite consecutivas. Para esta monitorización se parte del supuesto de que la única amenaza de falla se debe a una falla en la carga de efemérides desde la red de control de tierra de la constelación que haga que la efemérides sea incongruente con la efemérides de radiodifusión previa; y

d) Monitorización Delta-V (cambio de velocidad). Esta monitorización cubre los casos de maniobras de satélite que no han sido ordenadas fuera del campo de visión con efemérides sin cambios.

7.5.10.1 El diseño del monitor (por ejemplo, su error mínimo detectable) debe basarse en

los requisitos de riesgo de integridad y el modelo de falla contra el cual dicho monitor, según lo previsto, protege. Un límite en el régimen de falla de efemérides GPS puede determinarse conforme a los requisitos de fiabilidad definidos en el Capítulo 3, 3.1.7.3.1.4, ya que este tipo de error de efemérides podría traducirse en una falla de servicio importante.

7.5.13 Requisitos del subsistema de tierra y evaluación de la actuación en materia de aeronavegabilidad. La certificación de la aeronavegabilidad de los sistemas de aterrizaje automático para uso en operaciones de Categoría II/III requiere una evaluación de la actuación de aterrizaje en condiciones sin y con fallas. En el documento RTCA DO-253D “Minimum Operational Performance Requirements for Airborne Equipment using the Local Area Augmentation System”, Apéndice J”, figura más información que describe cómo pueden utilizarse las normas técnicas en apoyo de la evaluación.

7.5.13.1 *Estimación de la disponibilidad*. En algunos casos, puede ser necesario estimar la disponibilidad prevista en un aeropuerto o extremo de pista. Un ejemplo son los casos en los que los ángulos de mascara son altos o el EIG sobrepasa 2,75 m. Cuando se establece el valor máximo de 2,75 m para el EIG, está basado en las simulaciones de disponibilidad en las que se usan supuestos prudentes para la actuación de las constelaciones y la performance de las aeronaves, y la meta es proporcionar el servicio GAST D con una disponibilidad de 0,999 para los aeropuertos de categoría III en todo el mundo. Así pues, el límite de 2,75 m para el EIG garantiza una disponibilidad superior a 0,999 en el peor de los supuestos, cuando solo se considera el componente ionosférico residual. Sin embargo, para muchos lugares, la disponibilidad todavía puede encontrarse dentro de este límite para el E_{IG} > 2,75 m. Asimismo, en el Capítulo 3, la Tabla 3.7.2.4-1 especifica una gama de requisitos de disponibilidad, y el proveedor de servicios debe evaluar qué disponibilidad se necesita para la operación en cuestión. En caso de que se proporcione el servicio GAST D a un LTP en que el EIG sobrepase 2,75 m, no puede hacerse ningún supuesto sobre la disponibilidad, por lo que el proveedor de servicios es quien se encarga de estimar la disponibilidad basándose en la orientación enunciada a continuación, formulando supuestos sobre la performance de a bordo. Cabe asumir que el error máximo no detectado permitido a bordo en el dominio de posición ($maxE_V$, $maxE_L$), derivado de los requisitos de aeronavegabilidad del punto de toma de contacto, sea de una altura igual o superior a 10 m.

7.5.13.2 En general, la disponibilidad en una aproximación dada puede estimarse teniendo en cuenta los parámetros de estación terrestre transmitidos en condiciones normales, al calcular los VEB/LEB de a bordo y los VPL/LPL y comparar con los VAL/LAL para una aproximación particular. El resultado del cribado de la geometría de a bordo es un componente separado de la disponibilidad. Para los casos en que el EIG sobrepase 2,75 m, es suficiente considerar la disponibilidad resultante del cribado de la geometría de a bordo, que dependerá más bien de este factor que de los niveles de protección.

7.5.13.3 Como mínimo, la duración de la simulación debe considerar todos los estados de la constelación (24 horas para el GPS). Cuando se tienen en cuenta consideraciones probabilísticas adicionales (p.ej., la probabilidad de centelleo), pueden requerirse duraciones de simulación más largas

7.5.13.4 Los VPL/LPL deberían compararse con los VAL/LAL a 200 ft (o en el umbral si está más lejos del punto de referencia GBAS).

7.5.13.5 Los VEB/LEB deberían compararse con los VAL/LAL a 23 NM o dondequiera que esté previsto que empiece la aproximación.

7.5.13.6 Debe usarse la constelación (27 SV) ampliable estándar, definida en el documento "Servicio normalizado de determinación de la posición del Sistema mundial de determinación de la posición — Norma de performance" del Departamento de Defensa de los Estados Unidos, 4ª edición, siendo las probabilidades de estado N-1 y N-2 las que figuran en la Tabla D-XX.

7.5.13.7 Si el requisito de disponibilidad se cumple en estas condiciones, no se necesita ningún otro análisis. En caso de que sea necesario realizar un nuevo análisis, puede usarse una constelación menos prudente, p. ej., un almanaque Yuma contemporáneo. Pueden usarse las mismas probabilidades del estado de la constelación o, si es posible, las probabilidades aplicables a esa constelación.

Tabla D-XX. Probabilidades de estado de las constelaciones GPS

Constelación GPS	Satélites N en funcionamiento	N-1	N-2	N-3	N-4
Probabilidad	0,95	0,035	0,015	0	0

7.5.13.8 Los parámetros de estación terrestre son los transmitidos por un subsistema de tierra particular.

7.5.13.9 Los supuestos para los parámetros de a bordo son los siguientes:

- AAD B;
- velocidad de la aeronave: 160 kt;
- σ_{divg}: 0 (asume el estado permanente del filtro de adaptación);
- σ_{noise}: 0,15 (peor caso en la AAD B);
- $MaxE_V$, $MaxE_L$: 10 m;
- $MaxS_{vert} = MaxE_V / E_R$;
- $MaxS_{Lat} = MaxE_L / E_R$;
- $MaxS_{vert2} = MaxE_V / \max(E_{IG})$;
- $MaxS_{Lat2} = MaxE_L / \max(E_{IG})$;
- ER es el máximo error de seudodistancia no detectado para la aproximación

  GAST D, o bien 1,6 m o bien E_{IG} para la aproximación, el que mayor sea; y
- el receptor de a bordo es capaz de hacer simultáneamente un seguimiento y de descodificar continuamente los datos de navegación correspondientes para al menos 12 fuentes telemétricas.

8. DISEÑO DEL DISPOSITIVO MONITOR DE CALIDAD DE LA SEÑAL (SQM)

8.1 El objetivo del dispositivo monitor de calidad de la señal (SQM) es detectar anomalías en las señales de los satélites para impedir que los receptores de aeronave utilicen información engañosa (MI). MI es un error diferencial no detectado de seudodistancia de la aeronave, superior al error máximo (MERR) admisible. Estos grandes errores de seudodistancia se deben a una distorsión del máximo de correlación de código causado por fallas de la carga útil de los satélites. Si el receptor de referencia utilizado para crear las correcciones diferenciales y el receptor de aeronave tienen distintas mecanizaciones para la medición (o sea, anchura de banda del receptor y espaciado de correlacionador de bucle de seguimiento), la distorsión de la señal influye de modo distinto en ambos. El SQM debe proteger al receptor de aeronave en casos en los que las mecanizaciones no son similares. La actuación del SQM está definida más a fondo mediante la probabilidad de detectar una falla del satélite y la probabilidad de anunciar incorrectamente una falla del satélite.

8.2 Los efectos de la señal que hacen que el GBAS o el SBAS presente información pueden clasificarse en tres distintos efectos en la función de correlación del modo siguiente:

a) *Zonas muertas:* si la función de correlación pierde su cresta, entonces en la función de discriminador del receptor se incluirá un punto plano o una zona muerta. Si el receptor de referencia y el receptor de aeronave se estabilizan en partes distintas de esta zona muerta, puede obtenerse una MI.

b) *Crestas falsas:* si el receptor de referencia y el receptor de aeronave se enganchan a distintas crestas puede ocurrir una MI.

c) *Distorsiones:* si el máximo de correlación tiene una forma errónea, una aeronave que utilice un espaciado de correlacionador distinto al utilizado por los receptores de referencia puede muy bien ser objeto de MI.

8.3 El modelo de amenaza propuesto para uso en la evaluación del SQM tiene tres partes que pueden crear las tres patologías de cresta de correlación enumeradas anteriormente.

8.4 El modelo de amenaza A consta de la señal de código normal salvo que todos los chips positivos, y los chips positivos/negativos de las subportadoras E1-C de Galileo y BIC_pilot de BDS tienen un borde de caída que está por delante o por detrás respecto al tiempo correcto de fin para tal chip. Este modelo de amenaza está asociado a una falla de la unidad de datos de navegación (NDU), la distribución digital de un satélite. Las ocurrencias de modelo de amenaza A en la señal L1 C/A del GPS y en la señal L5 Q5 del GPS constituyen eventos independientes. Si se superponen en el tiempo, los signos y tamaños del adelanto o retardo de las señales L1 C/A y L5 Q5 podrían ser diferentes.

8.4.1 El modelo de amenaza A para GPS tiene un solo parámetro Δ, que es el adelanto (Δ < 0) o el retardo (Δ > 0) expresado en microsegundos. La gama de valores de este parámetro es −0,12 ≤ Δ ≤ 0,12 para la señal L1 C/A. La gama de valores de este parámetro es –0,1 ≤ Δ≤ 0,1 para la señal L5 Q5 del GPS. El modelo de amenaza A para GLONASS tiene un solo parámetro Δ, que es el adelanto (Δ < 0) o el retardo (Δ > 0) expresado en microsegundos. La gama de valores de este parámetro es –0,22 ≤ Δ≤ 0,22 para la señal L1OF de GLONASS. La gama de valores de este parámetro es–0,1 ≤ Δ ≤ 0,1 para la señal L1OC de GLONASS y–0,1 ≤ Δ ≤ 0,1 para la señal L3OC de GLONASS. El modelo de amenaza A para Galileo tiene un solo parámetro Δ, que es el adelanto (Δ < 0) o el retardo (Δ > 0) expresado en microsegundos. La gama de valores de este parámetro es –0,12 ≤ Δ≤ 0,12 para la señal E1-C de Galileo. La gama de valores para este parámetro es –0,1 ≤ Δ≤ 0,1 para la señal E5a-Q de Galileo. El modelo de amenaza A para BDS tiene un solo parámetro Δ, que es el adelanto (Δ < 0) o el retardo (Δ > 0) expresado en microsegundos. La gama de valores para este parámetro es –0,05 ≤ Δ ≤ 0,05 para la señal B1C_pilot del BDS. La gama de valores para este parámetro es –0,05 ≤ Δ ≤ 0,05 para la señal B2a_pilot del BDS.

8.4.2 Dentro de esta gama de valores, el modelo de amenaza A genera las zonas muertas descritas anteriormente. (Las formas de onda con adelanto no es necesario someterlas a ensayo puesto que sus funciones de correlación son sencillamente adelantos de las funciones de correlación para el retardo; por lo tanto, la amenaza MI es idéntica.)

8.5 El modelo de amenaza B introduce la modulación de amplitud y modela las degradaciones de la sección analógica del satélite de la constelación principal. Más en concreto, consta de la salida de un sistema de segundo orden cuando la señal de banda de base nominal de código C/A es la entrada. En el modelo de amenaza B se supone que el subsistema de satélite degradado puede ser descrito como un sistema lineal dominado por un par de polos conjugados complejos.

Estos polos están situados en □ ± j2□fd, siendo □ el factor de amortiguamiento en 10_6 nepers/segundo y f_d es la frecuencia resonante en unidades de 10_6 ciclos/segundo.

8.5.1 La respuesta de etapa unitaria de un sistema de segundo orden es:

$$e(t) = \begin{cases} 0 & t \le 0 \\ 1 - \exp(-\sigma t)\left[\cos \omega_d t + \dfrac{\sigma}{\omega_d} \operatorname{sen} \omega_d t\right] & t \ge 0 \end{cases}$$

donde □d = 2□fd.

8.5.2 En el modelo de amenaza B para GPS correspondiente a anomalías de segundo orden se utilizan las siguientes gamas de valores para los parámetros Δ, fd y σ:

Δ = 0; 4 ≤ fd ≤ 17; y 0,8 ≤ σ ≤ 8,8.

La ocurrencia de modelo de amenaza A en la señal L1 C/A del GPS, la ocurrencia de modelo de amenaza B en la señal L1 C/A del GPS, la ocurrencia del modelo de amenaza A en la señal L5 Q5 del GPS, y la ocurrencia del modelo de amenaza B en la señal L5 Q5 del GPS se considera como eventos independientes. Los parámetros que caracterizan los adelantos, retardos, frecuencia resonante fd y el parámetro de deterioro σ no están restringidos a tener el mismo tamaño o signo en las señales L1 C/A y L5 Q5 del GPS.

En el modelo de amenaza B para GLONASS correspondiente a anomalías de segundo orden se utilizan las siguientes gamas de valores para los parámetros definidos anteriormente:

Señal L1OF: Δ = 0; 10 ≤ fd ≤ 20; y 2 ≤ σ ≤ 8.
Señal L1OC: Δ = 0; 0,1 ≤ fd ≤ 14; y 0,1 ≤ σ ≤ 24.
Señal L3OC: Δ = 0; 0,1 ≤ fd ≤ 8; y 0,1 ≤ σ ≤ 15.

El modelo de amenaza B para Galileo correspondiente a anomalías de segundo orden utiliza las siguientes gamas de valores para los parámetros definidos arriba:

Señal E1-C: Δ = 0; 0,1 ≤ f_d ≤ 18; y 0,1 ≤ σ ≤ 63.
Señal E5a-Q: Δ = 0; 0,1 ≤ f_d ≤ 8; y 0,1 ≤ σ ≤ 23.

El modelo de amenaza B para el BDS correspondiente a anomalías de Segundo orden utiliza las siguientes gamas de valores para los parámetros definidos arriba:

Señal B1C_pilot: Δ = 0; 1,5 ≤ f_d ≤ 18; y 0,1 ≤ σ ≤ 20.
Señal B2a_pilot: Δ = 0; 4 ≤ f_d ≤ 18; y 0,1 ≤ σ ≤ 18.

8.5.3 Dentro de estas gamas de valores de los parámetros, el modelo de amenaza B genera distorsiones de la cresta de correlación, así como a crestas falsas.

8.6 En el modelo C se introduce tanto un adelanto/retraso como una modulación de la amplitud. Concretamente consta de datos de salida de un sistema de segundo orden en el que la señal de código C/A a la entrada está sometida a un adelanto o retraso. Esta forma de onda es una combinación de los dos efectos anteriormente descritos.

8.6.1 En el modelo de amenaza C para GPS se incluyen los parámetros Δ, fd y □ en las siguientes gamas de valores:

Señal L1: –0,12 μs ≤ Δ ≤ 0,12 μs; 7,3 ≤ f_d ≤ 13; y 0,8 ≤ σ ≤ 8,8.

Señal L5: $-0{,}10\ \mu s \le \Delta \le 0{,}10\ \mu s$; $7{,}3 \le f_d \le 13$; y $0{,}8 \le \sigma \le 8{,}8$.

En el modelo de amenaza C para GLONASS se incluyen los parámetros Δ, f_d y □ en las siguientes gamas de valores:

Señal L1OF: $-0{,}11 \le \Delta \le 0{,}11$ $-0{,}22\ \mu s \le \Delta \le 0{,}22\ \mu s$; $10 \le fd \le 20$; and $2 \le \sigma \le 8$.

Señal L1OC: $-0{,}1\ \mu s \le \Delta \le 0{,}1\ \mu s$; $0{,}1 \le fd \le 14$; y $0{,}1 \le \sigma \le 24$.

Señal L3OC: $-0{,}1\ \mu s \le \Delta \le 0{,}1\ \mu s$; $0{,}1 \le fd \le 8$; y $0{,}1 \le \sigma \le 15$.

El modelo de amenaza C para Galileo incluye los parámetros Δ, f_d y σ con las siguientes gamas de valores:

Señal E1-C: $-0{,}12\ \mu s \le \Delta \le 0{,}12\ \mu s$; $0{,}1 \le f_d \le 18$; y $0{,}1 \le \sigma \le 63$.

Señal E5a-Q: $-0{,}1\ \mu s \le \Delta \le 0{,}1\ \mu s$; $0{,}1 \le f_d \le 8$; y $0{,}1 \le \sigma \le 23$.

El modelo de amenaza C para BDS incluye los parámetros Δ, fd y σ con las siguientes gamas de valores:

Señal B1C_pilot: $-0{,}05 \le \Delta \le 0{,}05$; $1{,}5 \le f_d \le 18$; y $0{,}1 \le \sigma \le 20$.

Señal B2a_pilot: $-0{,}05 \le \Delta \le 0{,}05$; $4 \le f_d \le 18$; y $0{,}1 \le \sigma \le 18$.

8.6.2 Dentro de estas gamas de valores de parámetros, el modelo de amenaza C genera zonas muertas, distorsiones de la cresta de correlación y crestas falsas.

8.7 A diferencia de las señales de las constelaciones principales, la señal telemétrica del SBAS se pone en servicio y se controla a cargo del proveedor del servicio. El proveedor del servicio supervisa también la calidad de la señal procedente del SBAS. Para este fin, se especificará y publicará por el proveedor de servicio el modelo de amenaza respecto a cada satélite SBAS. Se diseñará el SQM de SBAS para proteger todo el equipo de aviónica que cumpla con lo indicado en la Tabla D-12. Se requiere para estos casos que se publique el modelo de amenaza siempre que el proveedor del servicio opte por permitir que se utilice la señal telemétrica L1 del SBAS de un proveedor de servicio vecino para aproximaciones de precisión por SBAS o GBAS. En estos casos, el proveedor de servicio supervisará la señal telemétrica SBAS procedente de satélites vecinos.

8.8 Para analizar la actuación de un diseño particular de dispositivo monitor, debe definirse el límite de este dispositivo y reglarse para proteger el error particular de seudodistancia del satélite respecto al nivel de protección con un margen para el riesgo de integridad del subsistema de tierra. El error máximo admisible (denotado como MERR) para cada fuente telemétrica i puede ser definido en el GBAS, L1 SBAS y SBAS DFMC como:

$$MERR_{GBAS} = K_{ffmd}\sigma_{pr\_gnd,i} \text{ y}$$

$$MERR_{L1\ SBAS} = K_{V,PA}\sqrt{\sigma^2_{i,UDRE} + \min\{\sigma^2_{i,UIRE}\}}$$

$$MERR_{DFMC\ SBAS} = K_{V,PA}\sqrt{\sigma^2_{i,DFRE}}$$

para SBAS, y en particular para la señal L1 de SBAS para APV y para aproximaciones de precisión cuando $\min^{\min\{\sigma^2_{i,UIRE}\}}$ es el valor mínimo posible para cualquier usuario. Se evalúa MERR a la salida de un receptor de usuario libre de fallas y varía con el ángulo de elevación del satélite y con la actuación del subsistema de tierra.

8.9 El SQM ha sido diseñado para limitar el peor error diferencial a valores por debajo de MERR en el caso de una SQM del satélite. Ordinariamente, SQM mide diversos valores de cresta de correlación y genera el espaciado y la métrica de relación que caracteriza la distorsión de cresta de correlación. En la Figura D-18 se ilustran los puntos ordinarios en la parte superior de una cresta de correlación sin fallas y no filtrada.

8.9.1 Se utiliza un par de correlacionadores para el seguimiento. Se miden todos los demás valores de correlacionador respecto a este par de seguimiento.

8.9.2 Se forman dos tipos de métrica de ensayo: métrica de pronto menos tarde (D), que son indicadores de los errores de seguimiento causados por la distorsión de cresta y métrica de relación de amplitudes (R) que mide la pendiente indicadora de una cresta plana o de crestas múltiples al acercarse.

8.9.3 Es necesario que el receptor SQM tenga una anchura de banda de precorrelación que sea suficientemente ancha para medir la métrica de espaciado estrecho a fin de no causar por sí mismo una distorsión significativa de la cresta y para no enmascarar las anomalías causadas por un fallo de satélites. Ordinariamente, el receptor SQM debe tener una anchura de banda de precorrelación por lo menosde 16 MHz para la señal L1 y de por lo menos 24 MHz para la señal L5 del GPS, de por lo menos 15 MHz para el GLONASS, de por lo menos 24 MHz para Galileo y de por lo menos 24 MHz para el BDS.

8.9.4 La métrica de ensayos está suavizada mediante filtros digitales de paso de banda bajo. La constante de tiempo de estos filtros ha de ser más corta que las constantes utilizadas conjuntamente por los receptores de referencia para deducir las correcciones diferenciales y por el receptor de aeronave para suavizar las mediciones de pseudodistancia (y normalizadas a 100 segundos). La métrica de suavización se compara seguidamente con los umbrales. Si se excede cualquiera de los umbrales, se genera una alarma respecto a tal satélite.

8.9.5 Los umbrales utilizados para deducir la actuación se definen como errores mínimos detectables (MDE) y relaciones mínimas detectables (MDR). La probabilidad de detección falsa sin fallas y la probabilidad de detección frustrada se utilizan para deducir los MDE y MDR. El ruido en las métricas (D) y (R) denotado por □D,test y □R,test en lo que sigue, está dominado por los errores por multitrayectos. Obsérvese que la prueba de métrica tiene también un valor medio (μ,test) causado por la distorsión del filtro receptor de SQM. En los ensayos de umbral deben tenerse en cuenta los valores medios.

8.9.6 Los valores de MDE y MDR utilizados en las simulaciones de actuación SQM se calculan en base a las siguientes ecuaciones:

$$MDE = (K_{ffd} + K_{md}) \square_{D,test} \text{ y}$$
$$MDR = (K_{ffd} + K_{md}) \square_{R,test}$$

donde

Kffd = 5,26 es un multiplicador ordinario de detección sin fallas que representa la probabilidad de una detección falsa de 1,5 × 10−7 por ensayo. Puede atribuirse a cada métrica empleada en el receptor SQM la probabilidad de detección falsa dependiendo del número de métricas aplicadas;

Kmd = 3,09 es un valor ordinario de multiplicador de detección frustrada que representa una probabilidad de detección frustrada de × 10−3 por ensayo. Se puede optimizar más la atribución de la probabilidad de detección frustrada teniendo en cuenta la probabilidad de riesgo de integridad inducido por cada distorsión (teniendo en cuenta su error sistemático diferencial) y la probabilidad de falla de integridad atribuida al evento de distorsión de señal;

σD,test es la desviación normal de los valores medidos de la métrica de ensayo de diferencia D; y

σD,test es la desviación normal de los valores medidos de la métrica de ensayo de relación R.

8.9.7 Si se utilizan receptores múltiples SQM independientes para detectar las fallas, los valores sigma pueden reducirse por la media cuadrática del número de dispositivos monitores independientes.

8.9.8 Se declara una falla si

| D,test − μD,test | ≥ MDE o

| R,test − μR,test | ≥ MDR

para cada uno de los ensayos realizados, siendo μX,test el valor medio del ensayo X en el que se tiene en cuenta la distorsión del filtro del receptor SQM sin falla, así como la distorsión asociada de la cresta de correlación peculiar del PRN de al código C/A específico. (No todas lLas crestas de correlación de código C/A tienen pueden tener la misma diferentes pendientes para distintos códigos de la misma familia de códigos. Sin embargo, en un entorno de simulación puede hacerse caso omiso de esta distorsión PRN de código y puede utilizarse una cresta de correlación perfecta salvo para la distorsión simulada del filtro.)

8.10 Las desviaciones normales en la estadística de los ensayos, σD,test y σR,test pueden ser determinadas mediante una recopilación de datos respecto a un receptor multicorrelacionador en el entorno de operaciones previsto. En el receptor de recopilación de datos se utiliza un solo par de correlacionadores de seguimiento y puntos adicionales de medición de la función de correlación que se hacen esclavos de este par de seguimiento según lo ilustrado en la Figura D-1 para GPS y GLONASS y en la Figura 09 para Galileo y BDS. Se recopilan y suavizan los datos para todos los puntos de medición disponibles a fin de calcular la métrica. La desviación normal de estas métricas determina el σD,test. También es posible calcular estas estadísticas de ensayo de un sigma si se dispone de un modelo de multitrayectos en el entorno de la instalación.

8.10.1 El valor es σD,test resultante depende en gran manera del entorno de multitrayectos en el que se recopilan los datos. La desviación debida a multitrayectos puede ser de un orden de magnitud superior a la que se obtendría a partir del ruido, incluso al nivel mínimo portadora/ruido. Este aspecto ilustra la importancia del diseño de las antenas y de los criterios de emplazamiento que son los factores primarios para determinar el nivel de multitrayectos que entrará en el receptor. Reduciendo los multitrayectos disminuirán significativamente los MDE resultantes y por lo tanto mejorarán las funciones SQM.

8.10.2 Por otro lado, los valores medios μD,test y μR,test, están determinados en un entorno relativamente libre de errores, tales como los que utilizan simulador de señales de constelación principal de satélites como datos de entrada. Estos valores promedios sirven de modelo para la distorsión nominal del filtro del receptor SQM de la cresta de autocorrelación, incluidos los efectos de distorsión debidos a crestas menores de autocorrelación adyacentes. Los valores promedio pueden diferir de los diversos PRN en base a estas propiedades.

8.10.3 La presencia de sesgos nominales de deformación de la señal puede ocasionar que la distribución de los detectores del equipo monitor tenga una media distinta de cero. Estas variaciones sistemáticas pueden observarse al promediar las mediciones hechas a partir de una recopilación de datos en el mundo real. Adviértase que los sesgos nominales pueden depender de la elevación y usualmente cambian lentamente con el tiempo. Por ejemplo, las deformaciones nominales del GPS son adelantos y retardos presentes en condiciones libres de

fallas y por consiguiente pueden existir todo el tiempo. La deformación nominal del GPS está en el rango de –0,1 μs ≤ Δ ≤ +0,01 μs.

8.10.4 El SQM del SBAS está validado para las distorsiones de señal definidas por el espacio de amenaza del TM-A/B/C de GPS, GLONASS, Galileo y BDS únicamente para un límite de alerta vertical mayor o igual a 35 m.

8.11 Para que el dispositivo monitor de tierra proteja a los usuarios frente a modelos distintos de amenaza descritos anteriormente es necesario suponer que los receptores de aeronave tienen características específicas. Si no se suponen tales limitaciones, la complejidad del dispositivo monitor de tierra sería innecesariamente elevada. La evolución futura de la tecnología puede llevar a una capacidad mejorada de detección en el receptor de aeronave y pueden mitigar las limitaciones actuales.

8.11.1 Para correlacionadores de doble delta, los receptores de aeronave siguen la pista a los máximos de correlación más fuertes en toda la secuencia completa de códigos respecto a cada fuente telemétrica utilizada en la solución de navegación.

8.11.2 En el caso de correlacionadores de doble delta, el filtro precorrelación se atenúa progresivamente por lo menos 30 dB por octava en la banda de transición. Para los receptores GBAS, se requiere que la atenuación resultante en la banda atenuada sea mayor o igual que 50 dB (relativa a la ganancia pico de la banda de paso).

8.11.3 Se utilizan los siguientes parámetros para describir la actuación de seguimiento propia de cada tipo de satélite:

a) el espaciado de correlacionadores instantáneo está definido como el espaciado entre un conjunto particular de muestras pronto y tarde de la función de correlación;

b) el espaciado promedio de correlacionadores está definido como un promedio en un segundo del espaciado instantáneo de correlacionadores. Se aplica el promedio a cualquier trama en un tiempo de un segundo;

c) el discriminador Δ se basa en un promedio de muestras pronto menos tarde con espaciados dentro de la gama especificada, o es del tipo Δ = 2Δd1 − Δ2d1, con ambos d1 y 2d1 en la gama de valores especificada. Se utiliza un discriminador ya sea coherente o no coherente; y

d) el retardo de grupo diferencial se aplica a todo el sistema instalado en la aeronave antes del correlacionador, incluida la antena. Se define el retardo de grupo diferencial como:

$$\left|\frac{d\phi}{d\omega}(f_c) - \frac{d\phi}{d\omega}(f)\right|$$

siendo:

f_c la frecuencia de centro de filtro de pasa banda antes de la correlación;
f cualquier frecuencia dentro de la anchura de banda de 3 dB del filtro precorrelación;
φ la respuesta de fase combinada del filtro de paso de banda de precorrelación y de la antena; y
ω igual a $2\pi f$.

8.11.4 Para receptores de aeronave de frecuencia única L1 que utilicen correlacionadores pronto-tarde y realicen un seguimiento de la señal L1 C/A de satélites GPS, la anchura de la banda de precorrelación de la instalación, el

espaciado de correlacionadores y el retardo de grupo diferencial están dentro de la gama de valores definidos en la Tabla D-11, salvo lo indicado más abajo.

8.11.4.1 Para el equipo GBAS de a bordo que utilice correlacionadores pronto-tarde y satélites GPS de seguimiento, la anchura de banda de precorrelación de la instalación, el espaciado de correlacionadores y la demora de grupo diferencial (incluida la contribución de la antena) se sitúan dentro de las gamas definidas en la Tabla D-11, salvo que la anchura de banda mínima de la región 1 aumentará pasando a 4 MHz y el espaciado medio de correlacionadores se reduce a un promedio de 0,21 chips o un espaciado instantáneo de 0,235 chips.

8.11.4.2 Para los receptores del equipo de a bordo GBAS clase D (GAEC D) que utilizan correlacionadores temprano-tarde y satélites de seguimiento de GPS, la anchura de la banda de precorrelación de la instalación, el espaciado de correlacionadores y el retardo de grupo diferencial están dentro de la gama de valores definidos en la Tabla D-11, regiones 2, 3 o 4 únicamente. Además, en la región 2 la gama de espaciado medio de correlacionadores es 0,045 – 0,12 chips y el espaciado de correlacionadores instantáneo es 0,04 – 0,15 chips.

8.11.4.3 Para equipo de a bordo SBAS en el que se utilicen correlacionadores pronto-tarde y se realice seguimiento de la señal L1 C/A de satélites del GPS, la anchura de banda de precorrelación de la instalación, el espaciado de correlacionadores y el retardo de grupo diferencial (incluida la contribución de la antena) están dentro de la gama de valores definidos para la señal L1 en la Tabla D-11 para las tres primeras regiones.

8.11.5 Para receptores de aeronave que apoyan operaciones de frecuencia única L1 en los que se utilizan correlacionadores pronto tarde y satélites de seguimiento de GLONASS, la anchura de banda precorrelación de la instalación, el espaciado de correlacionadores y el retardo de grupo diferencial están dentro de la gama de valores definidos en la Tabla D-12

8.11.5.1 Para los receptores del equipo de a bordo GBAS clase D (GAEC D) que utilizan correlacionadores temprano-tarde y satélites de seguimiento de GLONASS, la anchura de la banda de precorrelación de la instalación, el espaciado de correlacionadores y el retardo de grupo diferencial están dentro de la gama de valores de la Tabla D-12, regiones 2 y 3 únicamente. Además, en la región 2 la gama de espaciado medio de correlacionadores es 0,05 – 0,1 chips y el espaciado de correlacionadores instantáneos es 0,045 – 0,11 chips.

8.11.6 En el caso de receptores de aeronave que apoyan operaciones de frecuencia única L1 en los que se utilicen correlacionadores de doble delta y satélites de seguimiento de la señal L1 C/A del GPS, la anchura de banda precorrelación de la instalación, el espaciado de correlacionadores y el retardo de grupo diferencial están dentro de la gama de valores definidos en la Tablas D-13A y D13B.

8.11.6.1 Para los receptores del equipo de a bordo GBAS clase D (GAEC D) que utilizan correlacionadores de doble delta y satélites de seguimiento de GPS, la anchura de la banda de precorrelación de la instalación, el espaciado de correlacionadores y el retardo de grupo diferencial están dentro de la gama de valores definidos en la Tabla D-13, regiones 2 y 3 únicamente.

8.11.7 En el caso de receptores de aeronave que apoyan operaciones de frecuencia única L1 y en los que se utilicen correlacionadores pronto tarde o de doble delta y satélites de seguimiento de la señal L1 del SBAS, la anchura de banda de precorrelación de la instalación, el espaciado de correlacionadores y el retardo de grupo diferencial están dentro de las gamas de valores definidas en la Tabla D-14.

8.11.7.1 Para los receptores del equipo de a bordo GBAS clase D (GAEC D) que utilizan correlacionadores temprano-tarde o de doble delta y satélites de seguimiento de

SBAS, la anchura de la banda de precorrelación de la instalación, el espaciado de correlacionadores y el retardo de grupo diferencial están dentro de la gama de valores definidos en la Tabla D-14, región 2 únicamente. Además, para los receptores GAEC D que utilizan correlacionadores temprano-tarde y satélites de seguimiento de SBAS, el espaciado medio de correlacionadores es 0,045 - 0,12 chips y el espaciado de correlacionadores instantáneo es 0,04 - 0,15 chips.

8.11.8 Para los receptores de aeronave diseñados para SBAS DFMC, la anchura de banda de precorrelación de seguimiento de la señal L5 (o L3) de la instalación, el espaciado de correlacionadores y el retardo de grupo diferencial están dentro de la gama de valores definidos en la Tabla 09, utilizan correlacionadores temprano-tarde y realizan seguimiento de las señales L5 de GPS, Galileo, GLONASS, BDS o SBAS identificadas en el Adjunto B, sección 3.5.11.1.

8.11.9 Para los receptores de aeronave diseñados para SBAS DFMC, la anchura de banda de precorrelación de seguimiento de la señal L1 de la instalación, el espaciado de correlacionadores, y el retardo de grupo diferencial están dentro de la gama de valores definidos en la Tabla 10, y utilizan correlacionadores temprano-tarde y realizan seguimiento de las señales L1 del GPS, Galileo, GLONASS, BDS o SBAS identificadas en el Adjunto B, sección 3.5.11.1.

8.11.10 El espaciado instantáneo de correlacionador puede ser mayor que la gama de espaciado de correlacionador promedio indicada en la Tabla 09 y en la Tabla10, teniendo en cuenta el ruido o la inestabilidad del espaciado del correlacionador.

Tabla D-13A. Limitaciones de seguimiento GPS para receptores de a bordo GRAS y SBAS con correlacionadores doble delta

Región	Anchura de banda precorrelación de 3 dB, BW	Espaciado promedio de correlacionadores (X) (chips)	Espaciado instantáneo de correlacionadores (chips)	Retardo de grupo diferencial
. . .	. . .	. . .	. . .	. . .
3	14 < BW □≤ (133,33 × X) + 2,667 MHz	0,07 – 0,24	0,04 – 0,26	≤ 150 ns

Tabla TAB-09. Limitaciones de seguimiento de SBAS DFMC para correlacionadores pronto-tarde que realizan seguimiento de las señales L5, E5a o L3OC

Región	Anchura de banda precorrelación de 3 dB, BW	Espaciado promedio de correlacionadores (chips)	Retardo de grupo diferencial
1	12 < BW ≤ 24 MHz	0,9 – 1,1	≤ 150 ns

Tabla TAB-10. Limitaciones de seguimiento de SBAS DFMC para correlacionadores pronto-tarde que realizan seguimiento de las señales L1, E1 o L1OC

Región	Anchura de banda Precorrelación de 3 dB, BW	Espaciado promedio de correlacionadores (chips)	Retardo de grupo diferencial
1	12 < BW ≤ 24 MHz	0,08 – 0,12	≤ 150 ns

9 SUPERVISIÓN DE LA CONDICIÓN Y DE LOS NOTAM

9.1 Condición del sistema

9.1.1 La degradación del GBAS tiene habitualmente efectos locales y principalmente influye en las operaciones de aproximación. Debe distribuirse como información relacionada con la aproximación lo relativo a la degradación del sistema GBAS.

9.1.2 La degradación de las constelaciones principales de satélites puede tener efectos locales que afectan principalmente las operaciones de aproximación, pero también puede incidir en un área más amplia y afectar las operaciones en ruta en el área o las áreas de servicio SBAS. La información relativa a la degradación del sistema que afecte a las operaciones en ruta o más ampliamente las operaciones en el área SBAS debe distribuirse como información relacionada con el área. Un ejemplo sería una tormenta en la ionosfera que inhabilite todas las aproximaciones con guía vertical. La información relativa a la degradación del sistema que afecte aproximaciones limitadas puede distribuirse como información relativa a las aproximaciones.

10. INTERFERENCIA

10.1 Posibilidad de interferencia

Los sistemas de radionavegación por satélite, GPS, GLONASS, Galileo y BDS tienen características de potencia de señal recibida relativamente débil, lo cual significa que una señal de interferencia podría llevar a la pérdida del servicio. Para mantener el servicio, será necesario asegurarse de que no se excede de los niveles máximos de interferencia especificados en los SARPS.

10.2 Fuentes de interferencia en la banda

Una fuente posible de interferencia perjudicial en la banda es el funcionamiento del servicio fijo en algunos Estados. Existe una atribución primaria al servicio fijo para enlaces por microondas punto a punto en algunos Estados en la banda de frecuencias utilizada por el GPS, y por el GLONASS, Galileo y BDS.

10.3 Fuentes de interferencia fuera de banda

Entre las fuentes posibles de interferencia fuera de banda se incluyen emisiones armónicas y no deseadas de los transmisores aeronáuticos en VHF y UHF. El ruido fuera de banda, los productos discretos no esenciales y los productos de intermodulación causados por radiodifusiones de radio y televisión pueden también ocasionar problemas de interferencia.

10.4 FUENTES GENERADAS POR AERONAVES

10.4.1 La posibilidad de interferencia perjudicial en el GPS, el GLONASS, Galileo y BDS en una aeronave depende del tipo de aeronave, de su tamaño y del equipo transmisor instalado. En el emplazamiento de la antena GNSS debe tenerse en cuenta la posibilidad de interferencia a bordo (principalmente en SATCOM).

10.5 INTEGRIDAD EN PRESENCIA DE INTERFERENCIA

El requisito de que los receptores GNSS no produzcan información que induzca a error en presencia de interferencia tiene por finalidad evitar que se produzca información que induzca a error en las situaciones de interferencia involuntaria que pudieran surgir. Su fin no es ocuparse específicamente de la interferencia involuntaria. Aunque es imposible verificar completamente este requisito mediante pruebas, las normas de performance mínima operacional apropiadas del receptor, publicadas por RTCA y EUROCAE, ofrecen un medio aceptable de cumplirlo.

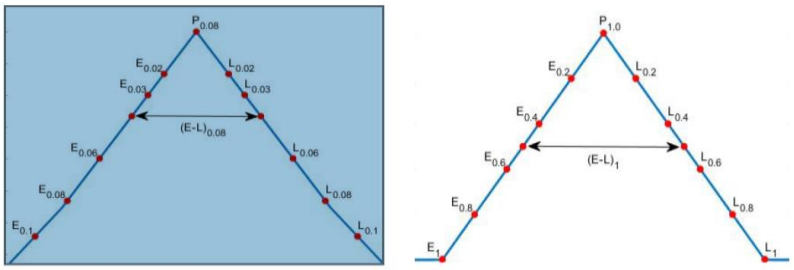


Figura FIG-09. Salidas de correlacionador para señales E1-C de Galileo o B1C_pilot de BDS (izquierda) y E5a-Q de Galileo o B2a_pilot de BDS (derecha)

11 GRABACIÓN DE PARÁMETROS GNSS.

11.1 Para poder realizar las investigaciones después de incidentes y accidentes (Capítulo 2, 2.1.4.2 y 2.1.4.3), es necesario grabar la información GNSS tanto para el sistema de aumentación como para la constelación apropiada del sistema principal GNSS utilizada en la operación. Los parámetros que deben grabarse dependen del tipo de operación, el sistema de aumentación y los elementos principales empleados. Todos los parámetros a disposición de los usuarios dentro de un área de servicio en particular deberían grabarse en emplazamientos representativos dentro del área de servicio.

11.2 El objetivo no es garantizar de manera independiente que el GNSS está funcionando correctamente, ni tampoco proporcionar otro nivel de supervisión del sistema con el fin de detectar anomalías en el funcionamiento o en los datos de entrada para un proceso NOTAM. No es necesario que el sistema de grabación sea independiente del servicio GNSS, y puede delegarse a otros Estados u organismos. Para hacer posible la reconstrucción futura de las indicaciones de posición, velocidad y tiempo que proporcionan las configuraciones GNSS específicas, se recomienda registrar los datos continuamente, en general a cada 1 Hz.

11.3 En el caso de los sistemas GNSS principales, deberían grabarse para todos los satélites los siguientes elementos que son objeto de supervisión:

a) portadora del satélite observado a densidad de ruido (C/N0);

b) código de seudodistancia en bruto del satélite observado y mediciones de fase de la portadora;

c) mensajes de navegación de satélites de radiodifusión, para todos los satélites a la vista; y

d) información acerca de la condición del receptor de grabación pertinente.

11.4 En el caso del SBAS, deberían grabarse los siguientes elementos supervisados, para todos los satélites SBAS a la vista además de los elementos supervisados del sistema principal GNSS que se enumeran a continuación:

a) relación de densidad portadora/ruido (C/N0) del satélite SBAS;

b) código de pseudodistancia en bruto del satélite SBAS observado y mediciones de fase de la portadora;

c) mensajes de datos SBAS de radiodifusión; y

d) información acerca de la condición del receptor pertinente.

11.5 En el caso del GBAS, deberían grabarse los elementos supervisados siguientes, además de los elementos que se supervisan del sistema principal GNSS y del GBAS ya mencionados (si corresponde): a) nivel de potencia de la VDB; b)

información acerca de la condición de la VDB; y c) mensajes de datos GBAS de radiodifusión.

12. EVALUACIÓN DE LA ACTUACIÓN GNSS

12.1 La evaluación de la actuación GNSS constituye una actividad regular que pueden llevar a cabo los Estados o la entidad responsable, cuyo objeto es verificar que los parámetros de actuación del GNSS se ajusten a las normas pertinentes del Anexo 10. Esta actividad puede realizarse para la constelación principal, el sistema de aumentación o los dos en combinación.

Nota.— *En el Manual sobre el sistema mundial de navegación por satélite (GNSS) (Doc 9849) figura orientación adicional sobre la evaluación de la actuación del GNSS.*

12.2 La información de la Sección 11 se puede utilizar también para prestar apoyo en la evaluación de la actuación del GNSS.

13. GNSS Y BASE DE DATOS

Nota.— *En el Anexo 11, Capítulo 2, y en el Anexo 15, Capítulo 3 figuran disposiciones relativas a los datos aeronáuticos.*

13.1 La base de datos debe estar actualizada respecto al ciclo AIRAC de efectividad que generalmente significa que se cargue la base de datos vigente al sistema aproximadamente cada 28 días. Debe evitarse el funcionar con bases de datos de navegación fuera de fecha.

13.2 Sin embargo, en algunas situaciones, las operaciones sin riesgo con una base de datos que haya expirado pueden realizarse implantando un proceso o utilizando procedimientos para asegurarse que los datos requeridos son correctos. Es necesario obtener previamente la aprobación del Estado respecto a estos procesos o procedimientos.

13.2.1 Estos procedimientos deben basarse en uno de los siguientes métodos:

a) exigir que la tripulación verifique, antes de las operaciones, la información crítica de la base de datos comparándola con la información actualmente publicada. (Este método aumenta la carga de trabajo y no sería práctico en todas las aplicaciones.); o

b) renunciar al requisito de una base de datos actualizada y a verificaciones frecuentes de la tripulación acerca de la información en la base de datos. Esta renuncia puede solamente aplicarse en casos muy concretos cuando la aeronave realiza operaciones en un área geográfica estrictamente limitada y cuando tal área está controlada por un solo organismo normativo o por múltiples organismos que coordinan este proceso; o

c) utilizar otro método aprobado que asegure un nivel equivalente de seguridad.

14. MODELO DE ERRORES RESIDUALES

14.1 La aplicación de los requisitos de integridad para el SBAS y GBAS exige que se utilice una distribución modelo para caracterizar las características de error de seudodistancia. Se construyen los modelos HPL/LPL y VPL (véase 7.5.3) basándose en modelos de los componentes de error particulares (en el dominio de seudodistancia) que son distribuciones normales independientes de promedio cero. Debe definirse la relación entre este modelo y la distribución de error verdadero.

14.2 Un método de asegurar que se satisfacen los requisitos de riesgo de nivel de protección es definir la varianza modelo ($\sigma 2$), tal que la distribución de error acumulado satisface las condiciones:

$$\int_{y}^{\infty} f(x)dx \leq Q\left(\frac{y}{\sigma}\right) \text{ por todos } \left(\frac{y}{\sigma}\right) \geq 0 \text{ y}$$

$$\int_{-\infty}^{-y} f(x)dx \leq Q\left(\frac{y}{\sigma}\right) \text{ por todos } \left(\frac{y}{\sigma}\right) \geq 0 \text{ y}$$

siendo:

f(x) = función de densidad de probabilidad del componente de error residual de seudodistancia de aeronave, y

$$Q(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}}\int_{x}^{\infty} e^{-\frac{t^2}{2}} dt.$$

14.3 Este método puede aplicarse directamente cuando los componentes del error tienen un promedio cero, son simétricos y tienen funciones de densidad de probabilidad unimodal. Este es el caso para la contribución del receptor al error de seudodistancia corregida, puesto que el elemento de aeronave no está sometido a errores residuales de multitrayectos de baja frecuencia.

14.4 Este método puede ampliarse para atender a los errores residuales que no son promedio cero, inflando la varianza modelo para compensar el efecto posible del promedio en el dominio de posición.

14.5 Deben tenerse en cuenta varios factores al verificar los modelos de error de seudodistancia comprendido lo siguiente:

a) la índole de los componentes del error;

b) el tamaño de la muestra requerido para tener confianza en la recopilación de datos y la estimación de cada distribución;

c) el tiempo de correlación de los errores; y

d) la sensibilidad de cada distribución respecto al lugar geográfico y a la hora.

*****

Figura D-1. Reservada

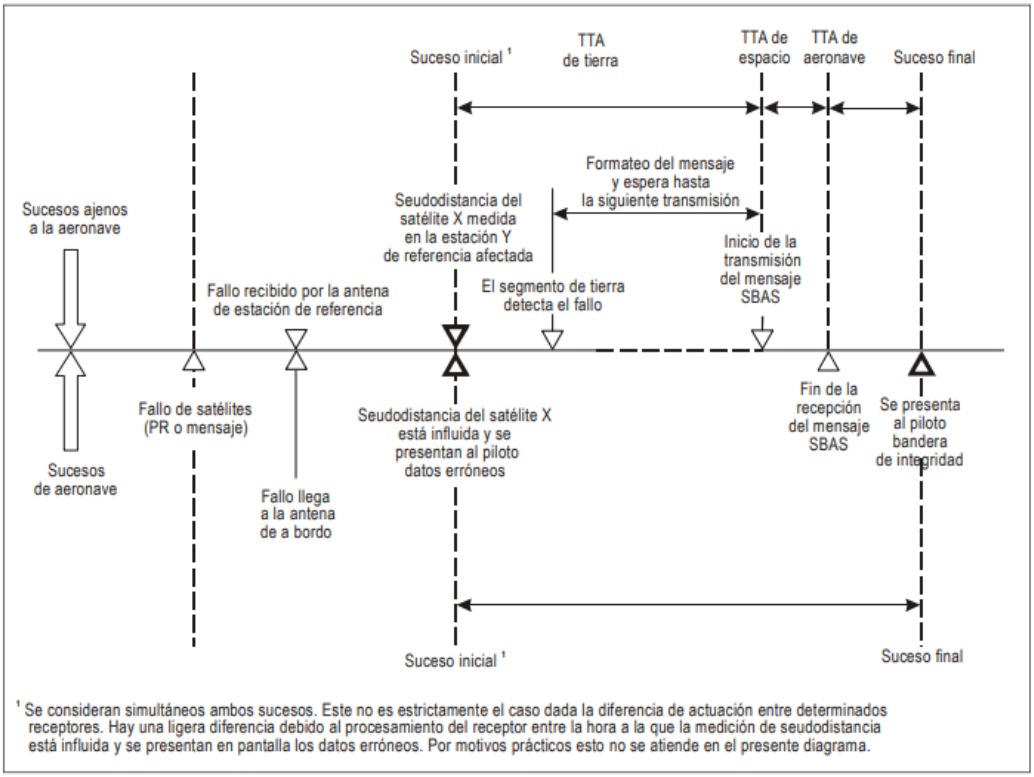


Figura D-2. Tiempo a alerta SBAS

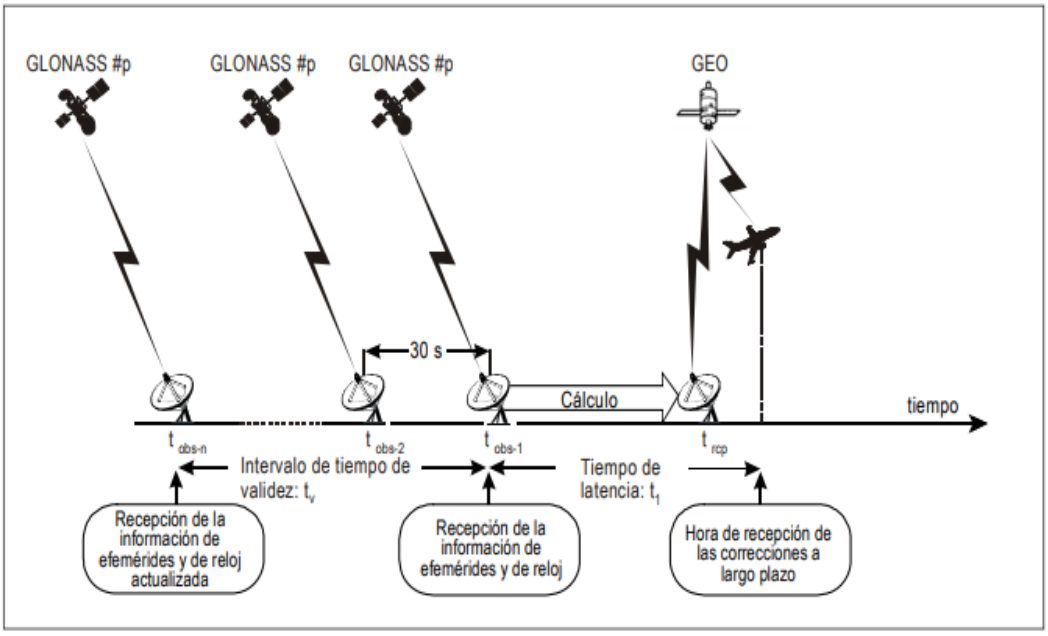


Figura D-3. Hora GLONASS

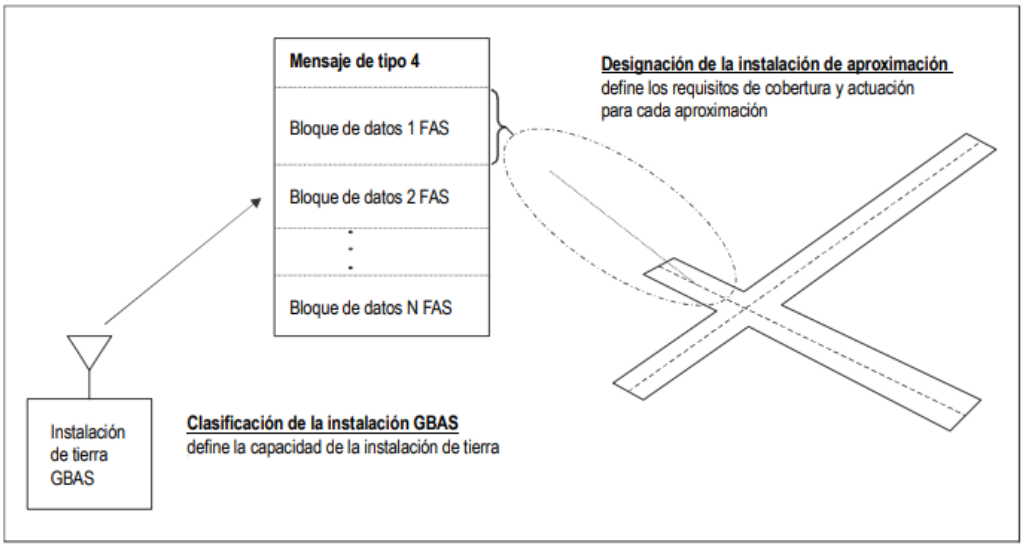
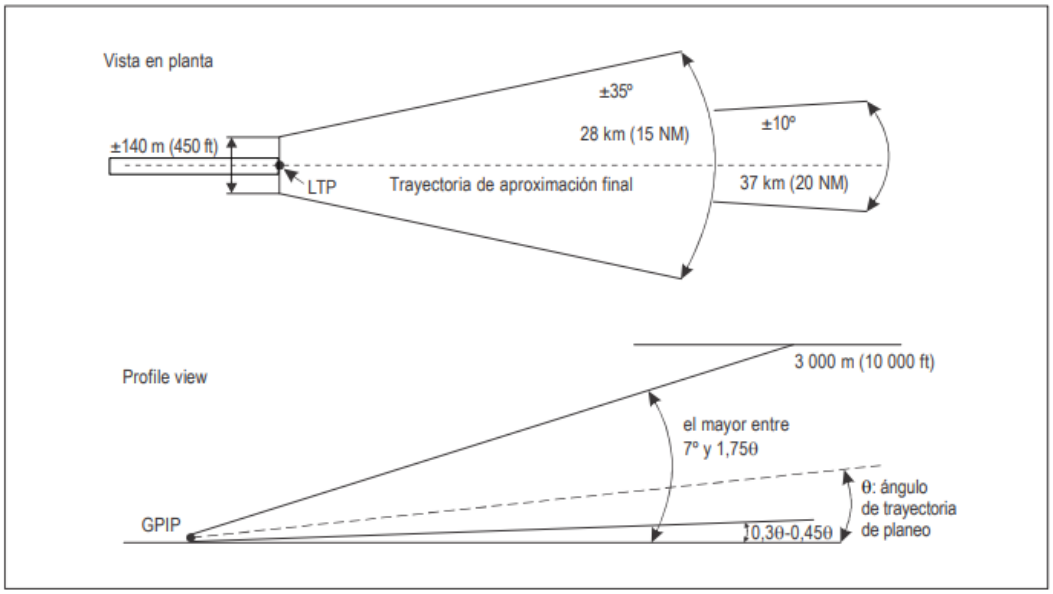


Figura D-4. Relación entre la clasificación de la instalación GBAS y la designación de la instalación de aproximación



GPIP — punto de intersección de la trayectoria de planeo
LTP — punto del umbral de aterrizaje

Figura D-5. Volumen de servicio GBAS mínimo

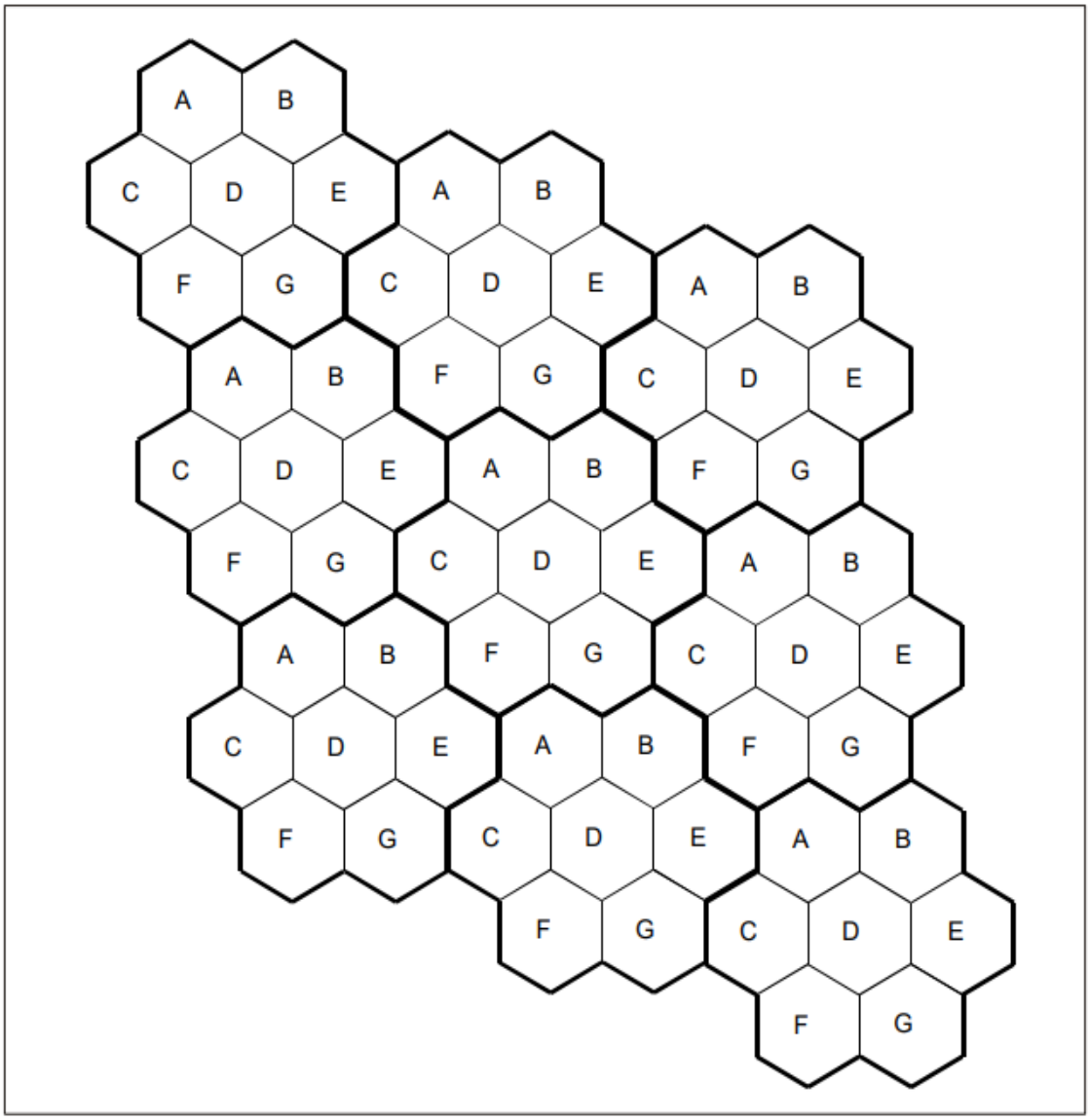


Figura D-5A. Red VHF GBAS de una sola frecuencia con intervalos de tiempo múltiples

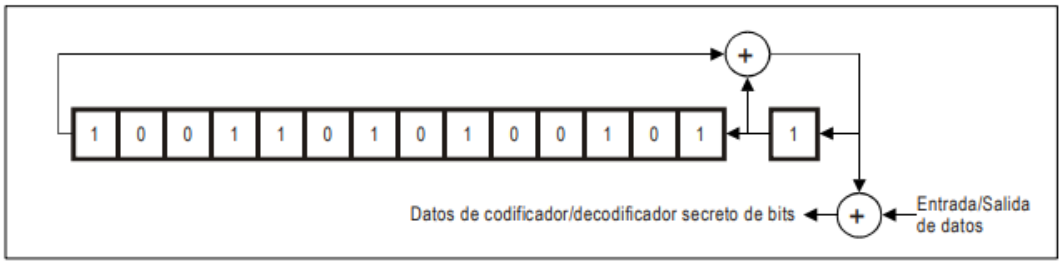


Figura D-6. Codificador/decodificador secreto de bits

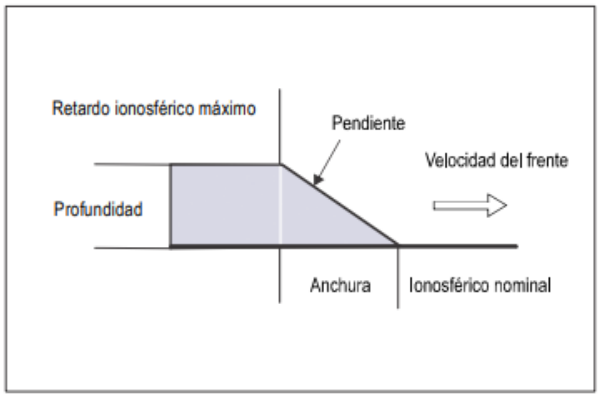


Figura D-7. Modelo de anomalía ionosférica de tipo cuña móvil

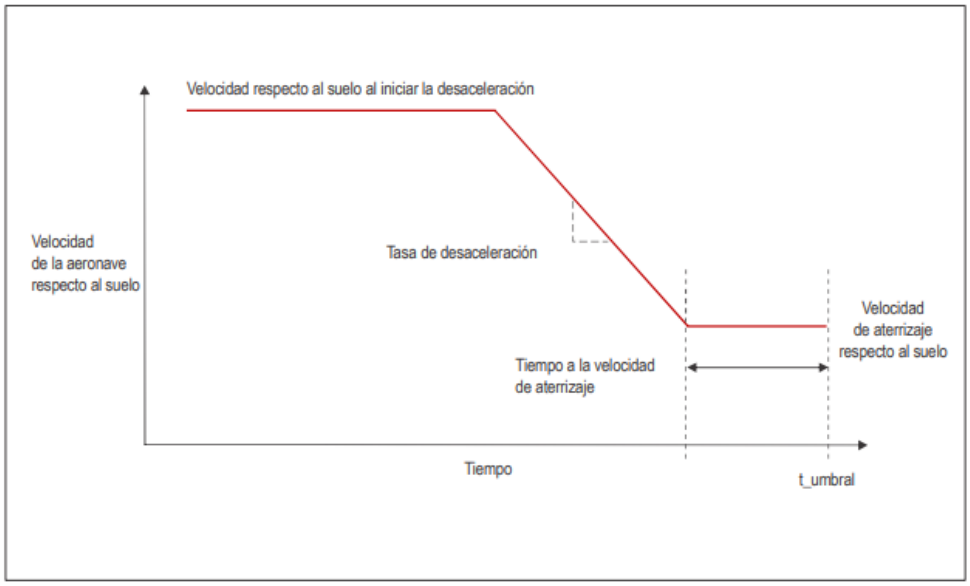


Figura D-8. Modelo de perfil de velocidades de una aeronave

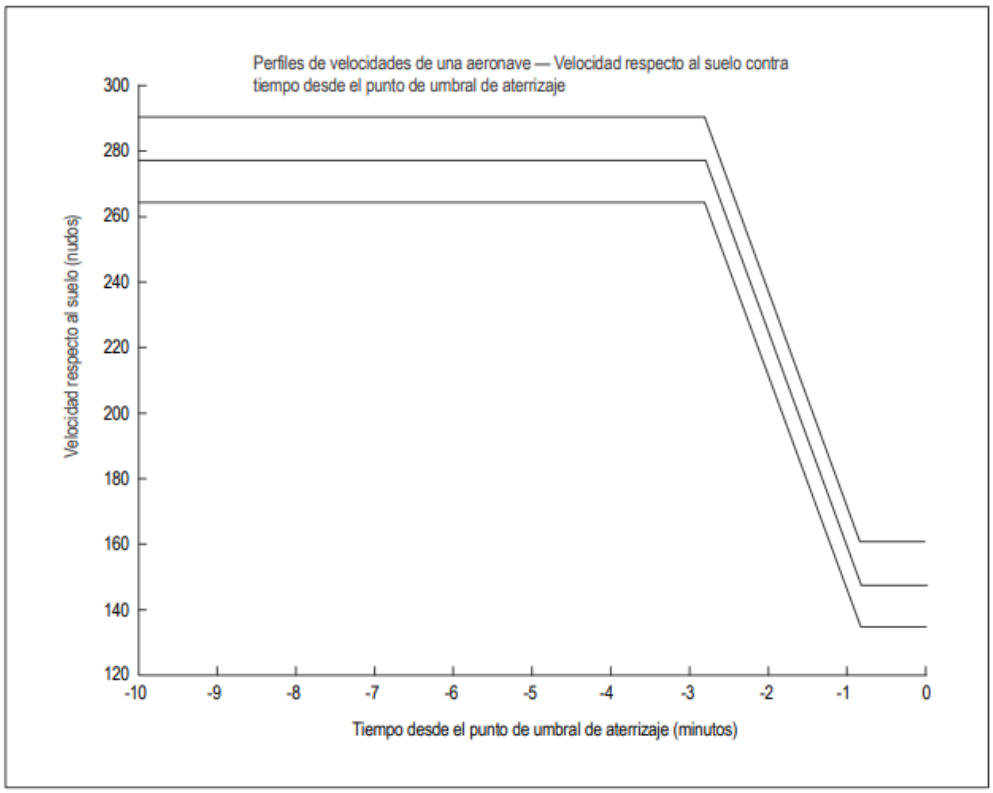


Figura D-9. Familia de perfiles de velocidades de una aeronave

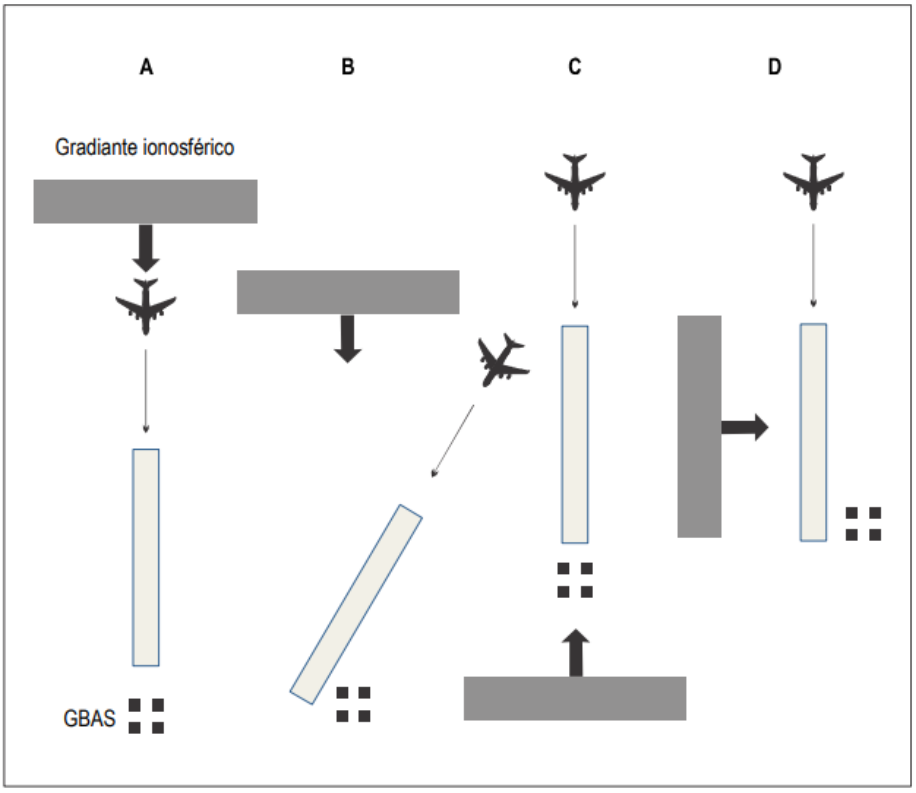


Figura D-10. Orientaciones aire/tierra/aproximación del gradiente ionosférico

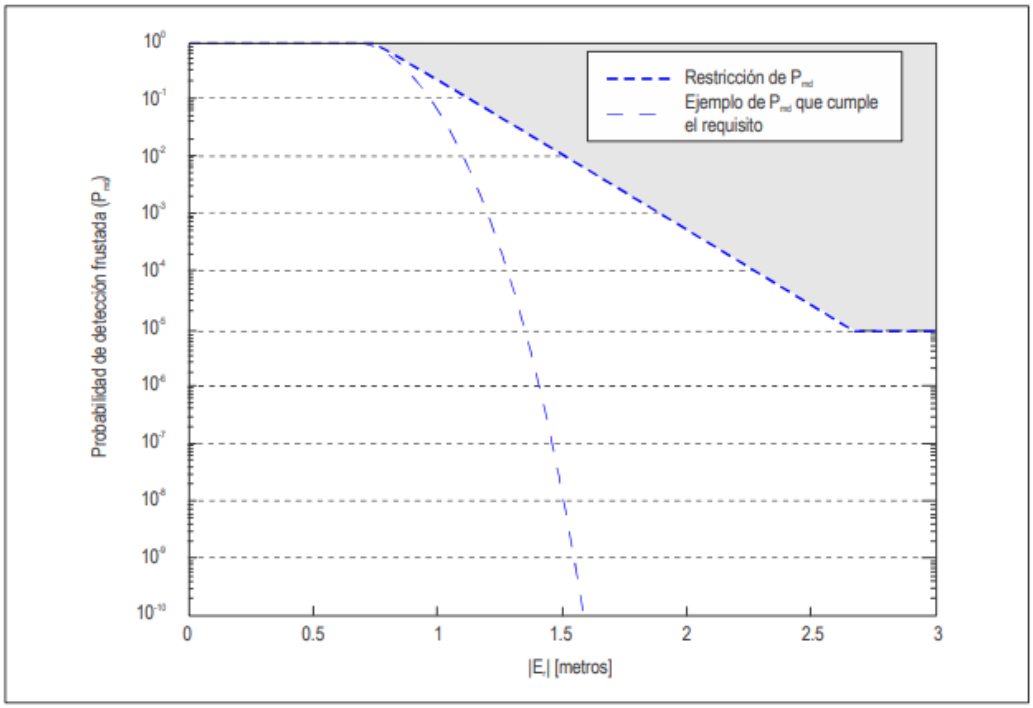
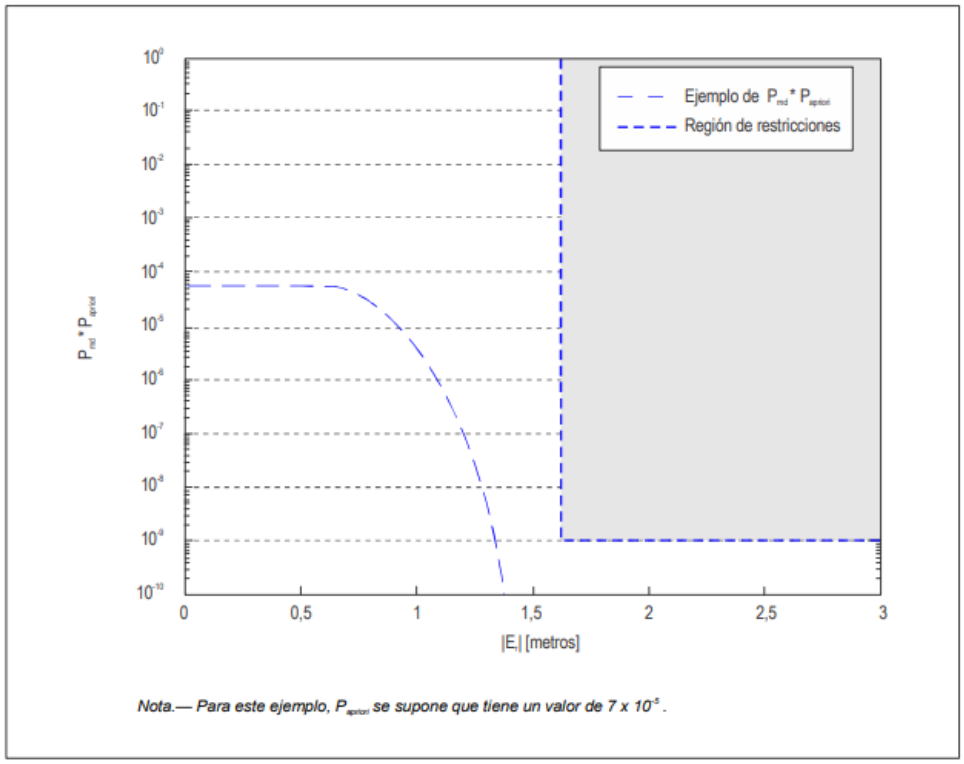


Figura D-11. Ejemplo de una región de restricciones de P_{md_limit}



Nota.— Para este ejemplo, $P_{apriori}$ se supone que tiene un valor de 7×10^{-5}.

Figura D-12. Ejemplo de restricción P_{md_limit} con probabilidad a priori

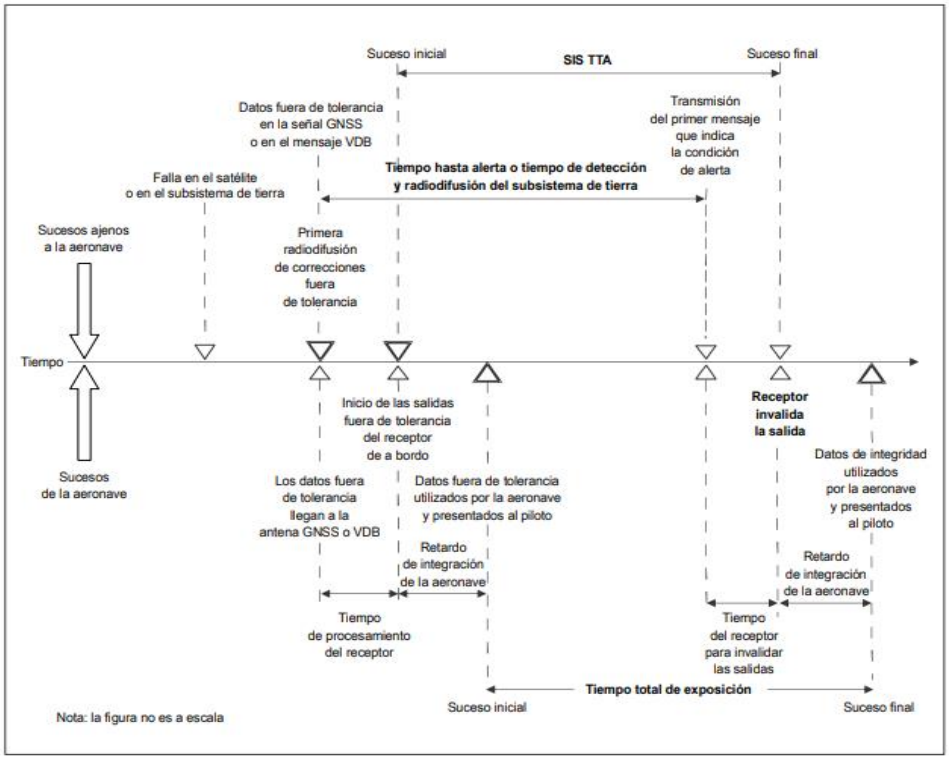


Figura D-13. Ilustración del tiempo hasta alerta nominal GBAS

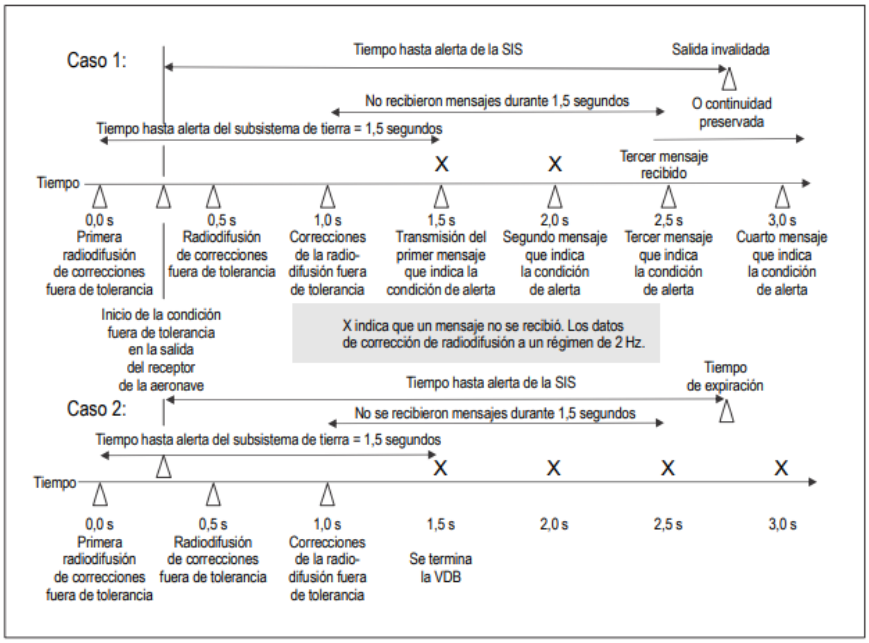
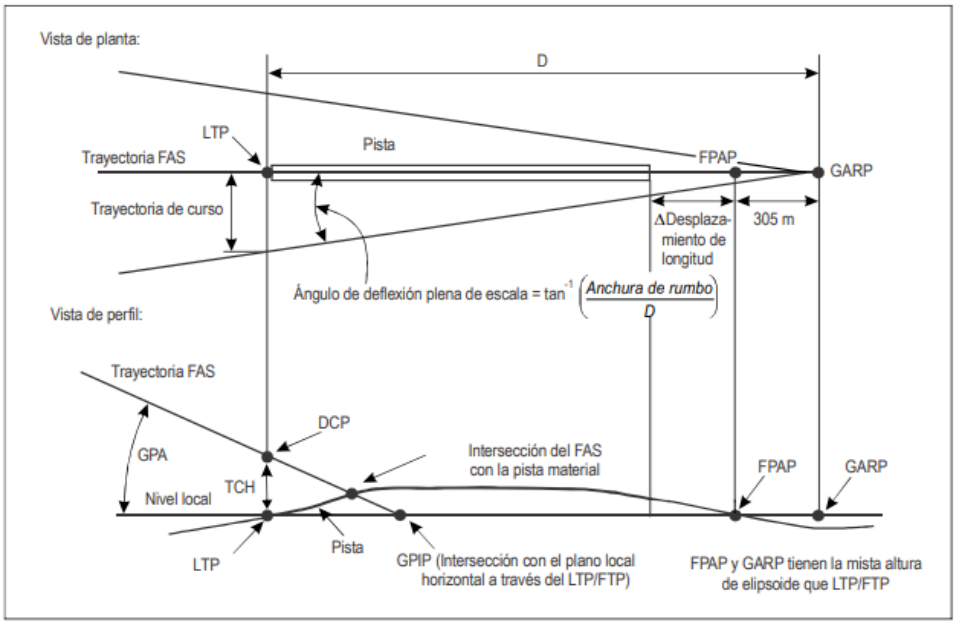
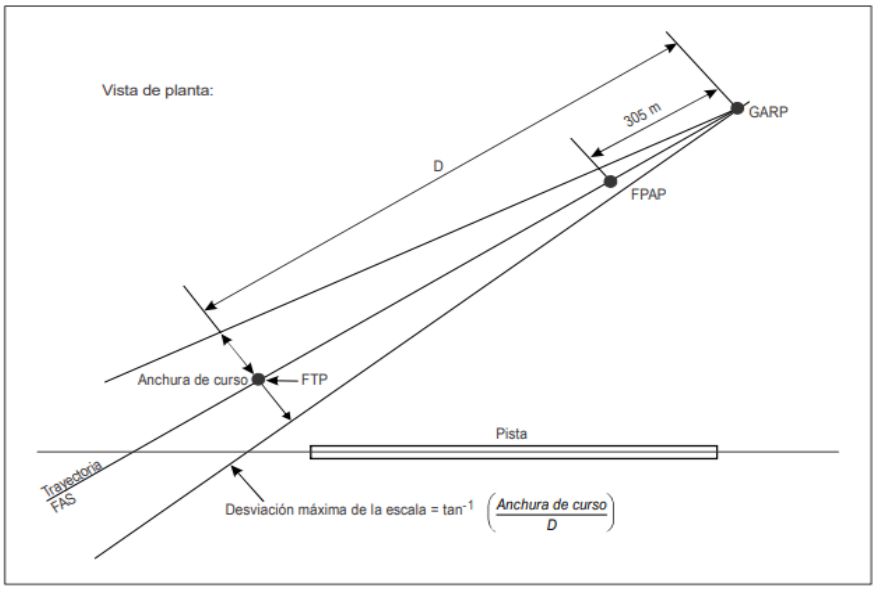


Figura D-14. Efecto de los mensajes frustrados en el tiempo hasta alerta del GAST D GBAS por debajo de 200 ft
En el Caso 1 se describe la situación de los mensajes frustrados y en el Caso 2 la de la terminación de la VDB



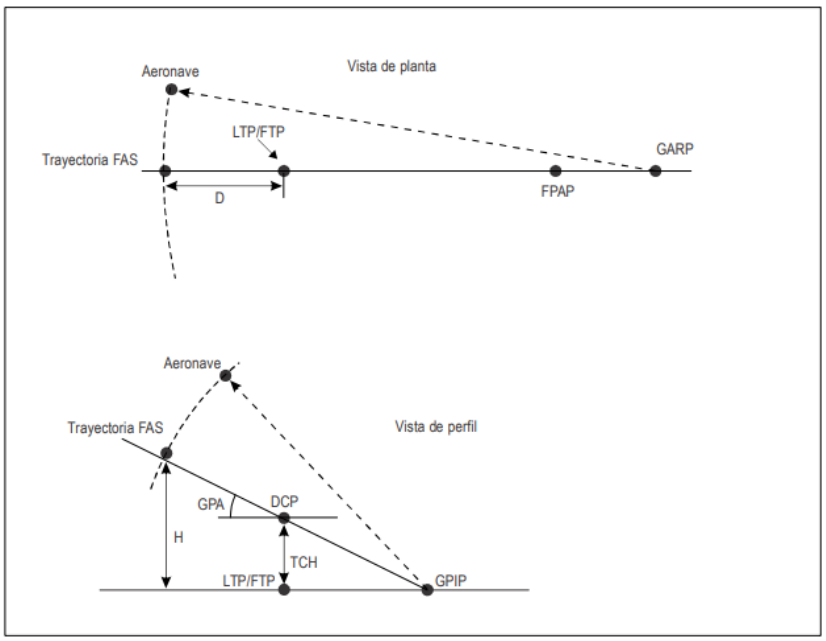
DCP — punto de cruce de referencia
FAS — tramo de aproximación final
FPAP — punto de alineación de la trayectoria de vuelo
FTP — punto de umbral ficticio (véase la Figura D-7)
GARP — punto de referencia de azimut GNSS
GPA — ánbulo de trayectoria de planeo promulgado
GPIP — punto de intersección de la trayectoria de planeo
LTP — punto del umbral de aterrizaje
TCH — altura de franqueamiento del umbral

Figura D-15. Definición de trayectoria de tramo de aproximación final (FAS)



FAS — tramo de aproximación final
FPAP — punto de alineación de la trayectoria de vuelo
FTP — punto de umbral ficticio
GARP — punto de referencia de azimut GNSS

Figura D-16. Definición de trayectoria FAS para aproximaciones no alineadas con la pista



DCP — punto de cruce de referencia
FAS — tramo de aproximación final
FPAP — punto de alineación de la trayectoria de vuelo
FTP — punto de umbral ficticio (véase la Figura D-7)
GARP — punto de referencia de azimut GNSS
GPA — ángulo de trayectoria de planeo promulgado
GPIP — punto de intersección de la trayectoria de planeo
LTP — punto del umbral de aterrizaje
TCH — altura de franqueamiento del umbral

Figura D-17. Definición de los parámetros D y H en el cálculo del límite de alerta

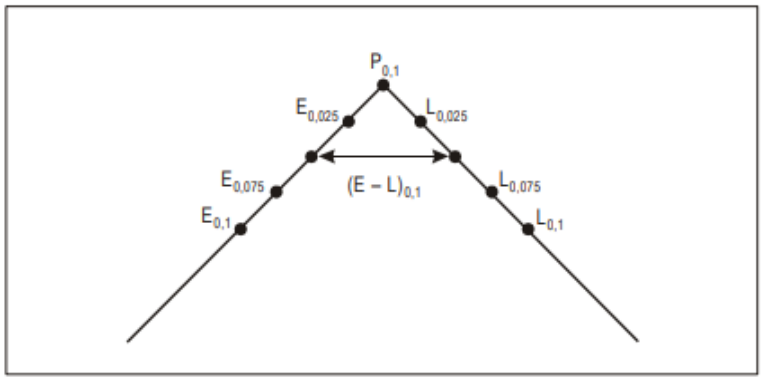


Figura D-18. Cresta de correlación y valores medidos de correlacionador "al acercarse"

*****

ADJUNTO E.

TEXTO DE ORIENTACIÓN SOBRE LA VERIFICACIÓN PREVIA AL VUELO DEL EQUIPO VOR DE A BORDO

(NO APLICA)

ADJUNTO F.

TEXTO DE ORIENTACIÓN RELATIVO A CONFIABILIDAD Y DISPONIBILIDAD DE RADIOCOMUNICACIONES Y DE RADIOAYUDAS PARA LA NAVEGACIÓN

(NO APLICA)

ADJUNTO G.

INFORMACIÓN Y TEXTO DE ORIENTACIÓN SOBRE LA APLICACIÓN DE LAS NORMAS Y MÉTODOS RECOMENDADOS RELATIVOS AL MLS

(NO APLICA)

ADJUNTO H.

ESTRATEGIA PARA LA RACIONALIZACIÓN DE LAS RADIOAYUDAS PARA LA NAVEGACIÓN CONVENCIONALES Y EVOLUCIÓN EN APOYO DE LA NAVEGACIÓN BASADA EN LA PERFORMANCE

(NO APLICA)

****