



**DINAC**

**REPÚBLICA DEL PARAGUAY**

**DIRECCIÓN NACIONAL DE AERONÁUTICA CIVIL**

**DINAC R 16**

**PROTECCIÓN DEL MEDIO AMBIENTE**

**Volumen III – Emisiones de CO<sub>2</sub> de los Aviones**

*Esta edición fue aprobada por Resolución Nº 921/2023*  
**SEGUNDA EDICIÓN - AÑO 2023**

RESOLUCIÓN N° 921 /2023

POR LA QUE SE APRUEBA EL REGLAMENTO DINAC R 16 “PROTECCIÓN DEL MEDIO AMBIENTE VOLUMEN III – EMISIONES DE CO<sub>2</sub> DE LOS AVIONES, SEGUNDA EDICIÓN AMDT N° 02, AÑO 2023”.

Asunción, 29 de Diciembre de 2023

**VISTO:** El Memorandum GNAGA N° 32/2023 de la Gerencia de Normas de Aeródromos y Ayudas Terrestres; las providencias de la Subdirección de Navegación Aérea, de la Dirección de Aeronáutica; el Dictamen N° 168/2023 de la Asesoría Jurídica (Expdte. DINAC N° 200295); y,

**CONSIDERANDO:** Que, la Gerencia de Normas de Aeródromos y Ayudas Terrestres, remite la propuesta de enmienda del Reglamento DINAC R 16 “Protección del Medio Ambiente Volumen III – Emisiones de Co<sub>2</sub> de los Aviones, Segunda Edición AMDT N° 02, Año 2023”, incorporada en esta Edición la enmienda 2 al Anexo 16 referido, que será aplicable a partir del 1 de enero de 2024.

Que, asimismo informa que se efectuaron los procesos previos a la solicitud de aprobación del citado reglamento, conforme a lo que establece el documento “Desarrollo y Enmienda de Reglamentos, Manuales y Circulares de Asesoramiento”.

Que, la presentación se desarrolla conforme a los requisitos establecidos en el Capítulo 2 para la redacción y aplicación del formato actualizado.

Que, en el Capítulo 3, ítem 3.1 “Desarrollo y aprobación de reglamentos” establece en su inciso c) Difusión de propuesta: la propuesta debe ser publicada en el sitio web de la DINAC para conocimiento y análisis de los usuarios y de la industria aeronáutica, por un plazo de 15 (quince) días calendario, previos a su aprobación.

Que, en el inciso d) del ítem anterior, menciona: Análisis de comentarios, numeral 3) “de no recibirse comentarios en el plazo establecido se considerará que no hay objeción a la propuesta planteada”; y de igual manera, informar que sobre este punto no se ha recibido comentario ni sugerencia al correo habilitado para el efecto [normas\\_de\\_aerodromos@dinac.gov.py](mailto:normas_de_aerodromos@dinac.gov.py) y [gnaga@dinac.gov.py](mailto:gnaga@dinac.gov.py).

Que, el Convenio de Chicago establece: Art. 37° – Adopción de Normas y Procedimientos Internacionales “Cada Estado contratante se compromete 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. A este fin, la Organización de Aviación Civil Internacional adoptará y enmendará, en su oportunidad, según sea necesario, las normas, métodos recomendados y procedimientos internacionales que traten de: ...y de otras cuestiones relacionadas con la seguridad, regularidad y eficiencia de la navegación aérea que en su oportunidad puedan considerarse apropiadas”.

Que, la Ley N° 1860/02 – Código Aeronáutico, en los Artículos 7° y 334°, faculta a la autoridad aeronáutica civil a la aplicación en el ámbito administrativo de las disposiciones del código, su reglamentación y los convenios internacionales, así como lo compete dictar las regulaciones o normas vinculadas a la aeronáutica civil.

../2



Daniel A. Báez Argaña

Secretario General

Dirección Nacional de Aeronáutica Civil

Avda. Mcal. López esq. 22 de Setiembre – 2do Piso  
Teléfono: (021) 212 530 E-mail: [sec\\_gral@dinac.gov.py](mailto:sec_gral@dinac.gov.py)  
Asunción – Paraguay

-2-

RESOLUCIÓN N° 921 /2023

POR LA QUE SE APRUEBA EL REGLAMENTO DINAC R 16 “PROTECCIÓN DEL MEDIO AMBIENTE VOLUMEN III – EMISIONES DE CO<sub>2</sub> DE LOS AVIONES, SEGUNDA EDICIÓN AMDT N° 02, AÑO 2023”.

Que, la Subdirección de Navegación Aérea remite el pedido para proseguir con los trámites correspondientes.

Que, la Dirección de Aeronáutica eleva el expediente para su consideración.

Que, la Asesoría Jurídica recomienda aprobar el Reglamento DINAC R 16 “Protección del Medio Ambiente Volumen III – Emisiones de Co<sub>2</sub> de los Aviones, Segunda Edición AMDT N° 02, Año 2023”.

**POR TANTO:** De conformidad con las atribuciones conferidas por la Ley N° 73/90 “Carta Orgánica de la DINAC” y la Ley N° 2199/2003, “Que Dispone la Reorganización de los Órganos Colegiados Encargados de la Dirección de Empresas y Entidades del Estado Paraguayo”.

**EL PRESIDENTE DE LA DIRECCIÓN NACIONAL DE AERONÁUTICA CIVIL**

**RESUELVE**

**Artículo 1°** Aprobar el Reglamento DINAC R 16 “Protección del Medio Ambiente Volumen III – Emisiones de Co<sub>2</sub> de los Aviones, Segunda Edición AMDT N° 02, Año 2023”; que se adjunta, y entra en vigencia a partir de la fecha de la presente Resolución.

**Artículo 2°** La Coordinación General de Tecnologías de Información y Comunicación, en conjunto con el área correspondiente, se encargará de publicar en la página web de la DINAC, el citado Reglamento.

**Artículo 3°** Disponer que la Dirección de Aeronáutica, informe a las áreas correspondientes.

**Artículo 4°** Dejar sin efecto, toda disposición contraria a la presente Resolución.

**Artículo 5°** Comunicar a quienes corresponda y cumplida, archivar.

 Daniel A. Baez Argaña  
Secretario General  
Dirección Nacional de Aeronáutica Civil  
**Fdo. por Don Nelson Mendoza Rolón (Presidente)**  
**Abg. Daniel A. Baez Argaña (Secretario General)**

Es Copia fiel del Original

DBA/rv

## REGISTRO DE ENMIENDAS.

Núm.	Fecha de aplicación	Fecha de anotación	Anotada por
01	01/01/2018 R00 – Enm. 1	Marzo 2020	Esc. Lorena Bordón
02	01/01/2024 R01 – Enm. 2	Diciembre 2023	Abog. Deisy Bernal
03			
04			
05			
06			
07			
08			
09			
10			

\*\*\*\*\*

PÁGINA INTENCIONALMENTE EN BLANCO

## ÍNDICE

ÍTEM	TEMAS	PÁG.
<b>TAPA</b>		<b>NA</b>
<b>REGISTRO</b>	<b>ENMIENDAS.</b>	<b>I</b>
<b>INDICE</b>		<b>II</b>
<b>REFERENCIA</b>		<b>III</b>
<b>PROLOGO</b>		<b>IV</b>
<b>PARTE 1</b>	<b>DEFINICIONES Y SIMBOLOS.</b>	
<b>CAPITULO 1.</b>	Definiciones.	<b>1-2</b>
<b>CAPITULO 2.</b>	Símbolo.	<b>1-1</b>
<b>PARTE 2.</b>	<b>NORMA DE CERTIFICACIÓN PARA LAS EMISIONES DE CO<sub>2</sub> DE LOS AVIONES CON BASE EN EL CONSUMO DE COMBUSTIBLE.-</b>	
<b>CAPITULO 1.</b>	Administración	<b>1-2</b>
<b>CAPÍTULO 2.</b>	1. Aviones de reacción subsónicos de más de 5.700 kg. 2. Aviones de más de 8.618 kg. propulsados por hélice.	<b>1-4</b>
<b>2.1</b>	Aplicabilidad	
<b>2.2</b>	Valor de medición para la evaluación de las emisiones de CO <sub>2</sub> .	<b>2-4</b>
<b>2.3</b>	Masas de referencia para aviones	<b>2-4</b>
<b>2.4</b>	Valor de emisión máximo permitido para la evaluación de emisiones de CO <sub>2</sub>	<b>3-4</b>
<b>2.5</b>	Condiciones de referencia para determinar el alcance específico de los aviones	<b>3-4</b>
<b>2.6</b>	Procedimiento de prueba	<b>4-4</b>
<b>Apéndice “1”</b>	<b>Determinación del valor de medición para la evaluación de las enmiendas de CO<sub>2</sub> de los aviones</b>	<b>1-8</b>
<b>Apéndice “2”</b>	<b>Factor geométrico de referencia</b>	<b>1-2</b>

\*\*\*\*\*

PÁGINA INTENCIONALMENTE EN BLANCO

## REFERENCIAS.

- Doc. OACI 7300 Convenio sobre Aviación Civil Internacional
- ANEXO 16 PROTECCIÓN DEL MEDIO AMBIENTE, Volumen III – Emisiones de CO<sub>2</sub> de los Aviones, Primera Edición año 2018, Enmienda 2 de la OACI.
- Ley N° 1860/2002 - Código Aeronáutico Paraguayo.
- Ley N° 73/1990 - Carta Orgánica de la DINAC.
- Ley N° 2199/2003 “Que dispone la reorganización de los órganos colegiados encargados de la Dirección de Empresas y Entidades del Estado Paraguayo”.
- Ley N° 1626/2000 “De la Función Pública”.
- Doc. OACI 9713 Vocabulario de Aviación Civil Internacional.
- Resolución DINAC N° 417/2020, de fecha 22 de setiembre de 2020 “Reglas para el desarrollo, homologación y enmienda de reglamentos, manuales técnicos y otros documentos” Segunda Edición – Año 2020.

\*\*\*\*\*

PÁGINA INTENCIONALMENTE EN BLANCO

## PRÓLOGO

La elaboración de este reglamento, presenta su principal objetivo con relación a las emisiones de **CO<sub>2</sub>** de los aviones, como parte de una serie de medidas para minimizar el problema de las emisiones de gases de efecto invernadero procedentes de la aviación internacional, se toma como uno de los elementos recomendados en el marco del Programa de Acción sobre la aviación internacional y el cambio climático en la **OACI**.

El **DINAC R 16** – Protección al medio ambiente Vol. III Emisiones de CO<sub>2</sub> de los aviones, establece el alcance de las normas y métodos recomendados para la certificación de las emisiones de **CO<sub>2</sub>** de los aviones basada en el consumo de combustible, aplicable a los tipos de aviones especificados en los capítulos desarrollados, y cuando éstos se dediquen a la navegación aérea internacional.

La Dirección Nacional de Aeronáutica Civil – **DINAC**, como Autoridad Aeronáutica Civil del Estado Paraguayo, proporciona el siguiente reglamento nacional “Protección al medio ambiente – Vol. III Emisiones de CO<sub>2</sub> de los aviones”, conforme a las normas y métodos recomendados del **Anexo 16** al Convenio sobre Aviación Civil Internacional “Protección al medio ambiente”, Volumen III, Emisiones de CO<sub>2</sub> de los aviones, Segunda Edición – Diciembre 2023.

\*\*\*\*\*

## 1. CAPITULO 1

### 1.1 DEFINICIONES.

**ALCANCE ESPECÍFICO:** La distancia que recorre un avión en la fase de vuelo de crucero por unidad de combustible consumido.

**AVIÓN (AEROPLANO):** Aerodino propulsado por motor, que debe su sustentación en vuelo principalmente a reacciones aerodinámicas ejercidas sobre superficies que permanecen fijas en determinadas condiciones de vuelo.

**AVIÓN SUBSÓNICO:** Avión incapaz de mantener el vuelo horizontal a velocidades que excedan de Mach 1.

**CAPACIDAD MÁXIMA DE ASIENTOS PARA PASAJEROS:** El número máximo certificado de pasajeros para el diseño de tipo del avión.

**CERTIFICADO DE TIPO:** Documento expedido por un Estado contratante para definir el diseño de un tipo de aeronave, motor o hélice y certificar que dicho diseño satisface los requisitos pertinentes de aeronavegabilidad del Estado.

*Nota. - En algunos Estados contratantes puede expedirse un documento equivalente al Certificado de tipo para un tipo de motor o hélice.*

**CONDICIONES ÓPTIMAS:** Las combinaciones de altitud y velocidad aerodinámica, dentro de la envolvente operacional aprobada que se define en el manual de vuelo del avión, que proporciona el más alto valor del alcance específico para cada masa de referencia para aviones.

**DISEÑO DE TIPO:** El conjunto de datos e información necesarios para definir un tipo de aeronave, motor o hélice para fines de determinación de la aeronavegabilidad.

**ESTADO DE DISEÑO:** Estado que tiene jurisdicción sobre la entidad responsable del diseño de tipo.

**FACTOR GEOMÉTRICO DE REFERENCIA:** Factor de ajuste basado en una medida del tamaño del fuselaje del avión, que se deriva de una proyección bidimensional del fuselaje.

**MASA MÁXIMA DE DESPEGUE:** La mayor de todas las masas de despegue para el diseño de tipo.

**MODELO DE PERFORMANCE:** Una herramienta o método de análisis que se ha validado a partir de los datos corregidos de las pruebas de vuelo, que puede utilizarse para determinar los valores del SAR para calcular el valor de medición para la evaluación de emisiones de CO<sub>2</sub> en las condiciones de referencia.

**PROCEDIMIENTO EQUIVALENTE:** Procedimiento de prueba o análisis que, aunque difiera del especificado en este volumen del DINAC R 16, arroja efectivamente, a juicio de la autoridad de certificación, desde el punto de vista

técnico, el mismo valor de medición para la evaluación de emisiones de **CO<sub>2</sub>** que el procedimiento especificado.

**VERSIÓN DERIVADA DE UN AVIÓN CON CERTIFICACIÓN DE CO<sub>2</sub>:** Un avión en el que se incorpora un cambio en el diseño de tipo que incrementa su masa máxima de despegue o que aumenta el valor de medición para la evaluación de emisiones de CO<sub>2</sub> en más de:

- a) **1,35%** a una masa máxima de despegue de **5.700 kg**, reduciéndose linealmente a;
- b) **0,75%** a una masa máxima de despegue de **60.000 kg**, reduciéndose linealmente a;
- c) **0,70%** a una masa máxima de despegue de **600.000 kg**; y
- d) un **0,70%** constante a masas máximas de despegue de más de **600.000 kg**.

*Nota.- En algunos Estados, cuando la autoridad de certificación estime que la modificación propuesta en cuanto a diseño, configuración, potencia o masa es tan significativa que se requiere una investigación sustancialmente completa para determinar si cumple con los reglamentos de aeronavegabilidad aplicables, el avión requerirá un nuevo certificado de tipo.*

**VERSIÓN DERIVADA DE UN AVIÓN SIN CERTIFICACIÓN DE CO<sub>2</sub>:** Un avión conforme a un certificado de tipo existente, pero para el cual no se obtuvo la certificación respecto de las normas del Volumen III del DINAC R 16 y al que, antes de que se le expida su primer certificado de aeronavegabilidad, se le introduce un cambio en el diseño de tipo que provoca un incremento en el valor de medición para la evaluación de las emisiones de CO<sub>2</sub> superior a 1,5% o que se considera cambio significativo con respecto al CO<sub>2</sub>.

**ZONA DE LA TRIPULACIÓN DEL PUESTO DE PILOTAJE:** La parte de la cabina destinada para el uso exclusivo de las tripulaciones de vuelo.

\*\*\*\*\*

## CAPÍTULO 2.

### SÍMBOLOS.

2.1 Los símbolos que siguen, tal como se utiliza en el Volumen III de este DINAC R16, tienen los significados y, cuando corresponde, las unidades que se indican a continuación:

<b>AVG</b>	media aritmética
<b>CG</b>	centro de gravedad
<b>CO<sub>2</sub></b>	dióxido de carbono
<b>g<sub>0</sub></b>	celeración normal producida por la gravedad a nivel del mar y a una latitud geodésica de <b>45,5°, 9,80665</b> (m/s <sup>2</sup> )
<b>Hz</b>	hertzio (ciclos por segundo)
<b>MTOM</b>	masa máxima de despegue (kg)
<b>OML</b>	perfil externo
<b>RGF</b>	factor geométrico de referencia
<b>RSS</b>	raíz cuadrada de la suma de los cuadrados
<b>SAR</b>	alcance específico (km/kg)
<b>TAS</b>	velocidad verdadera (km/h)
<b>W<sub>f</sub></b>	flujo de combustible total del avión (kg/h)

\*\*\*\*\*

## PARTE 2 – NORMA DE CERTIFICACIÓN PARA LAS EMISIONES DE CO<sub>2</sub> DE LOS AVIONES CON BASE EN EL CONSUMO DE COMBUSTIBLE

### CAPÍTULO 1. ADMINISTRACIÓN

- 1.1 Las disposiciones de **1.2** a **1.11** se deben aplicar a todos los aviones incluidos en las clasificaciones definidas para fines de certificación relativa a las emisiones de **CO<sub>2</sub>** del **Capítulo 2** de esta parte, cuando dichos aviones estén dedicados a la navegación aérea internacional.
- 1.2 La certificación relativa a las emisiones de **CO<sub>2</sub>** la concederá o convalidará el Estado de matrícula de un avión basándose en pruebas satisfactorias de que el avión cumple con requisitos que son por lo menos iguales a las normas aplicables especificadas en este documento.
- 1.3 Los Estados contratantes deben reconocer como válida la certificación relativa a las emisiones de **CO<sub>2</sub>** concedida por otro Estado contratante, siempre que los requisitos de acuerdo con los cuales se haya concedido dicha certificación sean por lo menos iguales a las normas aplicables especificadas en este documento.
- 1.4 La enmienda de este volumen del **DINAC R16** que ha de utilizar un Estado contratante será la aplicable en la fecha en que se presentó a dicho Estado contratante una solicitud de certificado de tipo, en el caso de un nuevo tipo, o una solicitud de aprobación de modificación de diseño de tipo, en el caso de una versión derivada, o conforme a un trámite de solicitud equivalente prescrito por la autoridad de certificación de ese Estado contratante.
- Nota. - A medida que cada nueva edición y enmienda de este documento pasa a ser aplicable (con arreglo a la Tabla A del Preámbulo), sustituye a todas las ediciones y enmiendas anteriores.*
- 1.5 Salvo que se indique de otro modo en este volumen del **DINAC R16**, la fecha que han de utilizar los Estados contratantes para determinar la aplicación de las normas de este documento será la fecha en que se presentó al Estado de diseño una solicitud de certificado de tipo o la fecha de solicitud conforme a un procedimiento equivalente prescrito por la autoridad de certificación del Estado de diseño.
- 1.6 Una solicitud tendrá efecto durante el período especificado en los reglamentos de aeronavegabilidad apropiados al tipo de avión, excepto en casos especiales en los que la autoridad de certificación otorgue una prolongación. Cuando se amplía el período de efectividad, la fecha que se ha de utilizar para determinar la aplicabilidad de las normas de este **DINAC R 16** debe ser la fecha de expedición del certificado de tipo o de aprobación de la modificación del diseño de tipo, o la fecha de expedición de aprobación conforme a un procedimiento equivalente prescrito por el Estado de diseño, menos el período de efectividad.
- 1.7 Para las versiones derivadas de aviones con y sin certificación de **CO<sub>2</sub>**, las disposiciones de aplicabilidad de las normas de este **DINAC R 16** hacen referencia a la fecha en la cual se presentó “la solicitud de la certificación de cambio en el diseño

de tipo”. La fecha que utilizarán los Estados contratantes para determinar la aplicabilidad de las normas de este documento será la fecha en la cual se haya presentado la solicitud de cambio en el diseño de tipo al Estado contratante que otorgó el primer certificado de cambio en el diseño de tipo presentado la solicitud de cambio en el diseño de tipo al Estado contratante que otorgó el primer certificado de cambio en el diseño de tipo.

- 1.8** Cuando las disposiciones que rigen la aplicabilidad de las normas de este DINAC R 16, hacen referencia a la fecha en la cual se expidió por primera vez el certificado de aeronavegabilidad de un avión, la fecha que utilizarán los Estados contratantes para determinar la aplicabilidad de las normas de este documento será la fecha en la cual haya sido expedido el primer certificado de aeronavegabilidad por cualquier Estado contratante.
- 1.9** La autoridad de certificación debe publicar el valor de medición certificado de la evaluación de emisiones de CO<sub>2</sub> otorgado o validado por dicha autoridad.
- 1.10** La utilización de procedimientos equivalentes en lugar de los procedimientos especificados en los apéndices de este volumen debe ser aprobada por la autoridad de certificación.
- 1.11** Los Estados contratantes reconocerán las exenciones válidas de un avión otorgadas por la autoridad competente de otro Estado contratante que tenga jurisdicción sobre la entidad responsable de la producción del avión, siempre que se haya utilizado un proceso aceptable.

\*\*\*\*\*

## CAPÍTULO 2.

### 1- AVIONES DE REACCIÓN SUBSÓNICOS DE MAS DE 5 700KG.

### 2- AVIONES DE MAS DE 8 618 KG PROPULSADOS POR HÉLICE.

#### 2.1 APLICABILIDAD.

**Nota.- Véase también en Capítulo 1.1.4, 1.5, 1.7, 1.8 y 1.11.**

2.1.1 Las normas de este capítulo se deben aplicar, con excepción de los aviones anfibios, los aviones inicialmente diseñados o modificados y utilizados para cumplir con requisitos operacionales especializados, los aviones diseñados con factor geométrico de referencia (RGF) cero y los específicamente diseñados o modificados y utilizados para extinción de incendios:

- a) a los aviones de reacción subsónicos, incluidas sus versiones derivadas, cuya masa máxima de despegue sea superior a **5 700 kg** y para los cuales se presente la solicitud de un certificado de tipo el **1 de enero de 2020** o después de esa fecha, excepto los aviones de masa máxima de despegue igual a **60 000 kg** o menos con una capacidad máxima de **19** asientos para pasajeros;
- b) a los aviones de reacción subsónicos, incluidas sus versiones derivadas, cuya masa máxima de despegue sea superior a **5 700 kg** e inferior o igual que **60 000 kg** y que tengan una capacidad máxima de **19** asientos para pasajeros o menos, y para los cuales se presente la solicitud de un certificado de tipo el **1 de enero de 2023** o después de esa fecha;
- c) a todos los aviones propulsados por hélice, incluidas sus versiones derivadas, cuya masa máxima de despegue sea superior a **8 618 kg** y para los cuales se presente la solicitud de un certificado de tipo el **1 de enero de 2020** o después de esa fecha;
- d) a versiones derivadas de aviones de reacción subsónicos sin certificación de **CO<sub>2</sub>**, comprendidas sus versiones derivadas subsiguientes con certificación de **CO<sub>2</sub>**, cuya masa máxima certificada de despegue sea superior a **5 700 kg** y para los cuales se presente la solicitud de cambio en el diseño de tipo el **1 de enero de 2023** o después esa fecha;
- e) a versiones derivadas de aviones propulsados por hélice sin certificación de **CO<sub>2</sub>**, comprendidas sus versiones derivadas subsiguientes con certificación de **CO<sub>2</sub>**, cuya masa máxima certificada de despegue sea superior a **8 618 kg** y para los cuales se presente la solicitud de certificación de cambio en el diseño de tipo el **1 de enero de 2023** o después de esa fecha;
- f) individualmente, a aviones de reacción subsónicos sin certificación de **CO<sub>2</sub>** cuya masa máxima certificada de despegue sea superior a **5 700 kg** y para los cuales se otorgue un certificado de aeronavegabilidad por primera vez el **1 de enero de 2028** o después de esa fecha; y
- g) individualmente, a aviones propulsados por hélice sin certificación de **CO<sub>2</sub>** cuya masa máxima certificada de despegue sea superior a **8 618 kg** para los cuales se otorgue un certificado de aeronavegabilidad por primera vez el **1 de enero de**

**2028** o después de esa fecha.

**Nota.-** Por “aviones inicialmente diseñados o modificados y utilizados para cumplir con requisitos operacionales especializados” se entiende: diseños de tipo de aviones que, a criterio de la autoridad de certificación, tienen características de diseño diferentes para cumplir con necesidades operacionales especiales que los distinguen de los tipos de aviones civiles típicos a los que se aplica este volumen del **DINAC R 16**, y que por consiguiente, en la evaluación, pueden arrojar un valor de medición de emisiones de **CO<sub>2</sub>** muy diferente.

**2.1.2** Sin perjuicio de lo establecido en **2.1.1**, un Estado contratante puede reconocer que los aviones que se encuentren matriculados en dicho Estado no están sujetos al requisito de demostrar que cumplen con las disposiciones de las normas del **Volumen III del DINAC R 16**, para cambios de motor por un tiempo limitado. Estos cambios en el diseño de tipo especificarán que el avión no puede estar en operaciones durante un período de más de **90 días**, a menos que se demuestre que el cambio en el diseño de tipo cumple las disposiciones del **Volumen III del DINAC R 16**. Esto sólo se aplica a los cambios resultantes de una acción necesaria para el mantenimiento del avión.

**2.1.3** La autoridad de certificación o la autoridad competente que tenga jurisdicción sobre la entidad responsable de la producción del avión puede conceder exenciones respecto de la aplicabilidad especificada en el párrafo **2.1.1**. En tales casos, la autoridad debe expedir un documento de exención. El otorgamiento de la exención se debe anotar en el registro permanente del avión. La autoridad de certificación debe tener en cuenta el número de aviones exentos que se producirán y su impacto en el medio ambiente. Las exenciones se deben notificar por número de serie del avión y se deben poner a disposición en un registro público oficial.

## **2.2 VALOR DE MEDICIÓN PARA LA EVALUACIÓN DE EMISIONES DE CO<sub>2</sub>.**

El valor de medición se debe definir en función de la media aritmética de los valores de **1/SAR** para las tres masas de referencia definidas en **2.3** y el **RGF**, definido en el **Apéndice 2**. El valor de medición se calculará de acuerdo con la siguiente fórmula:

$$\text{Valor de medición para la evaluación de emisiones de CO}_2 = \frac{(\frac{1}{\text{SAR}})_{\text{AVG}}}{(\text{RGF})^{0.24}}$$

**Nota 1-** El valor de medición se expresa en unidades de **kg/km**.

**Nota 2-** El valor de medición para la evaluación de emisiones de **CO<sub>2</sub>** es un indicador basado en el alcance específico (**SAR**), ajustado para tener en cuenta el tamaño del fuselaje. -

## **2.3 MASAS DE REFERENCIA PARA AVIONES.**

**2.3.1** El valor de **1/SAR** se debe establecer para cada una de las siguientes tres masas de referencia para aviones cuando se realicen pruebas de acuerdo con estas normas:

- masa bruta alta: **92%** de la masa máxima de despegue (**MTOM**).
- masa bruta mediana: media aritmética simple de la masa bruta alta y la masa bruta baja.
- masa bruta baja: **(0,45 x MTOM) + (0,63 x (MTOM<sup>0,924</sup>))**

**Nota.-** La **MTOM** se expresa en kilogramos.

**2.3.2** La certificación de emisiones de **CO<sub>2</sub>** para la **MTOM** representa también la certificación con respecto a las emisiones de **CO<sub>2</sub>** para masas de despegue más bajas que la **MTOM**. De todos modos, además de la certificación obligatoria de los valores de medición de emisiones de **CO<sub>2</sub>** para la **MTOM**, los solicitantes pueden

pedir también, voluntariamente, la aprobación de los valores de medición de emisiones de CO<sub>2</sub> para masas de despegue más bajas que la MTOM.

**2.4 VALOR DE MEDICIÓN PERMITIDO PARA LA EVALUACIÓN DE EMISIONES DE CO<sub>2</sub>.**

**2.4.1** El valor de medición para la evaluación de emisiones de CO<sub>2</sub> se debe determinar de conformidad con los métodos de evaluación que se describe en el **Apéndice 1**.

**2.4.2** El valor de medición para la evaluación de las emisiones de CO<sub>2</sub> no debe exceder del valor definido en los párrafos siguientes:

a) para los aviones especificados en **2.1.1 a), b) y c)** con una masa máxima de despegue que no exceda de **60 000 kg**:

$$\text{Valor permitido} = 10^{(-2,73780 + (0,681310 \cdot \log_{10}(\text{MTOM})) + (-0,0277861 \cdot (\log_{10}(\text{MTOM}))^2))}$$

b) para los aviones especificados en **2.1.1 a) y c)** con una masa máxima de despegue de más de **60.000 kg**. pero que no exceda de **70.395 kg**:

$$\text{Valor máximo permitido} = 0,764$$

c) para los aviones especificados en **2.1.1 a) y c)** con una masa máxima de despegue de más de **70 395 kg**.: Valor máximo permitido =  $10^{(-1,412742 + (-0,020517 \cdot \log_{10}(\text{MTOM})) + (0,0593831 \cdot (\log_{10}(\text{MTOM}))^2))}$

d) para los aviones especificados en **2.1.1.1 d), e), f) y g)** con masa máxima certificada de despegue que no exceda de **60.000 kg**.::

$$\text{Valor máximo permitido} = 10^{(-2,57535 + (0,609766 \cdot \log_{10}(\text{MTOM})) + (-0,0191302 \cdot (\log_{10}(\text{MTOM}))^2))}$$

e) para los aviones especificados en **2.1.1 d), e), f) y g)** con una masa máxima certificada de despegue de más de **60 000 kg**. pero que no exceda de **70.107 kg**.::

$$\text{Valor máximo permitido} = 0,797$$

f) para los aviones especificados en **2.1.1.1 d), e), f) y g)** con una masa máxima de despegue de más de **70.107 Kg**.::

$$\text{Valor máximo permitido} = 10^{(-1,39353 + (-0,020517 \cdot \log_{10}(\text{MTOM})) + (0,0593831 \cdot (\log_{10}(\text{MTOM}))^2))}$$

**2.5 CONDICIONES DE REFERENCIA PARA DETERMINAR EL ALCANCE ESPECÍFICO DE LOS AVIONES.**

**2.5.1** Las condiciones de referencia deben ser las siguientes, dentro de la envolvente operacional normal aprobada para el avión:

- a) las masas brutas para aviones definidas en **2.3**;
- b) una combinación de altitud y velocidad aerodinámica seleccionada por el solicitante;

**Nota.-** *Por lo general, se espera que estas condiciones sean la combinación de altitud y velocidad aerodinámica que dé como resultado el valor más alto del SAR, que comúnmente se obtiene al número de Mach correspondiente al crucero de máximo alcance a la altitud óptima. Seleccionar condiciones que no sean óptimas irá en detrimento del solicitante, ya que el valor del SAR se verá afectado adversamente.*

- c) vuelo estable (sin aceleración), en línea recta y horizontal;
- d) el avión en compensación longitudinal y lateral;
- e) la atmósfera del día tipo de la OACI;
- f) aceleración gravitacional para el avión que se desplaza en dirección del norte

geográfico, en aire en calma, a la altitud de referencia y una latitud geodésica de **45,5** grados, basada en g<sub>0</sub>;

- g) un poder calorífico inferior del combustible igual a **43,217 MJ/kg (18.580 BTU/lb)**;
- h) una posición de referencia del centro de gravedad (**CG**) del avión seleccionada por el solicitante, de modo de que sea representativa de un punto medio del **CG** en relación con la performance de crucero del diseño para cada una de las tres masas de referencia del avión;

**Nota.-** *Para un avión equipado con un sistema de control longitudinal del **CG**, puede seleccionarse la posición de referencia del **CG** para aprovechar esta característica.-*

- i) Condición de la carga estructural de ala seleccionada por el solicitante, de modo que sea representativa de las operaciones realizadas de acuerdo con la capacidad de carga útil del avión y las prácticas estándares del fabricante relativas a la gestión del combustible;
- j) La extracción de potencia eléctrica y mecánica y flujo de purga de aire seleccionados por el solicitante en relación con la performance de crucero del diseño y de acuerdo con los procedimientos recomendados por el fabricante;

**Nota.-** *No es necesario incluir la extracción de potencia y el flujo de purga de aire debidos al uso de equipo opcional, como sistemas de entrenamiento para los pasajeros.*

- k) Las purgas de maniobra/estabilidad del motor de acuerdo con el diseño nominal del modelo de performance del motor para las condiciones especificadas;
- l) Nivel de deterioro del motor seleccionado por el solicitante de modo que sea representativo del nivel inicial de deterioro (un mínimo de **15** despegues o **50** horas de vuelo del motor).

**2.5.2** Si las condiciones de prueba no son las mismas que las condiciones de referencia, se deben aplicar correcciones para las diferencias entre las condiciones de prueba y las de referencia, como se describe en el **Apéndice 1**.

## **2.6 PROCEDIMIENTOS DE PRUEBA.**

**2.6.1** Los valores del **SAR**, que constituyen la base del valor de medición para la evaluación de emisiones de **CO<sub>2</sub>** se deben establecer directamente, a partir de las pruebas de vuelo, o a partir de un modelo de performance validado por pruebas de vuelo.

**2.6.2** El avión objeto de pruebas debe ser representativo de la configuración para la cual se solicitó su certificación.

**2.6.3** Los procedimientos de prueba y análisis se deben llevar a cabo de una manera aprobada para obtener el valor de medición para la evaluación de emisiones de **CO<sub>2</sub>** como se describe en el **Apéndice 1**. Estos procedimientos deben abarcar todo el proceso de prueba de vuelo y análisis de datos, desde las acciones previas al vuelo hasta el análisis de datos posterior al vuelo.

**\*\*\*\*\***

## APÉNDICE 1.

### DETERMINACIÓN DEL VALOR DE MEDICIÓN PARA LA EVALUACIÓN DE LAS EMISIONES DE CO<sub>2</sub> DE LOS AVIONES.

- 1- AVIONES DE REACCIÓN SUBSÓNICOS DE MÁS DE 5.700 KG.
  - 2- AVIONES DE MÁS DE 8.618 KG PROPULSADOS POR HÉLICE.
- 1 INTRODUCCIÓN.
- 1.1 El proceso para determinar el valor de medición para la evaluación de emisiones de CO<sub>2</sub> debe comprender:
- a) La determinación del **RGF** (Ver **Apéndice 2**)
  - b) La determinación de las condiciones y los procedimientos de prueba y medición para la certificación que deben utilizar para determinar el **SAR**, ya sea por medio de pruebas de vuelo directas o por medio de un modelo de performance validado, incluidas:
    - 1) La medición de los parámetros necesarios para determinar el **SAR**;
    - 2) La corrección de los datos médicos respecto a las condiciones de referencia para el **SAR**; y
    - 3) La validación de los datos para calcular el valor de medición certificado de la evaluación de emisiones de **CO<sub>2</sub>**; y
  - c) El cálculo del valor de medición para la evaluación de emisiones de **CO<sub>2</sub>**; y
  - d) La notificación de los datos a la autoridad de certificación.
- Nota:** *Las instrucciones y los procedimientos garantizan la uniformidad de las pruebas de conformidad y permiten comparar varios tipos de aviones.*
- 2 MÉTODOS PARA DETERMINAR EL ALCANCE ESPECÍFICO.
- 2.1 El **SAR** puede determinarse mediante la medición directa, realizada en las pruebas de vuelo, de los puntos de prueba del **SAR**, incluida cualquier corrección de los datos de las pruebas respecto de las condiciones de referencia, o por medio de un modelo de performance aprobado por la autoridad de certificación. Si se utiliza un modelo de performance, se debe validar mediante los datos reales de las pruebas de vuelo del **SAR**.
- 2.2 En cualquiera de los dos casos, los datos de las pruebas de vuelo **SAR** se debe obtener de acuerdo con los procedimientos que se definen en esta norma y deben ser aprobados por la autoridad de certificación.
- 2.3 La validación del modelo de performance necesitaría mostrarse sólo para los puntos y condiciones de prueba que son pertinentes para demostrar que se cumple con la norma. Los métodos de prueba y análisis, incluido cualquier algoritmo que pueda utilizarse, pueden describirse en forma suficientemente detallada.

### 3 CONDICIONES DE MEDICIÓN Y DE PRUEBA PARA LA CERTIFICACIÓN DEL ALCANCE ESPECÍFICO.

#### 3.1 GENERALIDADES.

3.1.1 En esta Sección se prescriben las condiciones en las que se deben realizar las pruebas para la certificación del **SAR** y los procedimientos de medición que se deben emplear.

*Nota: Una solicitud de certificación del valor de medición de emisiones de **CO<sub>2</sub>** puede referirse únicamente a un cambio menor en el diseño de tipo del avión. A menudo, el cambio resultante en el valor de medición de emisiones de **CO<sub>2</sub>** podría establecerse de manera fiable por medio de un procedimiento equivalente sin necesidad de recurrir a una prueba completa.*

#### 3.2 PROCEDIMIENTO PARA LAS PRUEBAS DE VUELO.

##### 3.2.1 PROCEDIMIENTO PREVIO AL VUELO.

3.2.1.1 La autoridad de certificación debe aprobar el procedimiento previo al vuelo, el cual incluirá los elementos siguientes:

- a) **Conformidad del avión:** se debe confirmar que el avión de prueba sea conforme a la configuración del diseño de tipo para el cual se desea obtener la certificación.
- b) **Peso del avión:** deberá pesarse el avión de prueba. Se tendrá en cuenta cualquier cambio en la masa después de haberse pesado y antes del vuelo de prueba.
- c) **Valor del poder calorífico inferior del combustible:** se debe tomar una muestra del combustible para cada prueba de vuelo, a fin de determinar su poder calorífico inferior. Los resultados de las pruebas de la muestra de combustible se utilizarán para corregir los datos medidos respecto a las condiciones de referencia. La determinación del valor del poder calorífico inferior del combustible y su corrección respecto a las condiciones de referencia estarán sujetas a la aprobación de la autoridad de certificación.
  1. El valor del poder calorífico inferior del combustible puede determinarse de acuerdo con métodos que sean por lo menos tan rigurosos como los que se definen en la especificación **ASTM D4809-13**;
  2. La muestra de combustible puede ser representativa del combustible empleado para cada prueba de vuelo y no debería estar sujeta a errores o variaciones como consecuencia de que el combustible cargado provenga de fuentes múltiples, de la selección del tanque de combustible o de la superposición de combustibles en el tanque.
- d) **Gravedad específica y viscosidad del combustible:** se debe tomar una muestra de combustible para cada prueba de vuelo a fin de determinar la gravedad específica y la viscosidad cuando se utilicen medidores de flujo volumétrico de combustible.

*Nota: Al emplear medidores de flujo volumétrico de combustible, la viscosidad del combustible se utiliza para determinar el flujo volumétrico de combustible a partir del parámetro medido por un medidor de ese tipo. La gravedad específica (o densidad) del combustible se emplea para convertir el flujo volumétrico de combustible a flujo másico de combustible.*

1. La gravedad específica del combustible puede determinarse de acuerdo con los métodos que sean por lo menos tan rigurosos como los que se definen en la específica **ASTM D4052-11**<sup>2</sup>.
2. La viscosidad cinemática del combustible debe determinarse de acuerdo con los métodos que sean por lo menos tan rigurosos como los que definen en la

especificación **ASTM D445-15<sup>3</sup>**.

### 3.2.2 MÉTODO DE LAS PRUEBAS DE VUELO.

**3.2.2.1** Las pruebas de vuelo se deben realizar de acuerdo con el método de prueba de vuelo y las condiciones de estabilidad escrita en **3.2.3**. Los puntos de pruebas deben estar separados por una duración mínima de dos minutos o por una excedencia de uno o más de los límites de los criterios de estabilidad que se escriben en **3.2.3.1**.

**3.2.2.2** Cuando se realicen vuelos en las condiciones de pruebas rigen para determinar el

**SAR** pueden respetarse los siguientes criterios:

- a) el vuelo se realiza a altitud de presión constante y con rumbo constante a lo largo de isobaras, en la medida de lo posible;
- b) el reglaje del empuje/régimen de potencia del motor estable para un vuelo horizontal sin aceleración;
- c) el vuelo se realiza en condiciones que se asemejan lo más posible a las condiciones de referencia, para minimizar la magnitud de las correcciones;
- d) no hay cambios en la compensación o en el régimen de potencia/reglaje del empuje, en las purgas de estabilidad y de maniobra del motor ni en la extracción de potencia eléctrica y mecánica (incluido el flujo de purga de aire). Debería evitarse cualquier cambio en el uso de sistemas de aviones que pueda afectar la medición del **SAR**; y
- e) el movimiento del personal a bordo se mantendrá al mínimo.

### 3.2.3 ESTABILIDAD DE LAS CONDICIONES DE PRUEBA.

**3.2.3.1** Para que una medición del **SAR** sea válida, una condición de prueba es que los parámetros siguientes se mantengan dentro de la tolerancia indicadas por **1 minuto** como mínimo, lapso durante el cual se obtienen los datos del **SAR**:

- a) número de Mach dentro de **± 0,005**;
- b) temperatura ambiente dentro de **± 1°C**;
- c) rumbo dentro de **±3°**
- d) derrota dentro de **±3°**
- e) ángulo de deriva menor que **±3°**
- f) velocidad respecto al suelo dentro de **±3,7 km/h (±2kt)**; y
- g) la diferencia entre la velocidad respecto al suelo al principio de la condición de prueba y la velocidad respecto al suelo al final de la condición de prueba no supera los **±2,8 km/h/min (±1,5 kt/min)**; y
- h) altitud de presión dentro de **±23 m (±75 ft)**

**3.2.3.2** Pueden utilizarse alternativas a los criterios de estabilidad de las condiciones de prueba antes enumerados siempre y cuando pueda demostrarse suficiente la estabilidad ante la autoridad de certificación.

**3.2.3.3** Normalmente, pueden descartarse los puntos de pruebas que no se satisfagan los criterios de estabilidad de las condiciones de prueba que figuran en **3.2.3.1**. Sin embargo, los puntos de prueba que no satisfagan los criterios de estabilidad de **3.2.3.1** podrán ser aceptables con sujeción a la aprobación de la autoridad de la certificación, y de considerarían como procedimiento equivalente.

### 3.2.4 VERIFICACIÓN DE LA MASA DEL AVIÓN EN LAS CONDICIONES DE PRUEBA.

**3.2.4.1** Los procedimientos para determinar la amasa del avión en cada condición de prueba

deben estar sujeto a la aprobación de la autoridad de certificación.

**3.2.4.2** La masa del avión durante una prueba de vuelo puede determinarse sustrayendo el combustible utilizado (es decir, el flujo de combustible integrado) de la masa del avión al iniciar el vuelo de prueba.

**3.2.4.2** La precisión en la determinación del combustible utilizado puede verificarse pesando el avión de prueba en basculas calibradas, ya sea antes y después del vuelo de prueba **SAR**, o antes y después de otro vuelo de prueba con un tramo de crucero, siempre que el vuelo se realice durante la semana siguiente al vuelo de prueba de **SAR** o dentro de las **50 horas** de vuelo posteriores al vuelo de prueba de **SAR** (a elección del solicitante) y con los mismos medidores de flujo de combustible inalterados.

#### **4 MEDICIÓN DEL ALCANCE ESPECIFICO DEL AVIÓN.**

##### **4.1 SISTEMA DE MEDICIÓN.**

**4.1.1** Se registrarán los parámetros siguientes a la tasa de muestreo mínima de **1 Hz**:

- a) velocidad aerodinámica;
- b) velocidad respecto al suelo
- c) velocidad verdadera;
- d) flujo de combustible;
- e) parámetros del régimen de potencia del motor (por ejemplo, velocidad del soplante, relación de presiones del motor par motor caballos al eje);
- f) altitud de presión;
- g) temperatura;
- h) rumbo;
- i) derrota; y
- j) combustible utilizado (para la determinación de la masa bruta y la posición del **CG**)

**4.1.2** El valor de cada parámetro utilizado para determinar el **SAR**, a excepción de la velocidad respecto al suelo, será la media aritmética simple de los valores medidos para ese parámetro, obtenido en las condiciones de prueba estables (véase **3.2.3.1**).

***Nota:** Se utilizará la rapidez de cambio de la velocidad respecto al suelo durante la condición de prueba para evaluar y corregir cualquier aceleración o desaceleración que pueda ocurrir durante la condición de prueba.*

**4.1.3** Cada dispositivo de medición tendrá la resolución suficiente para determinar que se mantiene la estabilidad de los parámetros definidos en **3.2.3.1**.

**4.1.4** Se considera que el sistema global de medición de **SAR** es una combinación de instrumentos y dispositivos, incluido todo procedimiento conexo, que se utiliza para obtener los siguientes parámetros, necesarios para la determinación del **SAR**:

- a) flujo de combustible;
- b) numero de Mach
- c) altitud;
- d) masas del avión;
- e) velocidad al suelo;
- f) temperatura del aire exterior;

g) valor del poder calórico inferior del combustible; y

h) **CG**.

**4.1.5** La precisión de cada uno de los elementos que conforman el sistema global de medición del **SAR** se define según su efecto en el **SAR**. El error acumulativo asociado con el sistema global de medición **SAR** se define como la raíz cuadrada de la suma de los cuadrados (**RSS**) de las precisiones individuales.

*Nota: La precisión de los parámetros solo necesita examinarse dentro del intervalo de parámetros necesarios para demostrar que se cumple con la norma sobre emisiones de CO<sub>2</sub>.*

**4.1.6** Si el valor absoluto del error acumulativo del sistema global de medición del **SAR** es superior a **1,5%** al valor del **SAR** corregido respecto a las condiciones de referencia (véase la **sección 5**), se aplica una penalidad igual a la cantidad en que el valor de la **RSS** exceda del **1,5%**. Si el valor absoluto del error acumulativo del sistema global de medición del **SAR** es menor o igual a **1,5%**, no se aplicará penalidad alguna.

## **5 CÁLCULO DEL ALCANCE ESPECÍFICO DE REFERENCIA A PARTIR DE LOS DATOS MEDIDOS.**

### **5.1 CÁLCULO DEL SAR.**

**5.1.1** El **SAR** se debe calcular a partir de la ecuación siguiente: **SAR = TAS/W<sub>f</sub>** donde:

a) **TAS** es la velocidad verdadera; y

b) **W<sub>f</sub>** es el flujo total de combustible del avión.

### **5.2 CORRECCIONES DE LAS PRUEBAS A LAS CONDICIONES DE REFERENCIA.**

**5.2.1** Los valores medidos del **SAR** se deben corregir respecto a las condiciones de referencias que se especifican en **2.5** del **Capítulo 2** de la **Parte II**. Las correcciones se deben aplicar para cada uno de los siguientes parámetros medidos que no corresponda a las condiciones de referencia:

a) **Aceleración/desaceleración (energía):** La resistencia al avance se determina suponiendo que se trata de un vuelo estable, no acelerado. La aceleración o desaceleración que ocurre durante una condición de prueba afecta al nivel de resistencia al avance evaluando. La condición de referencia consiste en un vuelo estable, no acelerado.

b) **Aeroelasticidad:** La aeroelasticidad del ala puede ocasionar una variación en la resistencia al avance como función de la distribución de la masa del ala del avión. La distribución de las masas del ala del avión será afectada por la distribución de la carga del combustible en las alas y la presencia de cualquier almacenamiento externo.

c) **Altitud:** La altitud a la que un avión vuela afecta al flujo de combustible.

d) **Extracción de potencia eléctrica y mecánica y flujo de purga de aire:** La extracción de potencia eléctrica y mecánica, y el flujo de purga de aire afectan el flujo de combustible.

e) **Gravedad aparente:** La aceleración, ocasionada por el efecto local de la gravedad y la inercia, afecta el peso de prueba del avión. La gravedad aparente en las condiciones de prueba varía con la latitud, la velocidad respecto al suelo y la dirección del movimiento con respecto al eje de la tierra. La aceleración gravitacional de referencia es la aceleración gravitacional para el avión que viaja en dirección norte geográfico, en condiciones de aire calmo, a la altitud de referencia, a una latitud geodesia de **45,5°** y basada en **g<sub>0</sub>**.

f) **Numero de Reynolds.** El número de Reynolds afecta a la resistencia al avance

del avión. Para una condición de prueba dada el número de Reynolds es función de la densidad y la viscosidad del aire a la actitud y temperatura de prueba. El número de Reynolds de referencia se deriva de la densidad y la viscosidad del aire determinadas a partir de la atmosfera tipo de la **OACI** a la actitud y temperatura de referencia.

- g) **Poder calorífico inferior del combustible.** El poder calorífico inferior del combustible define el contenido de energía del combustible y afecta directamente al flujo de combustible para una condición de prueba dada. **Posición del CG.** La posición del centro de gravedad de un avión **GC** afecta a la resistencia al avance debido a la compensación longitudinal.
- h) **Temperatura.** La temperatura ambiente afecta al flujo de combustible. La temperatura de referencia es la temperatura de un día normal determinada a partir de la atmosfera tipo de la **OACI** a la altitud de referencia.

*Nota: El análisis de datos posteriores al vuelo incluye la corrección de los datos para las características de respuesta del soporte físico de adquisición de datos [por ejemplo, latencia del sistema, retraso, desplazamiento (offset), memoria temporal (buffering), etc].*

**5.2.2** Los métodos de corrección están sujetos a la aprobación de la autoridad de certificación. Si el solicitante considera que una corrección en particular es innecesaria, se proporciona una justificación aceptable a la autoridad de certificación.

### **5.3 CÁLCULO DEL VALOR DE ALCANCE ESPECÍFICO.**

**5.3.1** Los valores del **SAR** para cada una de las tres masas de referencia definidas en el **Capítulo 2.2.3)** de la **Parte II** se deben calcular, ya sea directamente, a partir de las mediciones hechas en cada punto de prueba valido ajustadas a las condiciones de referencia, o indirectamente, a partir del modelo de performance que haya sido valido por estos puntos de prueba. El valor final del **SAR** para cada masa de referencia será la medida aritmética simple de todos los puntos de prueba válidos para la masa bruta apropiada o se derivará de un médelo de performance validado. No se omitirá ningún dato obtenido a partir de un punto de prueba valido, a menos que así lo haya acordado la autoridad de certificación.

*Nota: Pueden permitirse explotaciones acordes con las prácticas de aeronavegabilidad aceptadas para masas distintas de las sometidas a prueba si se usa un modelo de performance validado. El modelo de performance debería basarse en datos que abarquen un intervalo suficiente de coeficiente de sustentación, número de Mach y consumo de combustible para empuje específico del motor, de modo que haya extrapolación de esos parámetros.*

## **6 VALIDEZ DE LOS RESULTADOS.**

**6.1** Se debe calcular el intervalo de confianza de **90%** para cada uno de los valores del **SAR** para las tres mesas de referencia.

**6.2** Si se obtiene datos conglomerados en forma independiente para cada uno de los puntos de referencia de las tres masas brutas, el tamaño mínimo aceptable de la muestra para cada uno de los valores del **SAR** para las tres masas brutas será seis.

**6.3** Otra alternativa consiste en recopilar los datos de **SAR** para un rango de masas. En este caso el tamaño mínimo aceptable de la muestra será **12** y el intervalo de confianza de **90%** se debe calcular para la receta de progresión medida que atraviesa los datos.

**6.4** Si el intervalo de confianza de **90%** del valor del **SAR** para cualquiera de las tres masas de referencia del avión excede  $\pm 1,5\%$ , podrá utilizarse el valor del **SAR** para esa masa de referencia, con sujeción a la aprobación de la autoridad de exceda de

$\pm 1,5\%$ . Si el intervalo de confianza de **90%** del valor del SAR es inferior o igual a  $\pm 1,5\%$ , no es necesario aplicar penalidad alguna.

## 7 **CALCULO DEL VALOR DE MEDICIÓN PARA LA EVALUACIÓN DE LAS EMISIONES DE CO<sub>2</sub>**

7.1 El valor de la medición para la evaluación de las emisiones de **CO<sub>2</sub>**, se debe calcular de acuerdo con la formula definida en **2.2** del **Capítulo 2** de la **Parte II**.

## 8 **NOTIFICACIÓN DE DATOS A LA AUTORIDAD DE CERTIFICACIÓN.**

*Nota.- La información requerida se divide en: 1) información general para determinar cuáles son las características del avión y el método de análisis de datos; 2) lista de las condiciones de referencia utilizadas; 3) datos obtenidos de la(s) prueba(s) del avión; 4) cálculos y correcciones de los datos de las pruebas de **SAR** respecto de las condiciones de referencia; y 5) resultados derivados de los datos de las pruebas.*

### 8.1 **INFORMACIÓN GENERAL.**

8.1.1 Se debe proporcionar la información siguiente para cada tipo y modelo de avión para el cual se desea obtener la certificación relativa a las emisiones de **CO<sub>2</sub>**:

- a) la designación del tipo y modelo de avión;
- b) las características generales del avión, incluidas el rango del **CG**, el número y la designación de tipo de los motores y si corresponde de las hélices;
- c) la **MTO**;
- d) las dimensiones pertinentes que se necesita para calcular el **RGF**; y
- e) el número de serie del avión o aviones sometidos a prueba para su certificación relativa a las emisiones de **CO<sub>2</sub>** y, además, cualquier modificación o equipo no estándar que pueda afectar las características del avión respecto de las emisiones de **CO<sub>2</sub>**.

### 8.2 **CONDICIONES DE REFERENCIA.**

8.2.1 Se debe indicar las condiciones de referencia utilizadas para determinar el **SAR** (véase **2.5** del **Capítulo 2** de la **Parte II**).

### 8.3 **DATOS DE LAS PRUEBAS.**

8.3.1 Se debe proporcionar los siguientes datos medidos de las pruebas, incluida cualquier corrección para cualquier característica de los instrumentos, para cada uno de los puntos de medición de prueba:

- a) la velocidad aerodinámica, la velocidad respecto al suelo y la velocidad verdadera;
- b) el flujo de combustible;
- c) la altitud de presión;
- d) la temperatura estática del aire;
- e) la masa bruta y el **CG** del avión para cada punto de prueba;
- f) los niveles de extracción de potencia eléctrica y mecánica y el flujo de purga de aire;
- g) el rendimiento del motor:
  - 1) para aviones de reacción, el régimen de potencia del motor;
  - 2) para aviones propulsados por hélices, caballos al eje o par motor del motor

y la velocidad de rotación de las hélices;

- h) el poder calórico inferior del combustible;
- i) la gravedad específica y la viscosidad cinemática del combustible, si se utilizan medidores del flujo volumétrico de combustible [véase 3.2.1 d];
- j) el error acumulativo (**RSS**) del sistema de medición global (véase 4.1.6);
- k) el rumbo, la derrota y la latitud;
- l) adhesión de los criterios de estabilidad requeridos (véase 3.2.3.1): y
- m) la descripción de los instrumentos y dispositivos empleados para obtener los parámetros necesarios para determinar el **SAR**, y sus precisiones individuales en términos de su efecto en el **SAR** (véase 4.1.5 y 4.1.6).

#### **8.4 CÁLCULOS Y CORRECCIONES DE LOS DATOS DE LAS PRUEBAS DE SAR RESPECTO DE LAS CONDICIONES DE REFERENCIA.**

**8.4.1** Se debe proporcionar, para cada uno de los puntos de medición de las pruebas, los valores medidos del **SAR**, las correcciones respecto de las condiciones de referencia (véase 5.2) y los valores del **SAR** corregidos.

#### **8.5 DATOS DERIVADOS.**

**8.4.2** Se debe proporcionar la siguiente información derivada para cada avión que se someta a prueba para la obtención de la certificación:

- a) el alcance específico **SAR (km/kg)** para cada masa de referencia del avión e intervalo de confianza de **90%** conexo (véase 6);
- b) el promedio de la inversa del **SAR** para las tres masas de referencia;
- c) el **RGF**; y
- d) el valor de medición para la evaluación de emisión de **CO<sub>2</sub>**, incluido su porcentaje del valor de medición máximo permitido para la evaluación de emisiones de **CO<sub>2</sub>** que se define en 2.4 del **Capítulo 2** de la **Parte II**.

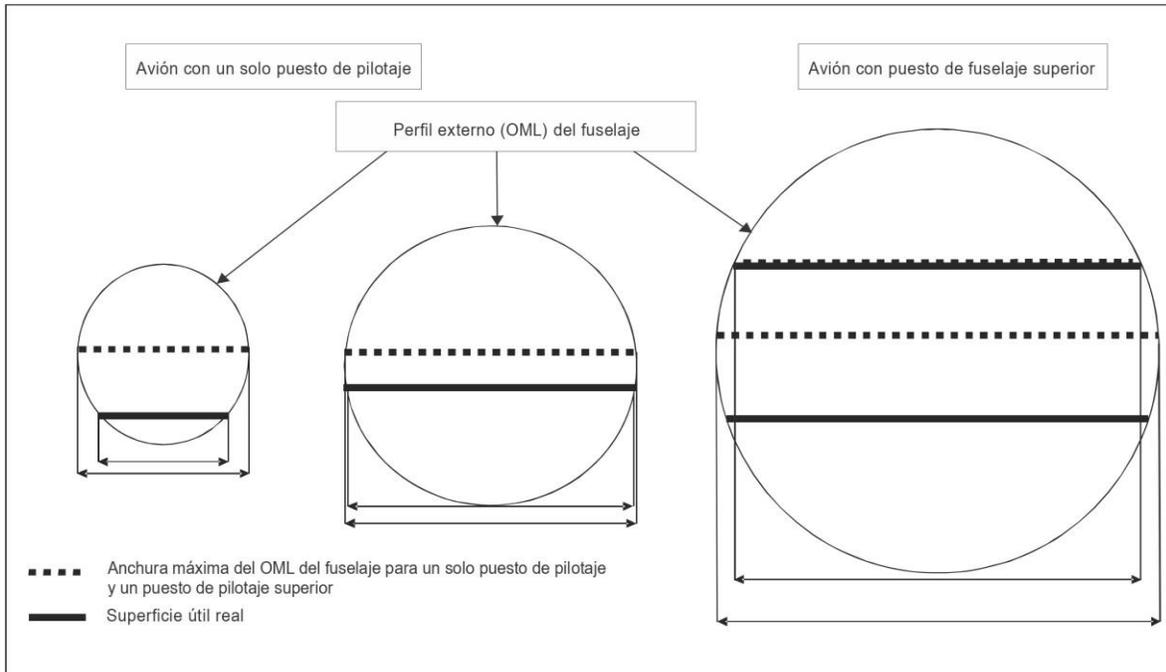
**\*\*\*\*\***

## APÉNDICE 2.

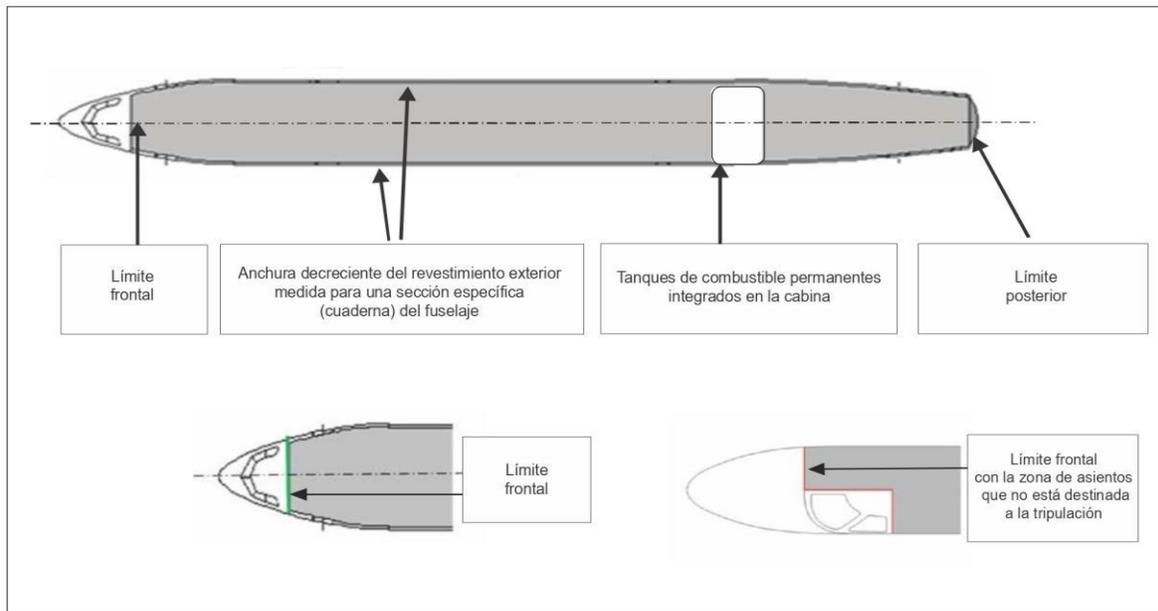
### FACTOR GEOMÉTRICO DE REFERENCIA.

- 1 El **RGF** es un parámetro no dimensional que se utiliza para ajustar el valor de **(1/SAR)<sub>AVG</sub>**. El **RGF** se basa en una medida del tamaño del fuselaje normalizada con respecto a **1 m<sup>2</sup>**, y se deriva de la siguiente manera:
  - a) para aviones con un solo puesto de pilotaje: determinar el área de una superficie (expresada en **m<sup>2</sup>**) limitada por la anchura máxima del perfil extremo (**OML**) del fuselaje, proyectado ortogonalmente sobre un plano paralelo al piso del puesto de pilotaje principal; o
  - b) para aviones con un puesto de pilotaje superior: determinar la suma del área de una superficie (expresada en **m<sup>2</sup>**) limitada por la anchura máxima de **OML** del fuselaje, proyectado ortogonalmente sobre un plano al piso del puesto de pilotaje principal, y el área de una superficie limitada por la anchura máxima de **OML** del fuselaje, al nivel o por encima del piso del puesto de pilotaje superior, proyectado ortogonalmente sobre un plano paralelo al piso del puesto de pilotaje superior; y
  - c) determinar el **RGF** no dimensional dividiendo las áreas definidas en **1 a)** o **1 b)** por **1 m<sup>2</sup>**.-
- 2 El **RGF** comprende todo el espacio presurizado del puesto de pilotaje principal o del superior, que incluye pasillos, espacios de asistencia, cocinas, lavados, corredores, cajas de escaleras y aéreas que pueden aceptar público pasajero carga y contenedores de combustible auxiliares. No incluye el espacio no presurizado, los tanques de combustible permanentes integrados a la cabina o el espacio que no está en el puesto de pilotaje principal o en el superior (tales como, un apartadero de carga debajo de las superficies útiles o un desván de descanso de la tripulación). El **RGF** no incluye la zona de la tripulación del puesto de pilotaje.
- 3 El límite posterior que debe utilizarse para calcular el **RGF** es la superficie posterior del relevamiento del mamparo estanco posterior. El límite de la parte frontal es la superficie frontal del revestimiento del mamparo estanco frontal, exceptuando la zona de la tripulación del puesto de pilotaje. El límite de anchura en 1 a) o 1 b) puede variar en la longitud del fuselaje entre los límites posterior y frontal.
- 4 Las áreas a las que tienen acceso tanto los pasajeros como la tripulación están excluidas de la definición de "zona de la tripulación del puesto de pilotaje". Para los aviones cuyo puesto de pilotaje tiene una puerta, el límite de la zona de la tripulación del puesto de pilotaje es el plano de la cara delantera de la puerta del puesto de pilotaje. Para aviones que tiene configuraciones interiores opcionales que incluyen ubicaciones distintas de la puerta del puesto de pilotaje, cuyo puesto de pilotaje no tiene puerta, el límite quedará determinado por la configuración que tenga la zona de la tripulación del puesto de pilotaje más pequeña. Para aviones certificados para operaciones con un solo piloto, la zona de la tripulación del puesto de pilotaje se debe extender a la mitad de la anchura de puesto de pilotaje incluso si dispone de una puerta del puesto de pilotaje. Para aviones con un puesto de pilotaje superior, el **RGF** de un puesto de pilotaje puede extenderse hacia adelante, por encima o por debajo de la zona de la tripulación del puesto de pilotaje.
- 5 Las **figuras A2-1** y **A2-2** dan nociones de las condiciones relativas a los límites que se utilizan para determinar el **RGF**.

**Nota.-** En el manual técnico–ambiental (doc. 9501). Volumen III – procedimientos para la certificación respecto de emisiones de CO<sub>2</sub> de los aviones figuran textos de orientación sobre la determinación RGF



**Figura A2-1. Vista de sección transversal.**



**Figura A2-2. Vista en planta.**

\*\*\*\*\*