



Anexo 16

al Convenio sobre Aviación Civil Internacional

PROTECCIÓN DEL MEDIOAMBIENTE

Volumen III – Emisión de CO₂ de los aviones

Primera edición, julio de 2017.

Esta versión reemplaza a partir del 1 de enero de 2018, todas las ediciones anteriores del Volumen III del Anexo 16.



ÍNDICE

	<i>Página</i>
Preámbulo	<i>(vii)</i>
PARTE I. DEFINICIONES Y SÍMBOLOS	I-1-1
CAPÍTULO 1. Definiciones	I-1-1
CAPÍTULO 2. Símbolos.....	I-2-1
PARTE II. NORMA DE CERTIFICACIÓN PARA LAS EMISIONES DE CO₂ DE LOS AVIONES CON BASE EN EL CONSUMO DE COMBUSTIBLE.....	II-1-1
CAPÍTULO 1. Administración	II-1-1
CAPÍTULO 2.	
1. Aviones de reacción subsónicos de más de 5 700 kg	II-2-1
2. Aviones de más de 8 618 kg propulsados por hélice	II-2-1
2.1 Aplicabilidad	II-2-1
2.2 Valor de medición para la evaluación de emisiones de CO ₂	II-2-2
2.3 Masas de referencia para aviones	II-2-2
2.4 Valor de medición máximo permitido para la evaluación de emisiones de CO ₂	II-2-3
2.5 Condiciones de referencia para determinar el alcance específico de los aviones	II-2-3
2.6 Procedimientos de prueba	II-2-4

APÉNDICES

APÉNDICE 1. Determinación del valor de medición para la evaluación de las emisiones de CO ₂ de los aviones.....	AP 1-1
1. Aviones de reacción subsónicos de más de 5 700 kg	AP 1-1
2. Aviones de más de 8 618 kg propulsados por hélice	AP 1-1
1. Introducción.....	AP 1-1
2. Métodos para determinar el alcance específico	AP 1-1
3. Condiciones de medición y de prueba para la certificación del alcance específico	AP 1-2
4. Medición del alcance específico del avión	AP 1-4
5. Cálculo del alcance específico de referencia a partir de los datos medidos.....	AP 1-6

	<i>Página</i>
6. Validez de los resultados	AP 1-7
7. Cálculo del valor de medición para la evaluación de las emisiones de CO ₂	AP 1-8
8. Notificación de datos a la autoridad de certificación	AP 1-8
APÉNDICE 2. Factor geométrico de referencia	AP 2-1

PREÁMBULO

Antecedentes

Las normas y métodos recomendados referentes a la protección del medio ambiente fueron adoptados inicialmente por el Consejo el 2 de abril de 1971, de acuerdo con lo dispuesto en el Artículo 37 del Convenio sobre Aviación Civil Internacional (Chicago, 1944), con la designación de Anexo 16 al Convenio. El Volumen III del Anexo 16 se preparó de la siguiente manera:

Durante el 36° período de sesiones de la Asamblea de la OACI de 2007, los Estados contratantes adoptaron la Resolución A36-22 de la Asamblea, *Declaración consolidada de las políticas y prácticas permanentes de la OACI relativas a la protección del medio ambiente*. En esta resolución se disponía el establecimiento de un proceso que llevara al desarrollo y a la recomendación al Consejo de un Programa de acción sobre la aviación internacional y el cambio climático y una estrategia común para limitar o reducir las emisiones de gases de efecto invernadero atribuibles a la aviación civil internacional.

La elaboración de una norma sobre las emisiones de CO₂ de los aviones como parte de una serie de medidas para resolver el problema de las emisiones de gases de efecto invernadero procedentes de la aviación internacional fue uno de los elementos recomendados en el marco del Programa de acción sobre la aviación internacional y el cambio climático de la OACI, respaldado posteriormente por la Reunión de alto nivel sobre la aviación internacional y el cambio climático, de la OACI, celebrada en octubre de 2009.

De conformidad con el Programa de acción de la OACI, durante la octava reunión del Comité sobre la protección del medio ambiente y la aviación (CAEP/8), en febrero de 2010, se acordó preparar normas y métodos recomendados internacionales para las emisiones de CO₂ de los aviones. Esto fue aprobado por el Consejo de la OACI en mayo de 2010. Posteriormente, durante el 37° período de sesiones de la Asamblea de la OACI de 2010, se adoptaron las Resoluciones A37-18 y A37-19, mediante las cuales se pedía que el Consejo preparara una norma mundial sobre las emisiones de CO₂ de las aeronaves. El CAEP preparó normas y métodos recomendados internacionales sobre las emisiones de CO₂ de los aviones y, una vez enmendados después del acostumbrado proceso de consulta con los Estados contratantes de la Organización, el Consejo adoptó este Volumen III del Anexo 16.

En la Tabla A se indica el origen de las enmiendas del Anexo a través del tiempo, junto con una lista de los temas principales a que se refieren y las fechas en que el Consejo adoptó o aprobó el Anexo y las enmiendas, las fechas en que surtieron efecto y las de aplicación.

Aplicación

La Parte I del Volumen III del Anexo 16 contiene definiciones y símbolos. La Parte II contiene normas y métodos recomendados para la certificación de las emisiones de CO₂ de los aviones basada en el consumo de combustible, aplicable a los tipos de aviones especificados en la Parte II del Volumen III del Anexo 16, cuando dichos aviones se dediquen a la navegación aérea internacional.

Medidas que deben tomar los Estados contratantes

Notificación de diferencias. Se señala a la atención de los Estados contratantes la obligación que les impone el Artículo 38 del Convenio, en virtud del cual se pide a los Estados contratantes que notifiquen a la Organización cualquier diferencia entre sus reglamentos y métodos nacionales y las normas internacionales contenidas en este Anexo y en las enmiendas del mismo. Se pide a los Estados contratantes que en su notificación incluyan las diferencias respecto a los métodos recomendados contenidos en este Anexo y en las enmiendas del mismo, cuando la notificación de dichas diferencias sea de importancia para la seguridad operacional de la navegación aérea. Además, se invita a los Estados contratantes a que mantengan a la Organización debidamente informada de todas las diferencias subsiguientes, o de la eliminación de cualquiera de ellas notificada previamente. Inmediatamente después de la adopción de cada enmienda de este Anexo, se enviará a los Estados contratantes una solicitud específica para la notificación de diferencias.

También se señala a la atención de los Estados lo dispuesto en el Anexo 15 referente a la publicación de diferencias entre sus reglamentos y métodos nacionales y las correspondientes normas y métodos recomendados de la OACI por medio del servicio de información aeronáutica, además de la obligación que impone a los Estados el Artículo 38 del Convenio.

Uso del texto del Anexo en los reglamentos nacionales. El Consejo, el 13 de abril de 1948, adoptó una resolución en la que hacía presente a los Estados contratantes, la conveniencia de que, en la medida de lo posible, emplearan en sus propios reglamentos nacionales la misma redacción de las normas de la OACI que tienen carácter preceptivo, y que indicaran también cuándo se han apartado del texto de las normas, así como las demás disposiciones nacionales que tuvieran importancia para la seguridad operacional y regularidad de la navegación aérea internacional. Siempre que ha sido posible, las disposiciones de este Anexo se han redactado de manera que puedan incluirse en las legislaciones nacionales sin variaciones importantes.

Carácter de cada una de las partes componentes del Anexo

Los Anexos constan de las siguientes partes, aunque no obligatoriamente, y cada una de ellas tiene el carácter que se indica:

1.— *Texto que constituye el Anexo propiamente dicho:*

- a) *Normas y Métodos recomendados* que el Consejo ha adoptado de conformidad con las disposiciones del Convenio. Su definición es la siguiente:

Norma: Toda especificación de características físicas, configuración, material, performance, personal o procedimiento, cuya aplicación uniforme se considera necesaria para la seguridad operacional o regularidad de la navegación aérea internacional y a la que, de acuerdo con el Convenio, se ajustarán los Estados contratantes. En el caso de que sea imposible su cumplimiento, el Artículo 38 del Convenio estipula que es obligatorio hacer la correspondiente notificación al Consejo.

Método recomendado. Toda especificación de características físicas, configuración, material, performance, personal o procedimiento, cuya aplicación uniforme se considera conveniente por razones de seguridad, regularidad o eficiencia de la navegación aérea internacional, y a la cual, de acuerdo con el Convenio, tratarán de ajustarse los Estados contratantes.

- b) *Apéndices* con texto que por conveniencia se agrupa por separado, pero que forma parte de las normas y métodos recomendados que ha adoptado el Consejo.
- c) *Disposiciones* que gobiernan la aplicación de las normas y métodos recomendados.

- d) *Definiciones* de la terminología empleada en las normas y métodos recomendados, que no es explícita porque no tiene el significado corriente. Las definiciones no tienen carácter independiente pues son parte esencial de cada una de las normas y métodos recomendados en que se usa la terminología, ya que cualquier cambio en el significado de ésta afectaría la disposición.
- e) *Tablas y Figuras* que agregan información a una norma o a un método recomendado, o que los ilustran, y a las cuales se hace referencia en los mismos. Estas tablas y figuras forman parte de la norma o del método recomendado respectivo y tienen su mismo carácter.

2.— *Texto aprobado por el Consejo para su publicación en relación con las normas y métodos recomendados:*

- a) *Preámbulos* que comprenden antecedentes históricos y textos explicativos basados en las medidas del Consejo, y que incluyen una explicación de las obligaciones de los Estados, dimanantes del Convenio y de las resoluciones de adopción, en cuanto a la aplicación de las normas y métodos recomendados.
- b) *Introducciones* que contienen texto explicativo al principio de las partes, capítulos y secciones de los Anexos, a fin de facilitar la comprensión de la aplicación del texto.
- c) *Notas* intercaladas en el texto, cuando corresponde, que proporcionan datos o referencias acerca de las normas o métodos recomendados de que se trate, sin formar parte de tales normas o métodos recomendados.
- d) *Adjuntos* que contienen texto suplementario a las normas y métodos recomendados o que sirven de guía para su aplicación.

Elección de idioma

Este texto se ha adoptado en seis idiomas — español, árabe, chino, francés, inglés y ruso. Se pide a cada uno de los Estados contratantes que elija uno de esos textos para los fines de aplicación nacional y demás efectos previstos en el Convenio, ya sea para utilizarlo directamente o mediante traducción a su propio idioma, y que notifique su preferencia a la Organización.

Presentación editorial

Para facilitar la lectura e indicar su condición respectiva, las *Normas* aparecen en tipo corriente; y los *Métodos recomendados* y las *Notas* en letra bastardilla, precedidas de la palabra **Recomendación** y *Nota* respectivamente.

Al redactar las especificaciones se ha seguido la práctica de utilizar el futuro del verbo cuando se trata de las “Normas” y el término “debería” en el caso de los “Métodos recomendados”.

Las unidades de medida utilizadas en el presente documento se ajustan al Sistema Internacional de Unidades (SI), según se especifica en el Anexo 5 al Convenio sobre Aviación Civil Internacional. En los casos en que el Anexo 5 permite la utilización de unidades opcionales ajenas al SI, las mismas se indican entre paréntesis a continuación de las unidades básicas. Cuando se indiquen dos conjuntos de unidades, no debe suponerse que los pares de valores son iguales e intercambiables. No obstante, puede inferirse que se logra un nivel de seguridad operacional equivalente cuando se utiliza exclusivamente uno u otro conjunto de unidades.

Toda referencia hecha a cualquier sección de este documento, identificada por un número, comprende todas las subdivisiones de dicha sección.

Tabla A. Enmiendas del Anexo 16, Volumen III

<i>Enmienda</i>	<i>Origen</i>	<i>Temas(s)</i>	<i>Adoptada Surtió efecto Aplicable</i>
1ª edición	10ª Reunión del Comité sobre el medio ambiente y la aviación (CAEP/10)	Introducción del Volumen III del Anexo 16, que contiene normas y métodos recomendados para la certificación de aviones subsónicos respecto de las emisiones de CO ₂ .	3 de marzo de 2017 21 de julio de 2017 1 de enero de 2018

NORMAS Y MÉTODOS RECOMENDADOS INTERNACIONALES

PARTE I. DEFINICIONES Y SÍMBOLOS

CAPÍTULO 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.

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 la configuración de 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 CO₂ en las condiciones de referencia.

Procedimiento equivalente. Procedimiento de prueba o análisis que, aunque difiera del especificado en este volumen del Anexo 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 CO₂ que el procedimiento especificado.

Versión derivada de un avión con certificación de CO₂. Un avión en el que se incorporan cambios en el diseño de tipo que incrementan su masa máxima de despegue o que aumentan el valor de medición para la evaluación de emisiones de CO₂ 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.— 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 nueva para determinar si cumple con los reglamentos de aeronavegabilidad aplicables, el avión se considerará un diseño de tipo nuevo y no una versión derivada.

Versión derivada de un avión sin certificación de CO₂. 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 Anexo 16 y al que, antes de que se le expida su primer certificado de aeronavegabilidad, se le introducen cambios en el diseño de tipo que provocan un incremento en el valor de medición para la evaluación de las emisiones de CO₂ superior a 1,5% o que se consideran cambios significativos con respecto al CO₂.

Zona de la tripulación del puesto de pilotaje. La parte de la cabina destinada para uso exclusivo de la tripulación de vuelo.

CAPÍTULO 2. SÍMBOLOS

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

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

PARTE II. NORMA DE CERTIFICACIÓN PARA LAS EMISIONES DE CO₂ DE LOS AVIONES CON BASE EN EL CONSUMO DE COMBUSTIBLE

CAPÍTULO 1. ADMINISTRACIÓN

1.1 Las disposiciones de 1.2 a 1.11 se aplicarán a todos los aviones incluidos en las clasificaciones definidas para fines de certificación relativa a las emisiones de CO₂ 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 CO₂ 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 Anexo.

1.3 Los Estados contratantes reconocerán como válida la certificación relativa a las emisiones de CO₂ 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 Anexo.

1.4 La enmienda de este volumen del Anexo 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 Anexo 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 Anexo, la fecha que han de utilizar los Estados contratantes para determinar la aplicación de las normas de este Anexo 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 Anexo será 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 CO₂, las disposiciones de aplicabilidad de las normas de este Anexo 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 Anexo 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.

1.8 Cuando las disposiciones que rigen la aplicabilidad de las normas de este Anexo 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 Anexo será la fecha en la cual haya sido expedido el primer certificado de aeronavegabilidad por cualquier Estado contratante.

1.9 La autoridad de certificación publicará el valor de medición certificado de la evaluación de emisiones de CO₂ 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 del Anexo 16 debe ser aprobada por la autoridad de certificación.

Nota.— En el Volumen III — Procedimientos para la certificación respecto de emisiones de CO₂ de los aviones del Manual técnico-ambiental (Doc 9501) se proporcionan orientaciones sobre el uso de procedimientos equivalentes.

1.11 Los Estados contratantes reconocerán las exenciones válidas de un avión otorgadas por la autoridad de otro Estado contratante responsable de la producción del avión, siempre que se haya utilizado un proceso aceptable.

Nota.— En el Volumen III — Procedimientos para la certificación respecto de emisiones de CO₂ de los aviones del Manual técnico-ambiental (Doc 9501) se proporciona orientación relativa a los procesos y criterios aceptables para el otorgamiento de exenciones.

CAPÍTULO 2

1 —AVIONES DE REACCIÓN SUBSÓNICOS DE MÁS DE 5 700 KG

2 —AVIONES DE DE MÁS DE 8 618 KG PROPULSADOS POR HÉLICE

2.1 Aplicabilidad

Nota.— Véase también el Capítulo 1, 1.4, 1.5, 1.6, 1.7, 1.8 y 1.11.

2.1.1 Las normas de este capítulo se aplicarán, 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 CO₂ 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 CO₂ 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 CO₂ 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 CO₂ 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: configuraciones 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 Anexo 16, y que por consiguiente, en la evaluación, pueden arrojar un valor de medición de emisiones de CO₂ muy diferente.

2.1.2 Sin perjuicio de lo establecido en 2.1.1, un Estado contratante podrá 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 Anexo 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 Anexo 16. Esto sólo se aplica a los cambios resultantes de una acción necesaria para el mantenimiento del avión.

2.1.3 La exención que se otorgue para un avión respecto de los requisitos de aplicabilidad que se especifican en 2.1.1 se consignará en la declaración de conformidad del avión que expida la autoridad de certificación. Las autoridades de certificación tendrán en cuenta el número de aviones exentos que se producirán y su impacto en el medio ambiente. Las exenciones se notificarán por número de serie del avión y se pondrán a disposición en un registro público oficial.

Nota. – El Volumen III – Procedimientos para la certificación respecto de emisiones de CO₂ de los aviones del Manual técnico ambiental (Doc 9501) brinda más orientación sobre el otorgamiento de exenciones.

2.2 Valor de medición para la evaluación de emisiones de CO₂

El valor de medición se definirá 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:

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

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

Note 2. — El valor de medición para la evaluación de emisiones de CO₂ 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 establecerá para cada una de las siguientes tres masas de referencia para aviones cuando se realicen pruebas de acuerdo con estas normas:

- a) masa bruta alta: 92% de la masa máxima de despegue (MTOM)
- b) masa bruta mediana: media aritmética simple de la masa bruta alta y la masa bruta baja
- c) masa bruta baja: $(0,45 \times \text{MTOM}) + (0,63 \times (\text{MTOM}^{0,924}))$

Nota.— La MTOM se expresa en kilogramos.

2.3.2 La certificación de emisiones de CO₂ para la MTOM representa también la certificación con respecto a las emisiones de CO₂ 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 CO₂ para la MTOM, los solicitantes pueden pedir también, voluntariamente, la aprobación de los valores de medición de emisiones de CO₂ para masas de despegue más bajas que la MTOM.

2.4 Valor de medición máximo permitido para la evaluación de emisiones de CO₂

2.4.1 El valor de medición para la evaluación de emisiones de CO₂ se determinará de conformidad con los métodos de evaluación que se describen en el Apéndice 1.

2.4.2 El valor de medición para la evaluación de las emisiones de CO₂ no excederá 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:

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

- 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:

$$\text{Valor máximo permitido} = 10^{(-1,412742 + (-0,020517 * \log_{10}(\text{MTOM})) + (0,0593831 * (\log_{10}(\text{MTOM}))^2))}$$

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

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

- 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 d), e), f) y g) con una masa máxima de despegue de más de 70 107 kg:

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

2.5 Condiciones de referencia para determinar el alcance específico de los aviones

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

- las masas brutas para aviones definidas en 2.3;
- una combinación de altitud y velocidad aerodinámica seleccionada por el solicitante para cada una de las masas brutas de referencia especificadas para aviones;

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 OACI¹;
- 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_0 ;
- 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 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 entretenimiento 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; y
- 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 aplicarán 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 CO₂, se establecerán directamente, a partir de las pruebas de vuelo, o a partir de un modelo de performance validado por pruebas de vuelo.

¹ Doc 7488/3, se titula *Manual de la atmósfera tipo de la OACI [ampliada hasta 80 kilómetros (262 500 pies)]*.

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

2.6.3 Los procedimientos de prueba y análisis se llevarán a cabo de una manera aprobada para obtener el valor de medición para la evaluación de emisiones de CO₂ como se describe en el Apéndice 1. Estos procedimientos abarcarán 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.

Nota.— El combustible utilizado para cada prueba de vuelo debería cumplir con la especificación definida en la publicación ASTM D1655-15² o en la DEF STAN 91-91, Núm. 7, Enmienda 3³, o equivalente.

² La ASTM D1655-15 se titula “*Standard Specification for Aviation Turbine Fuels*”.

³ La DEF STAN 91-91, Núm. 7, Enmienda 3, se titula “*Turbine Fuel, Kerosene Type, Jet A-1*”.

APÉNDICE 1. DETERMINACIÓN DEL VALOR DE MEDICIÓN PARA LA EVALUACIÓN DE LAS EMISIONES DE CO₂ 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

El proceso para determinar el valor de medición para la evaluación de emisiones de CO₂ comprende:

- a) la determinación del RGF (véase el Apéndice 2);
- b) la determinación de las condiciones y los procedimientos de prueba y medición para la certificación que se utilizarán para determinar el SAR (véase la sección 3), 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 (véase la sección 4);
 - 2) la corrección de los datos medidos respecto a las condiciones de referencia para el SAR (véase la sección 5); y
 - 3) la validación de los datos para calcular el valor de medición certificado de la evaluación de emisiones de CO₂ (véase la sección 6);
- c) el cálculo del valor de medición para la evaluación de emisiones de CO₂ (véase la sección 7); y
- d) la notificación de los datos a la autoridad de certificación (véase la sección 8).

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 validará 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 obtendrán de acuerdo con los procedimientos que se definen en esta norma y serán aprobados por la autoridad de certificación.

2.3 **Recomendación.**— *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, deberían describirse en forma suficientemente detallada.*

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

3.1 Generalidades

En esta sección se prescriben las condiciones en las que se realizarán las pruebas para la certificación del SAR y los procedimientos de medición que se emplearán.

Nota.— *Muchas solicitudes de certificación del valor de medición de emisiones de CO₂ se refieren sólo a pequeños cambios en el diseño de tipo del avión. A menudo, los cambios resultantes en el valor de medición de emisiones de CO₂ pueden establecerse de manera fiable por medio de procedimientos equivalentes sin necesidad de recurrir a una prueba completa.*

3.2 Procedimiento para las pruebas de vuelo

3.2.1 Procedimiento previo al vuelo

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

- a) **Conformidad del avión.** Se confirmará 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 tomará 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) **Recomendación.**— *El valor del poder calorífico inferior del combustible debería determinarse de acuerdo con métodos que sean por lo menos tan rigurosos como los que se definen en la especificación ASTM D4809-13¹.*
 - 2) **Recomendación.**— *La muestra de combustible debería 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.*

¹ La ASTM D4809-13 se titula “Standard Test Method for Heat of Combustion of Liquid Hydrocarbon Fuels by Bomb Calorimeter (Precision Method)”.

- d) **Gravedad específica y viscosidad del combustible.** Se tomará 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 de los parámetros medidos 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) **Recomendación.**— *La gravedad específica del combustible debería determinarse de acuerdo con métodos que sean por lo menos tan rigurosos como los que se definen en la especificación ASTM D4052-11².*
- 2) **Recomendación.**— *La viscosidad cinemática del combustible debería determinarse de acuerdo con métodos que sean por lo menos tan rigurosos como los que se definen en la especificación ASTM D445-15³.*

3.2.2 Método de las pruebas de vuelo

3.2.2.1 Las pruebas de vuelo se realizarán de acuerdo con el método de pruebas de vuelo y las condiciones de estabilidad descritas en 3.2.3.

3.2.2.2 Los puntos de prueba estarán 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 describen en 3.2.3.1.

3.2.2.3 **Recomendación.**— *Cuando se realicen vuelos en las condiciones de prueba que rigen para determinar el SAR, deberían 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 es estable para un vuelo horizontal sin aceleración;*
- c) *el vuelo se realiza en condiciones que se asemejen 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 las tolerancias indicadas por 1 minuto como mínimo, lapso durante el cual se obtienen los datos del SAR:

- a) número de Mach dentro de $\pm 0,005$;
- b) temperatura ambiente dentro de $\pm 1^\circ\text{C}$;

² La ASTM D4052-11 se titula “Standard Test Method for Density and Relative Density of Liquids by Digital Density Meter”.

³ La ASTM D445-15 se titula “Standard Test Method for Kinematic Viscosity of Transparent and Opaque Liquids (and Calculation of Dynamic Viscosity)”.

- c) rumbo dentro de $\pm 3^\circ$;
- d) derrota dentro de $\pm 3^\circ$;
- e) ángulo de deriva menor que 3° ;
- f) velocidad respecto al suelo dentro de $\pm 3,7$ km/h (± 2 kt); 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 $\pm 2,8$ km/h/min ($\pm 1,5$ 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 suficientemente la estabilidad ante la autoridad de certificación.

3.2.3.3 Normalmente, deberían descartarse los puntos de prueba que no 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 certificación, y se 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 masa del avión en cada condición de prueba estarán sujetos a la aprobación de la autoridad de certificación.

3.2.4.2 **Recomendación.**— *La masa del avión durante una prueba de vuelo debería determinarse sustrayendo el combustible utilizado (es decir, el flujo de combustible integrado) de la masa del avión al iniciar el vuelo de prueba. La precisión en la determinación del combustible utilizado debería verificarse pesando el avión de prueba en básculas 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 ESPECÍFICO DEL AVIÓN

4.1 Sistema de medición

4.1.1 Se registrarán los parámetros siguientes a una 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 Se registrarán los parámetros siguientes a una tasa de muestreo conveniente:

- a) latitud;
- b) posiciones de los dispositivos de purga de aire del motor y tomas de potencia del motor; y
- c) extracción de potencia (carga eléctrica y mecánica).

4.1.3 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.

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

4.1.5 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) número de Mach;
- c) altitud;
- d) masa del avión;
- e) velocidad respecto al suelo;
- f) temperatura del aire exterior;
- g) valor del poder calorífico inferior del combustible; y
- h) CG.

4.1.6 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 del SAR se define como la raíz cuadrada de la suma de los cuadrados (RSS) de las precisiones individuales.

Nota.— La precisión de los parámetros sólo necesita examinarse dentro del intervalo de parámetros necesarios para demostrar que se cumple con la norma sobre emisiones de CO₂.

4.1.7 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 aplicará una penalidad igual a la cantidad en que el valor de la RSS exceda de 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

El SAR se calcula a partir de la ecuación siguiente:

$$\text{SAR} = \text{TAS}/W_f$$

donde:

TAS es la velocidad verdadera; y

W_f es el flujo total de combustible del avión.

5.2 Correcciones de las pruebas respecto a las condiciones de referencia

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

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 evaluado. La condición de referencia consiste en un vuelo estable, no acelerado.

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 la masa del ala del avión será afectada por la distribución de la carga del combustible en las alas y la presencia de cualquier almacenamiento externo.

Altitud. La altitud a la que un avión vuela afecta al flujo de combustible.

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 al flujo de combustible.

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 altitud, 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 al norte geográfico, en condiciones de aire calmo, a la altitud de referencia, a una latitud geodésica de 45,5° y basada en g_0 .

Masa/ δ El coeficiente de sustentación del avión es función de la masa/ δ y del número de Mach, donde δ es la relación entre la presión atmosférica a una altitud dada y la presión atmosférica al nivel del mar. El coeficiente de sustentación para una condición de prueba afecta la resistencia al avance del avión. La masa/ δ de referencia se deriva de la combinación de la presión atmosférica, de la masa de referencia y de la altitud de referencia, determinadas a partir de la atmósfera tipo de la OACI.

Número 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 altitud 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 atmósfera tipo de la OACI a la altitud y temperatura de referencia.

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.

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 atmósfera tipo de la OACI a la altitud de referencia.

Nota.— El análisis de datos posteriores al vuelo incluye la corrección de los datos medidos 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 proporcionará una justificación aceptable a la autoridad de certificación.

5.3 Cálculo del valor del alcance específico

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 calcularán, ya sea directamente, a partir de las mediciones hechas en cada punto de prueba válido ajustadas a las condiciones de referencia, o indirectamente, a partir del modelo de performance que haya sido validado por estos puntos de prueba. El valor final del SAR para cada masa de referencia será la media aritmética simple de todos los puntos de prueba válidos para la masa bruta apropiada, o se derivará de un modelo de performance validado. No se omitirá ningún dato obtenido a partir de un punto de prueba válido, a menos que así lo haya acordado la autoridad de certificación.

Nota.— Pueden permitirse extrapolaciones 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 no haya extrapolación de esos parámetros.

6. VALIDEZ DE LOS RESULTADOS

6.1 Se calculará el intervalo de confianza de 90% para cada uno de los valores del SAR para las tres masas de referencia.

6.2 Si se obtienen 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 calculará para la recta de regresión media 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 de $\pm 1,5\%$, podrá utilizarse el valor del SAR para esa masa de referencia, con sujeción a la aprobación de la autoridad de certificación, si se le aplica una penalidad. La penalidad será igual a la cantidad en que el intervalo de confianza de 90% 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.

Nota.— Los métodos para calcular el intervalo de confianza de 90% figuran en el Manual técnico ambiental (Doc 9501), Volumen III — Procedimientos para la certificación de aviones respecto a las emisiones de CO₂.

7. CÁLCULO DEL VALOR DE MEDICIÓN PARA LA EVALUACIÓN DE LAS EMISIONES DE CO₂

El valor de medición para la evaluación de las emisiones de CO₂ se calculará de acuerdo con la fórmula 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

Se proporcionará la información siguiente para cada tipo y modelo de avión para el cual se desea obtener la certificación relativa a las emisiones de CO₂:

- a) la designación del tipo y el 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 necesitan 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 CO₂ y, además, cualquier modificación o equipo no estándar que pueda afectar las características del avión respecto de las emisiones de CO₂.

8.2 Condiciones de referencia

Se indicarán 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

Se proporcionarán los siguientes datos medidos de las pruebas, incluida cualquier corrección para las características 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; y
 - 2) para aviones propulsados por hélice, caballos al eje o par motor del motor y la velocidad de rotación de las hélices;
- h) el poder calorífico inferior del combustible;
- i) la gravedad específica y la viscosidad cinemática del combustible, si se utilizan medidores de 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) los criterios de estabilidad (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 (véanse 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

Se proporcionarán, para cada uno de los puntos de medición de las pruebas, los valores medidos del SAR, las correcciones respecto de las condiciones de referencia y los valores del SAR corregidos.

8.5 Datos derivados

Se proporcionará 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 y el intervalo de confianza de 90% conexo;
 - b) el promedio de la inversa de SAR para las tres masas de referencia;
 - c) el RGF; y
 - d) el valor de medición para la evaluación de emisiones de CO₂.
-

APÉNDICE 2. FACTOR GEOMÉTRICO DE REFERENCIA

1. El RGF es un parámetro no dimensional que se utiliza para ajustar el valor de $(1/SAR)_{AVG}$. El RGF se basa en una medida del tamaño del fuselaje normalizada con respecto a 1 m^2 , 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^2) limitada por la anchura máxima del perfil externo (OML) del fuselaje, proyectado sobre un plano paralelo al piso del puesto de pilotaje principal; y
- b) para aviones con un puesto de pilotaje superior, determinar la suma del área de una superficie (expresada en m^2) limitada por la anchura máxima del OML del fuselaje, proyectado sobre un plano paralelo al piso del puesto de pilotaje principal, y el área de una superficie limitada por la anchura máxima del OML del fuselaje, al nivel o por encima del piso del puesto de pilotaje superior, proyectado 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^2 .

2. El RGF comprende todo el espacio presurizado del puesto de pilotaje principal o del superior, que incluye pasillos, espacios de asistencia, corredores, cajas de escalera y áreas que pueden aceptar carga y contenedores de combustible auxiliares. No incluye los tanques de combustible permanentes integrados a la cabina o cualquier carenado no presurizado, ni las zonas de descanso/trabajo de la tripulación o las zonas de la carga que no están en el puesto de pilotaje principal o en el superior (por ejemplo, las áreas de “desván” o debajo de las superficies útiles). 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 el mamparo estanco posterior. El límite de la parte frontal es el mamparo estanco frontal, exceptuando la zona de la tripulación del puesto de pilotaje.

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 posterior de la zona de la tripulación del puesto de pilotaje es el plano de la puerta del puesto de pilotaje. Para aviones que tienen configuraciones interiores opcionales que incluyen ubicaciones distintas de la puerta del puesto de pilotaje, o 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 extenderá a la mitad de la anchura del puesto de pilotaje.

5. Las Figuras A2-1 y A2-2 dan una noción de las condiciones relativas a los límites que se utilizan para determinar el RGF.

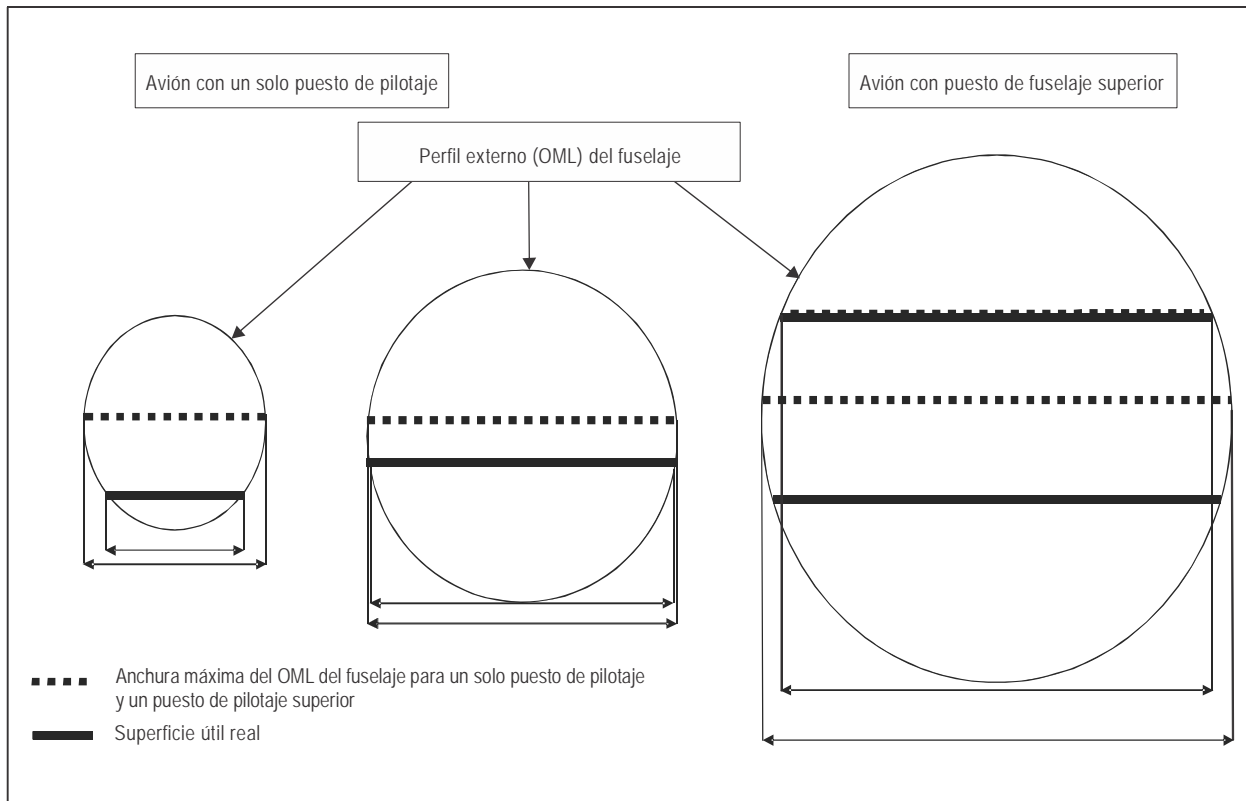


Figura A2-1 Vista de sección transversal

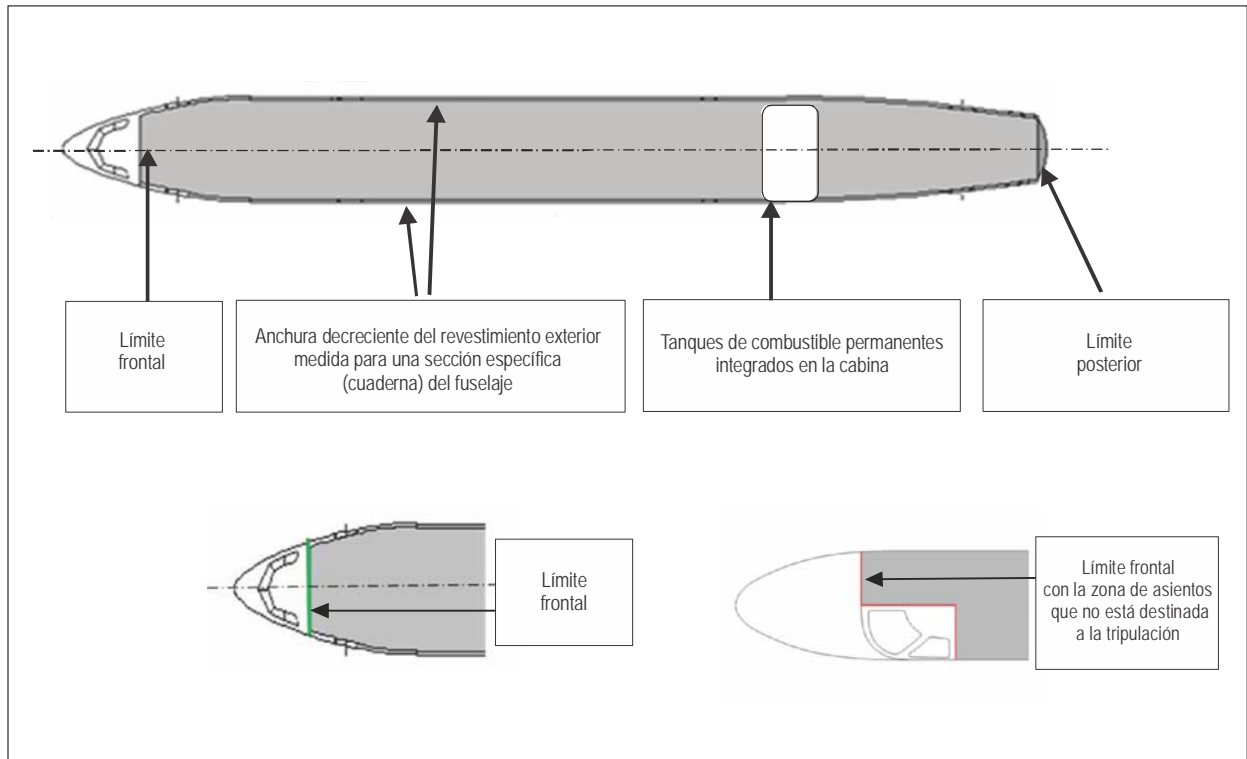


Figura A2-2. Vista longitudinal

— FIN —