

REPÚBLICA BOLIVARIANA DE VENEZUELA
MINISTERIO DEL PODER POPULAR PARA EL TRANSPORTE
INSTITUTO NACIONAL DE AERONÁUTICA CIVIL

PROVIDENCIA ADMINISTRATIVA N° PRE-CJU-243-24
CARACAS, 21 DE JUNIO DE 2024

214°, 165° y 25°

El Presidente del Instituto Nacional de Aeronáutica Civil, en ejercicio de las competencias que le confiere el artículo 9 de la Ley de Aeronáutica Civil, publicada en Gaceta Oficial de la República Bolivariana de Venezuela N° 39.140, de fecha 17 de marzo de 2009, con base en lo previsto en los artículos 5 y 6 ejusdem, que establecen el Principio de Uniformidad de la normativa aeronáutica y el Principio de Preservación del Medio Ambiente, respectivamente; en concordancia con las atribuciones legalmente otorgadas en el numeral 5 del artículo 7 y numerales 1, 3 y 15 literal c del artículo 13 de la Ley del Instituto Nacional de Aeronáutica Civil, publicada en Gaceta Oficial de la República Bolivariana de Venezuela N° 38.333, de fecha 12 de diciembre de 2005 y considerando el contenido de la enmienda 2 del Anexo 16 Volumen III al Convenio sobre Aviación Civil Internacional "Emisión de CO₂ de los aviones".

Dicta,

La siguiente,

REGULACIÓN AERONÁUTICA VENEZOLANA 38
(RAV 38)
EMISIÓN DE CO₂ DE LOS AVIONES

CAPÍTULO A
GENERALIDADES

SECCIÓN 38.1 OBJETO Y APLICABILIDAD

- (a) Esta Regulación Aeronáutica Venezolana (RAV), tiene por objeto establecer los mecanismos o requisitos para la Evaluación de las Emisiones de CO₂ de los aviones con base en el consumo de combustible.
 - (b) Aplica para fines de certificación relativa a las emisiones de CO₂:
 - 1) 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;
 - 2) 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;
 - 3) 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;
 - 4) a versiones derivadas de aviones de reacción subsónicos sin certificación de CO₂, comprendidas sus versiones derivadas subsiguientes con 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 de esa fecha;
 - 5) a versiones derivadas de aviones propulsados por hélice sin certificación de CO₂, comprendidas sus versiones derivadas subsiguientes con 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;
 - 6) 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; e
 - 7) 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 aplica, y que por consiguiente, en la evaluación, pueden arrojar un valor de medición de emisiones de CO₂ muy diferente.

- (c) Esta Regulación no se aplicará a los aviones anfíbios, 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.
- (d) Sin perjuicio de lo establecido en la sección 38.1(b), 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 esta Regulación Aeronáutica Venezolana 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.

SECCIÓN 38.2 DEFINICIONES

Para los propósitos de esta Regulación, son de aplicación las siguientes 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 (Alcance específico km/kg TAS Velocidad verdadera km/h) 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 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 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 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, configuración, potencia o masa es tan significativa que se requiere una investigación sustancialmente completa para determinar si cumple con la normativa de aeronavegabilidad aplicable, el avión requerirá un nuevo certificado de tipo.

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 introduce un cambio en el diseño de tipo que provoca un incremento en el valor de medición para la evaluación de las emisiones de CO₂ superior a 1,5% o que se considera cambio significativo 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.

SECCIÓN 38.3 SIMBOLOS

- (a) A los efectos de esta Regulación, aplican los siguientes símbolos con los significados y cuando corresponda, las unidades que se indican a continuación:

AVG Media aritmética
CG Centro de gravedad
CO₂ Dióxido de carbono
g0 Aceleración normal producida por la gravedad a nivel del mar y a una latitud geodésica de 45,5°, 9,80665 (m/s²)
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)
WF Flujo de combustible total del avión (kg/h);

SECCIÓN 38.4 REQUISITOS A LA FECHA DE SOLICITUD

- (a) La enmienda de esta Regulación Aeronáutica Venezolana que ha de utilizar un Estado del contratante será la aplicable en la fecha en que se presentó a dicho Estado 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.
- (b) De conformidad con lo previsto en esta Regulación Aeronáutica Venezolana, la fecha que han de utilizar los Estados contratantes para determinar la aplicación de esta normativa técnica, 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.

- (c) Una solicitud tendrá efecto durante el período especificado en la normativa técnica de aeronavegabilidad apropiada al tipo de avión, excepto en casos especiales en los que la autoridad de certificación otorgue una extensión. Cuando se amplía el período de efectividad, la fecha que se ha de utilizar para determinar la aplicabilidad de las normas de esta Regulación Aeronáutica Venezolana, 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.
- (d) Para las versiones derivadas de aviones con y sin certificación de CO₂, las disposiciones de aplicabilidad de las normas de esta Regulación 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 esta Regulación 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.
- (e) Cuando las disposiciones que rigen la aplicabilidad de esta Regulación 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 será la fecha en la cual haya sido expedido el primer certificado de aeronavegabilidad por cualquier Estado contratante.
- (f) La utilización de procedimientos equivalentes en lugar de los procedimientos especificados en esta Regulación debe ser aprobada por la autoridad de certificación.

SECCIÓN 38.5 EXENCIONES

- a) La autoridad de certificación o la autoridad competente que tenga jurisdicción sobre la entidad responsable de la producción del avión podrá conceder exenciones respecto de la aplicación especificada en la sección 38.1 de esta Regulación Aeronáutica Venezolana de la forma y manera como lo establezca dicha Autoridad. Las exenciones se notificarán por número de serie del avión y se pondrán a disposición en un registro público oficial.
- b) 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 B

REQUISITOS PARA LA EVALUACIÓN DE LAS EMISIONES DE CO₂ DE LOS AVIONES CON BASE EN EL CONSUMO DE COMBUSTIBLE

SECCIÓN 38.6 PROPÓSITO

El propósito del establecimiento de requisitos de certificación para las emisiones de CO₂ de los aviones con base en el consumo de combustible es asegurar la aplicación uniforme del Anexo 16 — Protección del medio ambiente, Volumen III — Emisiones de CO₂.

SECCIÓN 38.7 VALOR DE MEDICIÓN PARA LA EVALUACIÓN DE EMISIONES DE CO₂ DE LOS AVIONES

- a) 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 la sección 38.8 y el Factor Geométrico de Referencia RGF, definido en el Apéndice B de esta Regulación Aeronáutica Venezolana. El valor de medición se calculará de acuerdo con la siguiente fórmula:

$$\text{Valor de medición para la evaluación de emisiones de CO}_2 = \frac{(1/\text{SAR})_{\text{AVE}}}{(\text{RGF})^{0.25}}$$

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 CO₂ es un indicador basado en el alcance específico (SAR), ajustado para tener en cuenta el tamaño del fuselaje.

SECCIÓN 38.8 MASAS DE REFERENCIA PARA AVIONES

- a) El valor de 1/SAR (Alcance específico km/kg TAS Velocidad verdadera km/h) se establecerá para cada una de las siguientes tres masas de referencia para aviones cuando se realicen pruebas de acuerdo con estas normas:
- 1) masa bruta alta; 92% de la masa máxima de despegue (MTOM)
 - 2) masa bruta mediana; media aritmética simple de la masa bruta alta y la masa bruta baja
 - 3) masa bruta baja; $(0,45 \times \text{MTOM}) + (0,63 \times (\text{MTOM}^{0.82}))$
- Nota. — La MTOM se expresa en kilogramos.
- b) 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.

SECCIÓN 38.9 VALOR DE MEDICIÓN MÁXIMO PERMITIDO PARA LA EVALUACIÓN DE EMISIONES DE CO₂

- a) 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 A de esta Regulación.

- b) El valor de medición para la evaluación de las emisiones de CO₂ no excederá del valor definido en los párrafos siguientes:

- 1) para los aviones especificados en 38.1(a)(1), (a)(2) y (a)(3) con una masa máxima de despegue que no exceda de 60 000 kg:

$$\text{Valor máximo permitido} = 10^{-1,27290 + (0,68130 \cdot \log_{10}(\text{MTOM})) + (0,0277961 \cdot \log_{10}(\text{MTOM})^2)}$$

- 2) para los aviones especificados en 38.1(a)(1) y (a)(3) con una masa máxima de despegue de más de 60 000 kg pero que no exceda de 70 395 kg:

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

- 3) para los aviones especificados en 38.1(a)(1) y (a)(3) con una masa máxima de despegue de más de 70 395 kg:

$$\text{Valor máximo permitido} = 10^{-1,112752 + (0,020517 \cdot \log_{10}(\text{MTOM})) + (0,0193831 \cdot \log_{10}(\text{MTOM})^2)}$$

- 4) para los aviones especificados en 38.1(a)(4), (a)(5), (a)(6) y (a)(7) con una masa máxima certificada de despegue que no exceda de 60 000 kg:

$$\text{Valor máximo permitido} = 10^{-1,075315 + (0,609766 \cdot \log_{10}(\text{MTOM})) + (0,0181322 \cdot \log_{10}(\text{MTOM})^2)}$$

- 5) para los aviones especificados en 38.1(a)(4), (a)(5), (a)(6) y (a)(7) con una masa máxima certificada de despegue de más de 60 000 kg pero que no exceda de 70 107 kg:

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

- 6) para los aviones especificados en 38.1(a)(4), (a)(5), (a)(6) y (a)(7) con una masa máxima de despegue de más de 70 107 kg:

$$\text{Valor máximo permitido} = 10^{-1,26931 - (0,200517 \cdot \log_{10}(\text{MTOM})) + (0,0099381 \cdot \log_{10}(\text{MTOM})^2)}$$

SECCIÓN 38.10 CONDICIONES DE REFERENCIA PARA DETERMINAR EL ALCANCE ESPECÍFICO DE LOS AVIONES

- a) Las condiciones de referencia serán las siguientes, dentro de la envolvente operacional normal aprobada para el avión:
- 1) las masas brutas para aviones definidas en 38.7;
 - 2) 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.
- 3) vuelo estable (sin aceleración), en línea recta y horizontal;
 - 4) el avión en compensación longitudinal y lateral;
 - 5) la atmósfera del día tipo de la QACI;
 - 6) aceleración gravitacional para el avión que se desplaza en dirección del norte geográfico, en aire en calma, a la altitud de referencia y una altitud geodésica de 45,5 grados, basada en g0;
 - 7) un poder calorífico inferior del combustible igual a 43,217 MJ/kg (18,580 BTU/lb);
 - 8) 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.
- 9) 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;
 - 10) 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 debido al uso de equipo opcional, como sistemas de entretenimiento para los pasajeros.
- 11) las purgas de maniobra/estabilidad del motor de acuerdo con el diseño nominal del modelo de performance del motor para las condiciones especificadas; y
 - 12) 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).
- b) 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 de esta Regulación.

SECCIÓN 38.11 PROCEDIMIENTOS DE PRUEBA

- a) Los valores del SAR (Alcance específico km/kg TAS Velocidad verdadera km/h), 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.
- b) El avión objeto de pruebas será representativo del diseño de tipo para el cual se solicitó la certificación.
- c) 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 de esta Normativa. 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 deberá cumplir con la especificación definida en la publicación ASTM D1655-152 o en la DEF STAN 91-91, Núm. 7, Enmienda 33, o equivalente.

SECCIÓN 38.12 MANUAL DE VUELO DE LA AERONAVE

La autoridad de certificación publicará el valor de medición certificado de la evaluación de emisiones de CO₂ otorgado o validado por dicha autoridad, en el Manual de Vuelo del Avión.

SECCIÓN 38.13 MÉTODOS DE EVALUACIÓN DE LA EMISIÓN DE CO₂

- a) El método para la determinación del valor de medición para la evaluación de las emisiones de CO₂ de los aviones de reacción subsónicos de más de 5 700 kg y aviones de más de 8 618 kg propulsados por hélices, es el contenido en el Apéndice A de esta Regulación Aeronáutica Venezolana.
- b) El método para determinar el Factor Geométrico de Referencia es el contenido en el Apéndice B de esta Regulación.

APÉNDICE A

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 Factor Geométrico de Referencia RGF (véase el Apéndice B);
 - 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 de este apéndice); 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 (Alcance específico km/kg TAS Velocidad verdadera km/h) y los procedimientos de medición que se emplearán.

Nota. — Una solicitud de certificación del valor de medición de emisiones de CO₂ 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 CO₂ 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

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 al 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 D4809-13.

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.

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 D4052-11.

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 D445-15.

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 $\pm 1^\circ\text{C}$;
- 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);
- 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 3.2.3.4 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 (Alcance específico km/kg TAS Velocidad verdadera km/h), 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 sopiante, 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 acumulado 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 acumulado 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 excede de 1,5%. Si el valor absoluto del error acumulado 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 (Alcance específico)

El SAR se calcula a partir de la ecuación siguiente:

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

donde:

- TAS es la velocidad verdadera; y
- WF 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 la sección 38.10 de esta Regulación. Las correcciones se aplicarán para cada uno de los siguientes parámetros medidos que no correspondan 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 $45,5^\circ$ y basada en g₀.

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 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 (SAR)

Los valores del SAR para cada una de las tres masas de referencia definidas en la sección 38.8 de esta Regulación 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 (Alcance específico), 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 (Alcance específico), 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% excede 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 38.7 de esta Regulación.

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:

- la designación del tipo y el modelo de avión;
- 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;
- la MTO;
- las dimensiones pertinentes que se necesitan para calcular el Factor Geométrico de Referencia RGF; y
- 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 la sección 38.10 de esta Regulación Aeronáutica Venezolana).

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:

- la velocidad aerodinámica, la velocidad respecto al suelo y la velocidad verdadera;
- el flujo de combustible;
- la altitud de presión;
- la temperatura estática del aire;
- 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:

- para aviones de reacción, el régimen de potencia del motor; y
 - para aviones propulsados por hélice, caballos al eje o par motor del motor y la velocidad de rotación de las hélices;
- el poder calorífico inferior del combustible;
 - la gravedad específica y la viscosidad cinemática del combustible, si se utilizan medidores de flujo volumétrico de combustible (véase 3.2.1 d);
 - el error acumulativo (RSS) del sistema de medición global (véase 4.1.6);
 - el rumbo, la derrota y la latitud;
 - adhesión a los criterios de estabilidad requeridos (véase 3.2.3.1); y
 - 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 (véase 5.2) 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:

- el alcance específico SAR (km/kg) para cada masa de referencia del avión y el intervalo de confianza de 90% conexo (véase 6);
- el promedio de la inversa de SAR para las tres masas de referencia;
- el Factor Geométrico de Referencia RGF; y
- el valor de medición para la evaluación de emisiones de CO₂, incluido su porcentaje del valor de medición máximo permitido para la evaluación de emisiones de CO₂ que se define en la sección 38.9 de esta Regulación.

APÉNDICE B

FACTOR GEOMÉTRICO DE REFERENCIA

1. El Factor Geométrico de Referencia RGF es un parámetro no dimensional que se utiliza para ajustar el valor de $(1/\text{SAR})_{\text{AVG}}$. El RGF se basa en una medida del tamaño del fuselaje normalizada con respecto a 1 m², y se deriva de la siguiente manera:

a) para aviones con un solo puesto de pilotaje: determinar el área de una superficie (expresada en m²) limitada por la anchura máxima del perfil externo (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 m²) limitada por la anchura máxima del OML del fuselaje, proyectado ortogonalmente 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 ortogonalmente sobre un plano paralelo al piso del puesto de pilotaje superior; y

c) Determinar el Factor Geométrico de Referencia RGF no dimensional dividiendo las áreas definidas en 1 a) o 1 b) por 1 m².

2. El Factor Geométrico de Referencia RGF comprende todo el espacio presurizado del puesto de pilotaje principal o del superior, que incluye pasillos, espacios de asistencia, cocinas, lavabos, corredores, cajas de escalera y áreas 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 Factor Geométrico de Referencia RGF, es la superficie posterior del revestimiento 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 definido 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 posterior 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 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, 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 CO₂ de los aviones figuran textos de orientación sobre la determinación del RGF.

