



OACI

Normes et pratiques
recommandées internationales

Annexe 16 à la Convention relative à l'aviation civile internationale

Protection de l'environnement

Volume III — Émissions de CO₂ des avions
Première édition, juillet 2017



La première édition de l'Annexe 16, Volume III, devient applicable le 1^{er} janvier 2018.

Tous les renseignements relatifs à l'application des normes et pratiques recommandées figurent à l'Avant-propos.

ORGANISATION DE L'AVIATION CIVILE INTERNATIONALE



| OACI

Normes et pratiques
recommandées internationales

Annexe 16 à la Convention relative à l'aviation civile internationale

Protection de l'environnement

Volume III — Émissions de CO₂ des avions
Première édition, juillet 2017

La première édition de l'Annexe 16, Volume III, devient applicable le 1^{er} janvier 2018.

Tous les renseignements relatifs à l'application des normes et pratiques recommandées figurent à l'Avant-propos.

ORGANISATION DE L'AVIATION CIVILE INTERNATIONALE

Publié séparément en français, en anglais, en arabe, en chinois, en espagnol et en russe par l'ORGANISATION DE L'AVIATION CIVILE INTERNATIONALE 999, boul. Robert-Bourassa, Montréal (Québec) H3C 5H7 Canada

Les formalités de commande et la liste complète des distributeurs officiels et des librairies dépositaires sont affichées sur le site web de l'OACI (www.icao.int).

Première édition, 2017

**Annexe 16, Protection de l'environnement
Volume III — Émissions de CO₂ des avions**

Commande n° : AN 16-3
ISBN 978-92-9258-251-7 (version imprimée)
ISBN 978-92-9275-142-5 (version électronique)

© OACI 2017

Tous droits réservés. Il est interdit de reproduire, de stocker dans un système de recherche de données ou de transmettre sous quelque forme ou par quelque moyen que ce soit, un passage quelconque de la présente publication, sans avoir obtenu au préalable l'autorisation écrite de l'Organisation de l'aviation civile internationale.

TABLE DES MATIÈRES

	<i>Page</i>
Avant-propos	VII
Partie 1. DÉFINITIONS ET SYMBOLES	1-1-1
CHAPITRE 1. Définitions.....	1-1-1
CHAPITRE 2. Symboles	1-2-1
Partie 2. NORME DE CERTIFICATION POUR LES ÉMISSIONS DE CO₂ DES AVIONS BASÉE SUR LA CONSOMMATION DE CARBURANT	2-1-1
CHAPITRE 1. Administration.....	2-1-1
CHAPITRE 2.	
1. Avions à réaction subsoniques de plus de 5 700 kg	
2. Avions à hélice de plus de 8 618 kg	2-2-1
2.1 Applicabilité.....	2-2-1
2.2 Métrique d'évaluation des émissions de CO ₂	2-2-2
2.3 Masses des avions de référence	2-2-2
2.4 Unité métrique d'évaluation des émissions maximales de CO ₂ autorisées.....	2-2-3
2.5 Conditions de référence pour déterminer le rayon d'action spécifique d'un avion.....	2-2-4
2.6 Procédures d'essai.....	2-2-5

APPENDICES

APPENDICE 1. Détermination de l'unité métrique d'évaluation des émissions de CO ₂ de l'avion	
1. Avions à réaction subsoniques de plus de 5 700 kg	
2. Avions à hélice de plus de 8 618 kg	APP 1-1
1. Introduction.....	APP 1-1
2. Méthodes de détermination du rayon d'action spécifique (SAR)	APP 1-1
3. Conditions d'essai et de mesure pour la certification du rayon d'action spécifique	APP 1-2
4. Mesure du rayon d'action spécifique (SAR) de l'avion.....	APP 1-4
5. Calcul d'un rayon d'action spécifique (SAR) à partir de données mesurées	APP 1-6
6. Validité des résultats.....	APP 1-7
7. Calcul de l'unité métrique de l'évaluation des émissions de CO ₂	APP 1-8
8. Communication des données à l'autorité de certification	APP 1-8
APPENDICE 2. Facteur géométrique de référence	APP 2-1

AVANT-PROPOS

Historique

Des normes et pratiques recommandées relatives à la protection de l'environnement ont été adoptées pour la première fois par le Conseil le 2 avril 1971, en vertu des dispositions de l'article 37 de la Convention relative à l'aviation civile internationale (Chicago, 1944), et désignées comme Annexe 16 à la Convention. Le présent Volume III de l'Annexe 16 a été élaboré comme suit :

À la 36^e session de l'Assemblée de l'OACI, en 2007, les États contractants ont adopté la Résolution A36-22 de l'Assemblée : *Exposé récapitulatif de la politique permanente et des pratiques de l'OACI dans le domaine de la protection de l'environnement*. Cette résolution prévoyait l'établissement d'un processus qui mènerait à l'élaboration et à la recommandation au Conseil d'un Programme d'action sur l'aviation internationale et les changements climatiques et d'une stratégie commune pour limiter ou réduire les émissions de gaz à effet de serre imputables à l'aviation civile internationale.

L'élaboration d'une norme relative aux émissions de CO₂ des avions dans le cadre d'une série de mesures visant à s'attaquer aux émissions de gaz à effet de serre de l'aviation internationale était l'un des éléments recommandés dans le Programme d'action de l'OACI sur l'aviation internationale et les changements climatiques. Ceci a été entériné par la suite par la réunion de haut niveau sur l'aviation internationale et les changements climatiques tenue en octobre 2009.

En accord avec le Programme d'action de l'OACI, la huitième réunion du Comité de la protection de l'environnement en aviation (CAEP/8), en février 2010, est convenue d'élaborer des normes et pratiques recommandées internationales pour les émissions de CO₂ des avions. Ceci a été approuvé par le Conseil de l'OACI en mai 2010. Par la suite, la 37^e session de l'Assemblée de l'OACI, en 2010, a adopté les Résolutions A37-18 et A37-19, demandant que le Conseil élabore une norme mondiale relative au CO₂ pour les aéronefs. Le CAEP a élaboré un projet de Normes et pratiques recommandées internationales pour les émissions de CO₂ des avions et, après modifications apportées à la suite de la consultation usuelle auprès des États contractants de l'Organisation, le présent Volume III de l'Annexe 16 a été adopté par le Conseil.

Le Tableau A montre l'origine des amendements introduits dans l'Annexe au fil du temps ainsi qu'une liste des principaux sujets traités et les dates auxquelles l'Annexe et les amendements ont été adoptés par le Conseil, les dates auxquelles ils ont pris effet, et celles auxquelles ils sont devenus applicables.

Application

La Partie 1 du Volume III de l'Annexe 16 contient des définitions et des symboles. La Partie 2 contient des normes et des pratiques recommandées pour la certification-émissions de CO₂ des avions sur la base de la consommation de carburant, applicables à la classification des avions qui est spécifiée dans la Partie 2 du Volume III de l'Annexe 16, lorsque ces avions sont engagés dans la navigation aérienne internationale.

Dispositions incombant aux États contractants

Notification des différences. L'attention des États contractants est attirée sur le fait que l'article 38 de la Convention leur impose l'obligation de notifier à l'Organisation toutes différences entre leurs règlements et usages nationaux et les normes internationales qui figurent dans l'Annexe et dans ses amendements éventuels. Les États contractants sont invités également à

notifier toutes différences par rapport aux pratiques recommandées figurant dans l'Annexe et dans ses amendements éventuels lorsque ces différences sont importantes pour la sécurité de la navigation aérienne. De plus, les États contractants sont invités à tenir l'Organisation au courant de l'introduction ultérieure de toutes différences ou de l'élimination de toutes différences déjà notifiées. Une demande spéciale de notification des différences sera adressée aux États contractants immédiatement après l'adoption de chaque amendement de l'Annexe.

L'attention des États est également appelée sur les dispositions de l'Annexe 15 relatives à la publication, par l'intermédiaire du service d'information aéronautique, des différences entre leurs règlements et usages nationaux et les normes et pratiques recommandées correspondantes de l'OACI ; l'observation de ces dispositions de l'Annexe 15 s'ajoute à l'obligation qui incombe aux États aux termes de l'article 38 de la Convention.

Utilisation du texte de l'Annexe dans les règlements nationaux. Le 13 avril 1948, le Conseil a adopté une résolution qui appelle l'attention des États contractants sur l'opportunité d'introduire autant que possible dans leurs règlements nationaux le texte des normes de l'OACI qui revêtent un caractère de règlement, et d'indiquer les différences par rapport aux normes, notamment l'addition éventuelle de règlements nationaux importants pour la sécurité ou la régularité de la navigation aérienne. Toutes les fois que cela est possible, les dispositions de la présente Annexe ont été rédigées de manière que l'incorporation soit facile, sans modification majeure du texte, à la législation nationale.

Caractère des éléments de l'Annexe

Une Annexe comporte des éléments dont le caractère est précisé ci-après ; ces éléments ne figurent cependant pas nécessairement dans chaque Annexe :

1.— Dispositions constituant l'Annexe proprement dite :

- a) *Normes et pratiques recommandées* adoptées par le Conseil en vertu des dispositions de la Convention. Elles se définissent comme suit :

Norme : Toute spécification portant sur les caractéristiques physiques, la configuration, le matériel, les performances, le personnel et les procédures, dont l'application uniforme est reconnue nécessaire à la sécurité ou à la régularité de la navigation aérienne internationale et à laquelle les États contractants se conformeront en application des dispositions de la Convention. En cas d'impossibilité de s'y conformer, une notification au Conseil est obligatoire aux termes de l'article 38 de la Convention.

Pratique recommandée : Toute spécification portant sur les caractéristiques physiques, la configuration, le matériel, les performances, le personnel et les procédures, dont l'application uniforme est reconnue souhaitable dans l'intérêt de la sécurité, de la régularité ou de l'efficacité de la navigation aérienne internationale et à laquelle les États contractants s'efforceront de se conformer en application des dispositions de la Convention.

- b) *Appendices* contenant des dispositions qu'il a été jugé commode de grouper séparément mais qui font partie des normes et pratiques recommandées adoptées par le Conseil.
- c) *Dispositions* régissant les conditions d'application des normes et pratiques recommandées.
- d) *Définitions* d'expressions utilisées dans les normes et pratiques recommandées lorsque la signification de ces expressions n'est pas couramment admise. Une définition n'a pas de statut en soi, mais constitue une partie essentielle de chaque norme ou pratique recommandée dans laquelle l'expression est utilisée, car le sens des spécifications dépend de la signification donnée à chaque expression.
- e) Les *Tableaux et Figures* ajoutés à une norme ou pratique recommandée ou servant à l'illustrer y sont mentionnés ; ils font partie de la norme ou pratique recommandée correspondante et ont le même caractère.

2.— Textes dont le Conseil a approuvé la publication dans le même document que les normes et pratiques recommandées :

- a) *Avant-propos* qui donne la genèse des décisions prises par le Conseil, ainsi que des indications expliquant ces décisions, et qui précise les obligations incombant aux États contractants quant à l'application des normes et pratiques recommandées aux termes des dispositions de la Convention et de la résolution d'adoption.
- b) *Introductions* comprenant des éléments explicatifs, introduites au début de parties, chapitres ou sections d'une Annexe pour aider à la compréhension de l'application du texte.
- c) *Notes* insérées dans le texte, s'il y a lieu, pour fournir des renseignements concrets ou des références portant sur certaines normes ou pratiques recommandées ; ces notes ne font pas partie de la norme ou de la pratique recommandée en question.
- d) *Suppléments* contenant des dispositions complémentaires à celles des normes et pratiques recommandées, ou des indications relatives à leur application.

Choix de la langue

La présente Annexe a été adoptée en six langues — français, anglais, arabe, chinois, espagnol et russe. Chaque État contractant est invité à choisir l'un de ces textes pour la mise en application nationale et pour toute autre fin prévue dans la Convention, soit directement, soit après traduction dans sa propre langue, et à informer l'Organisation de son choix.

Disposition typographique

Afin de mettre en relief le caractère de chaque spécification, il a été décidé d'adopter la disposition typographique suivante : les *normes* sont imprimées en romain ; les *pratiques recommandées* sont imprimées en italique et leur caractère est précisé par la mention **Recommandation** ; les notes sont imprimées en italique, leur caractère étant précisé par la mention *Note*.

Il est à noter, par ailleurs, que l'obligation exprimée par les normes a été rendue par l'usage du futur simple, tandis que les recommandations sont rendues par l'expression *Il est recommandé*.

Dans le présent document les unités de mesure utilisées sont conformes au Système international d'unités (SI) spécifié dans l'Annexe 5 à la Convention relative à l'aviation civile internationale. Lorsque l'Annexe 5 permet l'emploi d'unités supplétives hors SI, celles-ci sont indiquées entre parenthèses à la suite de l'unité principale. Lorsque deux séries d'unités sont utilisées, il ne faut pas en déduire que les paires de valeurs sont égales et interchangeables. On peut toutefois admettre qu'un niveau de sécurité équivalent est obtenu avec l'emploi exclusif de l'une ou l'autre des deux séries d'unités.

Tout renvoi à un passage du présent document identifié par un numéro porte sur toutes les subdivisions de ce passage.

Tableau A. Amendements de l'Annexe 16

Amendement	Origine	Objet	Dates :
			— adoption — entrée en vigueur — application
1 ^{re} édition	Dixième réunion du Comité de la protection de l'environnement en aviation (CAEP/10)	Introduction de l'Annexe 16, Volume III, qui contient des normes et pratiques recommandées relatives à la certification des émissions de CO ₂ des avions subsoniques.	3 mars 2017 21 juillet 2017 1 ^{er} janvier 2018
1	Onzième réunion du Comité de la protection de l'environnement en aviation (CAEP/11)	<p>a) introduction de la définition de « conception de type » ; améliorations de définitions ; clarification de l'applicabilité des normes aux versions dérivées certifiées émissions de CO₂ d'avions non certifiés-émissions de CO₂ ;</p> <p>b) clarification concernant l'autorité de délivrance des dérogations et le processus d'enregistrement des dérogations ;</p> <p>c) amélioration de la section sur les conditions de référence par la suppression de texte superflu ;</p> <p>d) correction d'erreurs typographiques mineures.</p>	11 mars 2020 20 juillet 2020 1 ^{er} janvier 2021
2	Douzième réunion du Comité de la protection de l'environnement en aviation (CAEP/12)	Améliorations apportées aux définitions, aux descriptions, aux renvois et au libellé afin, entre autres, d'éviter d'éventuelles interprétations erronées et de donner des précisions supplémentaires concernant le facteur géométrique de référence (RGF).	20 mars 2023 31 juillet 2023 1 ^{er} janvier 2024

NORMES ET PRATIQUES RECOMMANDÉES INTERNATIONALES

PARTIE 1. DÉFINITIONS ET SYMBOLES

CHAPITRE 1. DÉFINITIONS

Avion. Aérodyme entraîné par un organe moteur et dont la sustentation en vol est obtenue principalement par des réactions aérodynamiques sur des surfaces qui restent fixes dans des conditions données de vol.

Avion subsonique. Avion ne pouvant pas maintenir le vol en palier à des vitesses dépassant Mach 1.

Certificat de type. Document délivré par un État contractant pour définir la conception d'un type d'aéronef, de moteur ou d'hélice et certifier que cette conception répond aux spécifications de navigabilité pertinentes de cet État.

Note.— Dans certains États contractants, un document équivalent à un certificat de type peut être délivré pour un certain type de moteur ou d'hélice.

Conception de type. Ensemble de données et d'informations nécessaires à la définition d'un type d'aéronef, de moteur ou d'hélice aux fins de la détermination de la navigabilité.

Conditions optimales. Les combinaisons d'altitude et de vitesse propre dans l'enveloppe de vol approuvée définie dans le manuel de vol de l'avion qui donne la plus grande valeur du rayon d'action spécifique à chaque masse de l'avion de référence.

État de conception. État qui a juridiction sur l'organisme responsable de la conception de type.

Facteur géométrique de référence. Facteur d'ajustement de la taille du fuselage de l'avion, dérivée d'une projection bidimensionnelle du fuselage.

Masse maximale au décollage. La plus élevée de toutes les masses au décollage pour la conception de type.

Modèle de performance. Outil ou méthode analytique validée à partir des données corrigées d'essai en vol qui peut être utilisé pour déterminer les valeurs SAR afin de calculer l'unité métrique d'évaluation des émissions de CO₂ aux conditions de référence.

Nombre maximal de sièges-passagers. Nombre maximal certifié de passagers pour la conception de type de l'avion.

Procédures équivalentes. Une procédure d'essai ou d'analyse qui, tout en étant différente de celle qui est spécifiée dans le présent volume de l'Annexe 16, produit en fait, selon le jugement technique de l'autorité de certification, la même unité métrique d'évaluation des émissions de CO₂ que la procédure spécifiée.

Rayon d'action spécifique. Distance que parcourt un avion, dans la phase de croisière, par unité de carburant consommée.

Version dérivée d'un avion certifié-émissions de CO₂. Avion qui intègre une modification de la conception de type qui augmente soit la masse maximale au décollage soit l'unité métrique d'évaluation des émissions de CO₂ de plus de :

- a) 1,35 % pour une masse maximale au décollage de 5 700 kg, avec diminution linéaire jusqu'à cette valeur ;
- b) 0,75 % pour une masse maximale au décollage de 60 000 kg, avec diminution linéaire jusqu'à cette valeur ;
- c) 0,70 % pour une masse maximale au décollage de 600 000 kg ;
- d) 0,70 % (taux constant) pour une masse maximale au décollage supérieure à 600 000 kg.

Note.— Dans certains États, si le service de certification estime que la modification qu'il est proposé d'apporter à la conception, la configuration, la puissance ou la masse est d'une telle ampleur qu'elle exige une vérification relativement complète de la conformité au règlement applicable de navigabilité, l'avion doit recevoir un nouveau certificat de type.

Version dérivée d'un avion non certifié-émissions de CO₂. Avion qui est conforme à un certificat de type existant mais qui n'est pas certifié selon les dispositions de l'Annexe 16, Volume III, et auquel une modification de la conception de type est apportée avant la délivrance du premier certificat de navigabilité, qui augmente l'unité métrique d'évaluation des émissions de CO₂ de plus de 1,5 % ou est considérée comme étant significative du point de vue des émissions de CO₂.

Zone d'équipage de conduite. Partie de la cabine exclusivement réservée à l'utilisation de l'équipage de conduite.

CHAPITRE 2. SYMBOLES

Là où les symboles suivants sont utilisés dans le Volume III de cette Annexe, ils ont le sens qui leur est attribué ci-dessous :

AVG	Moyenne
CG	Centre de gravité
CO ₂	Dioxyde de carbone
g ₀	Accélération standard due à la gravité au niveau de la mer et à une latitude géodésique de 45,5 degrés, 9,80665 (m/s ²)
Hz	Hertz (cycle par seconde)
MTOM	Masse maximale au décollage (kg)
OML	Limite extérieure du gabarit (<i>Outer mould line</i>)
RGF	Facteur géométrique de référence
RSS	Racine carrée de la somme des carrés
SAR	Rayon d'action spécifique (<i>Specific air range</i>) (km/kg)
TAS	Vitesse vraie (km/h)
W _f	Débit carburant total de l'avion (kg/h)

PARTIE 2. NORME DE CERTIFICATION POUR LES ÉMISSIONS DE CO₂ DES AVIONS BASÉE SUR LA CONSOMMATION DE CARBURANT

CHAPITRE 1. ADMINISTRATION

1.1 Les dispositions des § 1.2 à 1.11 s'appliqueront à tous les avions compris dans les classifications définies aux fins de la certification-émissions de CO₂ au Chapitre 2 de la présente partie, lorsque ces avions effectuent des vols internationaux.

1.2 La certification des émissions de CO₂ sera accordée ou validée par l'État d'immatriculation d'un avion sur la base de la production de preuves satisfaisantes selon lesquelles l'avion répond à des spécifications au moins égales aux normes applicables spécifiées dans la présente Annexe.

1.3 Les États contractants reconnaîtront comme valable une certification des émissions de CO₂ accordée par un autre État contractant pourvu que les spécifications selon lesquelles cette certification a été accordée soient au moins égales aux normes applicables spécifiées dans la présente Annexe.

1.4 L'amendement du présent volume de l'Annexe qui doit être utilisé par un État contractant sera celui qui s'applique à la date de la demande présentée à cet État contractant concernant un certificat de type dans le cas d'un nouveau type, l'approbation d'un changement dans la conception du type dans le cas d'une version dérivée, ou selon des procédures de demande équivalentes prescrites par l'autorité de certification de cet État contractant.

Note.— Toute édition nouvelle ou tout amendement nouveau de la présente Annexe qui entre en application (se reporter au Tableau A de l'Avant-propos) annule et remplace toutes les éditions et tous les amendements antérieurs.

1.5 Sauf indication contraire dans le présent volume de l'Annexe, la date à utiliser par les États contractants pour déterminer l'applicabilité des normes de la présente Annexe sera la date à laquelle la demande de certificat de type aura été présentée à l'État de conception ou la date de présentation de la demande au titre d'une procédure équivalente prescrite par l'autorité de certification de l'État de conception.

1.6 Une demande sera en vigueur pour la période spécifiée dans les règlements de navigabilité correspondant au type d'avion, sauf dans les cas spéciaux où le service de certification accorde une prolongation. Lorsque cette période est prolongée, la date à utiliser pour déterminer l'applicabilité des normes de la présente Annexe sera la date de délivrance du certificat de type ou d'approbation de la modification de la conception de type, ou la date de délivrance de l'approbation au titre d'une procédure équivalente prescrite par l'État de conception, diminuée de la période d'application.

1.7 Pour les versions dérivées des avions non certifiés-émissions de CO₂ et les versions dérivées des avions certifiés-émissions de CO₂, les dispositions d'applicabilité concernant les normes de la présente Annexe renvoient à la date à laquelle « la demande de certification de la conception de type » a été présentée. La date que les États contractants doivent utiliser pour déterminer l'applicabilité des normes de la présente Annexe sera la date à laquelle la demande de modification de la conception de type a été présentée à l'État contractant qui a initialement certifié la modification de la conception de type.

1.8 Lorsque les dispositions qui régissent l'applicabilité des normes de la présente Annexe renvoient à la date à laquelle le certificat de navigabilité a initialement été délivré pour un avion donné, la date que les États contractants doivent utiliser pour déterminer l'applicabilité des normes de la présente Annexe sera celle à laquelle le premier certificat de navigabilité a été délivré par tout État contractant.

1.9 Le service de certification publiera l'unité métrique certifiée d'évaluation des émissions de CO₂ accordée ou validée par ce service.

1.10 L'utilisation de procédures équivalentes en remplacement des procédures spécifiées dans les appendices au présent volume de l'Annexe 16 doit être approuvée par l'autorité de certification.

Note.— Des éléments indicatifs concernant l'utilisation de procédures équivalentes figurent dans le Manuel technique environnemental (Doc 9501), Volume III — Procédures pour la certification-émissions de CO₂ des avions.

1.11 Les États contractants reconnaîtront la validité des dérogations accordées à un avion par l'autorité compétente d'un autre État contractant qui a juridiction sur l'organisme responsable de la production de l'avion, à condition qu'un processus acceptable ait été utilisé.

Note.— Des orientations sur les processus et les critères acceptables pour l'octroi des dérogations figurent dans le Manuel technique environnemental (Doc 9501), Volume III — Procédures pour la certification-émissions de CO₂ des avions.

CHAPITRE 2.

1.— AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES DE PLUS DE 5 700 kg

2.— AVIONS À HÉLICE DE PLUS DE 8 618 kg

2.1 Applicabilité

Note.— Voir aussi le Chapitre 1, § 1.4, 1.5, 1.6, 1.7, 1.8 et 1.11.

2.1.1 Les normes du présent chapitre seront applicables, à l'exception des avions amphibies, des avions initialement conçus ou modifiés et utilisés pour des besoins opérationnels spécialisés, des avions conçus avec un facteur géométrique de référence (RGF) zéro et des avions expressément conçus ou modifiés et utilisés à des fins de lutte contre l'incendie :

- a) aux avions à réaction subsoniques, y compris leurs versions dérivées, de plus de 5 700 kg de masse maximale au décollage, pour lesquels la demande de certificat de type a été présentée le 1^{er} janvier 2020 ou à une date ultérieure, à l'exception de ceux qui ont une masse maximale au décollage inférieure ou égale à 60 000 kg et un nombre maximal de sièges-passagers de 19 unités ou moins ;
- b) aux avions à réaction subsoniques, y compris leurs versions dérivées, qui présentent une masse maximale au décollage supérieure à 5 700 kg et inférieure ou égale à 60 000 kg et un nombre maximal de sièges-passagers de 19 unités ou moins, pour lesquels la demande de certificat de type a été présentée le 1^{er} janvier 2023 ou à une date ultérieure ;
- c) à tous les avions à hélices, y compris leurs versions dérivées, de plus de 8 618 kg de masse maximale au décollage, pour lesquels la demande de certificat de type aura été présentée le 1^{er} janvier 2020 ou à une date ultérieure ;
- d) aux versions dérivées d'avions à réaction subsoniques non certifiés-émissions de CO₂, de plus de 5 700 kg de masse maximale au décollage certifiée, y compris les versions dérivées certifiées-émissions de CO₂ à une date ultérieure, pour lesquels la demande de certification de la modification de la conception de type a été présentée le 1^{er} janvier 2023 ou à une date ultérieure ;
- e) aux versions dérivées d'avions à hélices non certifiés-émissions de CO₂, de plus de 8 618 kg de masse maximale au décollage certifiée, y compris les versions dérivées certifiées-émissions de CO₂ à une date ultérieure, pour lesquels la demande de certification de la modification de la conception de type a été présentée le 1^{er} janvier 2023 ou à une date ultérieure ;
- f) aux avions à réaction subsoniques non certifiés-émissions de CO₂, de plus de 5 700 kg de masse maximale au décollage certifiée, pour lesquels un certificat de navigabilité a été délivré pour la première fois le 1^{er} janvier 2028 ou à une date ultérieure ;
- g) aux avions à hélices non certifiés-émissions de CO₂, de plus de 8 618 kg de masse maximale au décollage certifiée, pour lesquels un certificat de navigabilité a été délivré pour la première fois le 1^{er} janvier 2028 ou à une date ultérieure.

Note.— Les avions initialement conçus ou modifiés et utilisés pour des besoins opérationnels spécialisés renvoient à des conceptions de type d'avion qui, du point de vue du service de certification, présentent des caractéristiques de conception

différentes pour répondre à des besoins opérationnels spécifiques comparativement aux types d'avions civils typiques que vise le présent volume de l'Annexe 16, ce qui peut donner une unité métrique très différente pour l'évaluation des émissions de CO₂.

2.1.2 Nonobstant les dispositions du paragraphe 2.1.1, un État contractant peut reconnaître que les avions inscrits sur ses registres ne nécessitent pas de preuve de conformité par rapport aux dispositions des normes de l'Annexe 16, Volume III, pour des modifications des moteurs limitées dans le temps. Ces modifications de la conception de type doivent spécifier que l'avion ne peut être utilisé pour une période de plus de 90 jours, sauf si la conformité avec les dispositions de l'Annexe 16, Volume III, est prouvée pour cette modification de la conception de type. Cette disposition ne s'applique qu'aux modifications résultant d'une mesure de maintenance nécessaire.

2.1.3 Le service de certification ou le service compétent qui a juridiction sur l'organisme de production de l'avion peut accorder une dérogation par rapport à la prescription d'applicabilité précisée au § 2.1.1. En pareil cas, il délivrera une attestation de dérogation. L'octroi de la dérogation sera consigné dans le dossier permanent de l'avion. Le service de certification tiendra compte du nombre d'avions exemptés qui seront produits et de leurs incidences sur l'environnement. Les dérogations seront consignées par numéro de série d'avion et publiées dans un registre public officiel.

Note.— Des orientations supplémentaires sur l'octroi des dérogations, y compris des orientations sur le service de certification ou le service compétent qui a juridiction sur l'organisme de production de l'avion pour accorder une dérogation, figurent dans le Manuel technique environnemental (Doc 9501), Volume III — Procédures pour la certification-émissions de CO₂ des avions.

2.2 Métrique d'évaluation des émissions de CO₂

La métrique sera définie en termes de moyenne des valeurs 1/SAR pour les trois masses de référence définies au § 2.3 et pour le RGF défini dans l'Appendice 2. L'unité métrique sera calculée selon la formule suivante :

$$\text{Unité métrique pour l'évaluation des émissions de CO}_2 = \frac{\left(\frac{1}{\text{SAR}}\right)_{\text{AVG}}}{(\text{RGF})^{0,24}}$$

Note 1.— L'unité métrique est exprimée en kg/km.

Note 2.— La métrique d'évaluation des émissions de CO₂ est une métrique fondée sur le rayon d'action spécifique (SAR), ajustée pour tenir compte des dimensions du fuselage.

2.3 Masses de l'avion de référence

2.3.1 La valeur 1/SAR sera établie à chacune des trois masses de l'avion de référence ci-après, lors d'essais effectués selon les présentes normes :

- a) masse brute haute : 92 % de masse maximale au décollage (MTOM)
- b) masse brute moyenne : moyenne arithmétique simple des masses brutes haute et basse
- c) masse brute basse : $(0,45 \times \text{MTOM}) + [0,63 \times (\text{MTOM})^{0,924}]$

Note.— La MTOM est exprimée en kilogrammes.

2.3.2 La certification-émissions de CO₂ pour la MTOM représente aussi la certification-émissions de CO₂ pour des masses au décollage inférieures à la MTOM. Cependant, en plus de la certification obligatoire des unités métriques des émissions de CO₂ pour la MTOM, les postulants peuvent volontairement demander l'approbation des unités métrique des émissions de CO₂ pour des masses au décollage inférieures à la MTOM.

2.4 Unité métrique d'évaluation des émissions maximales de CO₂ autorisées

2.4.1 La valeur métrique d'évaluation des émissions de CO₂ doit être déterminée selon les méthodes d'évaluation présentées à l'Appendice 1.

2.4.2 La valeur métrique d'évaluation des émissions de CO₂ ne doit pas dépasser la valeur définie dans les paragraphes ci-après :

- a) pour les avions spécifiés au § 2.1.1, alinéas a), b) et c), dont la masse maximale au décollage est inférieure ou égale à 60 000 kg :

$$\text{Valeur maximale autorisée} = 10^{[-2,73780 + (0,681310 * \log_{10}(\text{MTOM})) + (-0,0277861 * (\log_{10}(\text{MTOM}))^2)]}$$

- b) pour les avions spécifiés au § 2.1.1, alinéas a) et c), dont la masse maximale au décollage est supérieure à 60 000 kg, mais inférieure ou égale à 70 395 kg :

$$\text{Valeur maximale autorisée} = 0,764$$

- c) pour les avions spécifiés au § 2.1.1, alinéas a) et c), dont la masse maximale au décollage est supérieure à 70 395 kg :

$$\text{Valeur maximale autorisée} = 10^{[-1,412742 + (-0,020517 * \log_{10}(\text{MTOM})) + (0,0593831 * (\log_{10}(\text{MTOM}))^2)]}$$

- d) pour les avions spécifiés au § 2.1.1, alinéas d), e), f) et g), dont la masse maximale au décollage certifiée est inférieure ou égale à 60 000 kg :

$$\text{Valeur maximale autorisée} = 10^{[-2,57535 + (0,609766 * \log_{10}(\text{MTOM})) + (-0,0191302 * (\log_{10}(\text{MTOM}))^2)]}$$

- e) pour les avions spécifiés au § 2.1.1, alinéas d), e), f) et g), dont la masse maximale au décollage certifiée est supérieure à 60 000 kg, mais inférieure ou égale à 70 107 kg :

$$\text{Valeur maximale autorisée} = 0,797$$

- f) pour les avions spécifiés au § 2.1.1, alinéas d), e), f) et g), dont la masse maximale au décollage est supérieure à 70 107 kg :

$$\text{Valeur maximale autorisée} = 10^{[-1,39353 + (-0,020517 * \log_{10}(\text{MTOM})) + (0,0593831 * (\log_{10}(\text{MTOM}))^2)]}$$

2.5 Conditions de référence pour déterminer le rayon d'action spécifique d'un avion

2.5.1 Les conditions de référence seront constituées des conditions suivantes dans l'enveloppe de vol normale approuvée de l'avion :

- a) masses brutes de l'avion définies au § 2.3 ;
- b) une combinaison d'altitude et de vitesse sélectionnée par le postulant ;

Note.— Il est généralement attendu que ces conditions soient la combinaison d'altitude et de vitesse propre qui aboutit à la plus haute valeur du SAR, qui est généralement au nombre de Mach maximum en croisière à l'altitude optimale. La sélection d'autres conditions que les conditions optimales serait au détriment du postulant car la valeur SAR serait affectée défavorablement.

- c) vol stable (sans accélération), en ligne droite et en palier ;
- d) avion en compensation longitudinale et latérale ;
- e) atmosphère standard OACI¹ ;
- f) accélération gravitationnelle de l'avion en direction du Nord vrai par air calme, à l'altitude de référence et à une latitude géodésique de 45,5 degrés, sur la base de g_0 ;
- g) pouvoir calorifique inférieur du carburant égal à 43,217 MJ/kg (18 580 BTU/lb) ;
- h) une position du centre de gravité (CG) de l'avion de référence choisie par le postulant pour être représentative d'un point CG intermédiaire pertinent pour une performance nominale en croisière à chacune des trois masses de l'avion de référence ;

Note.— Pour un avion équipé d'un système de contrôle du CG longitudinal, la position du CG de référence peut être choisie de manière à tirer parti de cette caractéristique.

- i) une charge alaire structurelle sélectionnée par le postulant pour des opérations représentatives réalisées en tenant compte de la charge utile/capacité de l'avion et des pratiques standard de gestion du carburant employées par le constructeur ;
- j) extraction d'énergie électrique et mécanique et débit de prélèvement choisis par le postulant pertinents pour la performance nominale en croisière et en accord avec les procédures recommandées par le constructeur ;

Note.— Il n'est pas nécessaire d'inclure l'extraction de puissance et le débit de prélèvement/purge dus à l'utilisation d'équipement optionnel tel que les systèmes de divertissement passagers.

- k) prélèvements de fonctionnement/stabilisation du moteur opérant selon la conception nominale du modèle de performance de moteur pour les conditions spécifiées ;
- l) niveau de dégradation du moteur choisi par le postulant comme représentatif du niveau de dégradation initial (un minimum de 15 décollages ou 50 heures de vol du moteur).

1. Doc 7488/3 intitulé *Manuel de l'atmosphère type OACI (élargie jusqu'à 80 kilomètres [262 500 pieds])*.

2.5.2 Si les conditions d'essai ne sont pas les mêmes que les conditions de référence, des corrections pour différences entre conditions d'essai et conditions de référence seront appliquées, comme décrit à l'Appendice 1.

2.6 Procédures d'essai

2.6.1 Les valeurs de SAR à la base des niveaux de l'unité métrique d'évaluation des émissions de CO₂ seront établies directement à partir d'essais en vol ou d'un modèle de performance validé par des essais en vol.

2.6.2 L'avion d'essai sera représentatif de la conception de type pour laquelle la certification est demandée.

2.6.3 Les procédures d'essai et d'analyse seront effectuées d'une manière approuvée pour obtenir l'unité métrique d'évaluation des émissions de CO₂ comme décrit à l'Appendice 1. Ces procédures porteront sur tout le processus d'essais en vol et d'analyse des données, depuis les actions préliminaires au vol jusqu'à l'analyse des données après le vol.

Note.— Le carburant utilisé pour chaque essai en vol devrait répondre à la spécification définie soit dans ASTM D1655-15², soit dans DEF STAN 91-91, numéro 17, amendement 3³, ou dans une norme équivalente.

2. D1655-15 de l'ASTM intitulé *Standard Specification for Aviation Turbine Fuels*.

3. Defence Standard 91-91, Issue 7, Amendment 3, intitulé *Turbine Fuel, Kerosene Type, Jet A-1*.

APPENDICE 1. DÉTERMINATION DE L'UNITÉ MÉTRIQUE D'ÉVALUATION DES ÉMISSIONS DE CO₂ DE L'AVION

1.— AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES DE PLUS DE 5 700 kg

2.— AVIONS À HÉLICE DE PLUS DE 8 618 kg

1. INTRODUCTION

Le processus de détermination de l'unité métrique d'évaluation des émissions de CO₂ inclut :

- a) la détermination du RGF (voir l'Appendice 2) ;
- b) la détermination des conditions et procédures d'essai de certification et de mesure pour la détermination du SAR (voir la section 3) soit par essai en vol direct, soit au moyen d'un modèle de performance validé, incluant :
 - 1) la mesure des paramètres nécessaires pour déterminer le SAR (voir la section 4) ;
 - 2) la correction des données mesurées compte tenu des conditions de référence pour le SAR (voir la section 5) ;
 - 3) la validation des données pour le calcul de l'unité métrique d'évaluation des émissions de CO₂ certifiées (voir la section 6) ;
- c) le calcul de la métrique d'évaluation des émissions de CO₂ (voir la section 7) ;
- d) la communication des données à l'autorité de certification (voir la section 8).

Note.— Les instructions et procédures assurent l'uniformité des essais de conformité, et permettent la comparaison entre divers types d'avions.

2. MÉTHODES DE DÉTERMINATION DU RAYON D'ACTION SPÉCIFIQUE (SAR)

2.1 Le SAR peut être déterminé soit par mesure directe lors d'essais en vol de points d'essai SAR, incluant toutes corrections des données d'essai pour les conditions de référence, soit au moyen d'un modèle de performance approuvé par l'autorité de certification. Si un modèle de performance est utilisé, il doit être validé par des données réelles d'essai en vol SAR.

2.2 Dans un cas comme dans l'autre, les données d'essai en vol de SAR doivent être acquises en conformité avec les procédures définies dans la présente norme et approuvées par l'autorité de certification.

2.3 **Recommandation.**— *La validation du modèle de performance ne devrait être démontrée que pour les points d'essai et les conditions qui sont pertinents pour démontrer la conformité à la norme. Les méthodes d'essai et d'analyse, y compris tous algorithmes qui pourraient être utilisés, devraient être décrites de façon suffisamment détaillée.*

3. CONDITIONS D'ESSAI ET DE MESURE POUR LA CERTIFICATION DU RAYON D'ACTION SPÉCIFIQUE

3.1 Généralités

La présente section prescrit les conditions dans lesquelles les essais de certification de SAR seront menés, ainsi que les procédures de mesure qui seront utilisées.

Note.— Une demande de certification d'une valeur de la métrique des émissions de CO₂ peut concerner seulement une modification mineure de la conception de type de l'avion. Le changement qui en résulte dans la valeur de cette métrique peut souvent être établi de façon fiable au moyen d'une procédure équivalente, sans qu'un essai complet soit nécessaire.

3.2 Procédure d'essai en vol

3.2.1 Avant le vol

La procédure avant le vol doit être approuvée par l'autorité de certification et doit inclure les éléments suivants :

- a) **Conformité de l'avion.** Il doit être confirmé que l'avion d'essai est en conformité avec la conception de type pour laquelle la certification est demandée.
- b) **Pesage de l'avion.** L'avion d'essai doit être pesé. Il doit être rendu compte de tout changement dans la masse après le pesage et avant le vol d'essai.
- c) **Pouvoir calorifique inférieur du carburant.** Un échantillon de carburant sera prélevé pour chaque vol d'essai pour déterminer son pouvoir calorifique inférieur. Les résultats d'essai sur un échantillon de carburant seront utilisés pour la correction des données mesurées par rapport aux conditions de référence. La détermination du pouvoir calorifique inférieur et la correction des conditions de référence seront conditionnelles à l'approbation du service de certification.
 - 1) **Recommandation.**— *Il est recommandé que le pouvoir calorifique inférieur du carburant soit déterminé en accord avec des méthodes au moins aussi rigoureuses que celles qui sont définies dans la spécification D4809-13 de l'ASTM¹.*
 - 2) **Recommandation.**— *Il est recommandé que l'échantillon de carburant soit représentatif du carburant utilisé pour chaque vol d'essai et ne soit pas susceptible d'erreurs ou de variations dues à la multiplicité des sources de prélèvement du carburant, au choix des réservoirs de carburant ou à la superposition des couches de carburant dans un réservoir.*
- d) **Gravité spécifique et viscosité du carburant.** Un échantillon de carburant sera prélevé pour chaque essai en vol afin d'en déterminer la gravité spécifique et la viscosité lorsque des débitmètres volumétriques sont utilisés.

Note.— Lorsque des débitmètres volumétriques sont utilisés, la viscosité du carburant est employée pour déterminer le débit volumétrique du carburant à partir des paramètres mesurés par un débitmètre volumétrique. La gravité (ou densité) spécifique du carburant est utilisée pour convertir le débit volumétrique du carburant en un débit massique.

1. D4809-13 de l'ASTM intitulé *Standard Test Method for Heat of Combustion of Liquid Hydrocarbon Fuels by Bomb Calorimeter (Precision Method)*.

- 1) **Recommandation.**— *Il est recommandé que la gravité spécifique du carburant soit déterminée en accord avec des méthodes au moins aussi rigoureuses que celles qui sont définies dans la spécification D4052-11 de l'ASTM².*
- 2) **Recommandation.**— *Il est recommandé que la viscosité cinématique du carburant soit déterminée en accord avec des méthodes au moins aussi rigoureuses que celles qui sont définies dans la spécification D445-15 de l'ASTM³.*

3.2.2 Méthode d'essai en vol

3.2.2.1 Les vols d'essai seront effectués en conformité avec la méthode d'essai en vol ci-après et les conditions de stabilité décrites au § 3.2.3.

3.2.2.2 Les points d'essai seront séparés d'une durée minimale de deux minutes ou d'un dépassement d'une ou plusieurs limites des critères de stabilité indiquées au § 3.2.3.1.

3.2.2.3 **Recommandation.**— *Il est recommandé que les critères suivants soient respectés pendant les essais en vol effectués pour déterminer le SAR :*

- a) *l'avion vole à une altitude-pression constante et avec un cap constant le long d'isobares dans la mesure du possible ;*
- b) *le réglage poussée/puissance du moteur est stable pour un vol en palier sans accélération ;*
- c) *l'avion vole aussi près que possible des conditions de référence pour réduire l'ampleur d'éventuelles corrections ;*
- d) *il n'y a pas de changements dans la compensation ou dans les réglages puissance/poussée des moteurs, les prélèvements de stabilisation et fonctionnement des moteurs, et l'extraction d'énergie électrique et mécanique (y compris le débit de prélèvement). Tous changements dans l'utilisation de systèmes de bord qui pourraient affecter la mesure du SAR devraient être évités ;*
- e) *les mouvements du personnel de bord sont maintenus à un minimum.*

3.2.3 Stabilité des conditions d'essai

3.2.3.1 Pour qu'une mesure de SAR soit valable, les paramètres suivants seront maintenus dans les tolérances indiquées pour une durée minimale d'une minute pendant laquelle les données SAR seront acquises :

- a) nombre de Mach à $\pm 0,005$ près ;
- b) température ambiante à ± 1 °C près ;
- c) cap à ± 3 degrés près ;
- d) route à ± 3 degrés près ;

2. D4052-11 de l'ASTM, intitulé *Standard Test Method for Density and Relative Density of Liquids by Digital Density Meter*.

3. D445-15 de l'ASTM, intitulé *Standard Test Method for Kinematic Viscosity of Transparent and Opaque Liquids (and Calculation of Dynamic Viscosity)*.

- e) angle de dérive inférieur à 3 degrés ;
- f) vitesse sol à $\pm 3,7$ km/h (± 2 kt) près ;
- g) différence entre la vitesse sol au début de la condition d'essai et la vitesse sol à la fin de la condition d'essai, à $\pm 2,8$ km/h/min ($\pm 1,5$ kt/min) ;
- h) altitude-pression à ± 23 m (± 75 ft) près.

3.2.3.2 Des options autres que les critères de stabilité des conditions d'essai énumérés ci-dessus peuvent être employées pourvu que la stabilité puisse être suffisamment démontrée à l'autorité de certification.

3.2.3.3 Des points d'essai ne répondant pas aux critères de stabilité des conditions d'essai définis au § 3.2.3.1 devraient normalement être rejetés. De tels points d'essai pourraient être acceptables sous réserve d'approbation par l'autorité de certification et seraient considérés comme une procédure équivalente.

3.2.4 Vérification de la masse de l'avion aux conditions d'essai

3.2.4.1 La procédure pour déterminer la masse de l'avion à chaque condition d'essai devra être approuvée par le service de certification.

3.2.4.2 **Recommandation.**— *Il est recommandé que la masse de l'avion pendant un vol d'essai soit déterminée en soustrayant le carburant utilisé (c'est-à-dire le débit de carburant intégré) de la masse de l'avion au début du vol d'essai. La précision de la détermination du carburant utilisé devrait être vérifiée en pesant l'avion d'essai sur une balance calibrée avant et après le vol d'essai SAR, ou avant et après un autre vol d'essai avec segment de croisière, pourvu que ce vol ait lieu dans un délai d'une semaine ou de 50 heures de vol (au choix du postulant) du vol d'essai SAR et avec les mêmes débitmètres carburant, sans changement.*

4. MESURE DU RAYON D'ACTION SPÉCIFIQUE (SAR) DE L'AVION

4.1 Système de mesure

4.1.1 Les paramètres suivants seront enregistrés à un taux d'échantillonnage minimal de 1 Hz :

- a) vitesse ;
- b) vitesse sol ;
- c) vitesse vraie ;
- d) débit carburant ;
- e) paramètre de réglage de la puissance moteur (p. ex. régime de la soufflante, rapport de pressions moteur, couple, puissance sur l'arbre) ;
- f) altitude-pression ;
- g) température ;

- h) cap ;
- i) route ;
- j) carburant utilisé (pour déterminer la masse brute et la position du CG).

4.1.2 Les paramètres suivants seront enregistrés à un taux d'échantillonnage approprié :

- a) latitude ;
- b) positions de prélèvement sur moteur et extractions d'énergie ;
- c) extraction d'énergie (charge électrique et mécanique).

4.1.3 La valeur de chaque paramètre utilisé pour la détermination du SAR, à l'exception de la vitesse sol, sera la moyenne arithmétique simple des valeurs mesurées pour ce paramètre obtenues pendant tout l'essai en conditions stables (voir § 3.2.3.1).

Note.— *Le taux de variation de la vitesse sol pendant les conditions d'essai est à utiliser pour évaluer et corriger toute accélération ou décélération qui pourrait se produire pendant les conditions d'essai.*

4.1.4 La résolution de chacun des dispositifs de mesure doit être suffisante pour déterminer que la stabilité des paramètres définis au § 3.2.3.1 est maintenue.

4.1.5 L'ensemble du système de mesure du SAR est considéré comme étant la combinaison des instruments et dispositifs, y compris toutes procédures associées, utilisés pour acquérir les paramètres ci-après nécessaires à la détermination du SAR :

- a) débit carburant ;
- b) nombre de Mach ;
- c) altitude ;
- d) masse de l'avion ;
- e) vitesse sol ;
- f) température ambiante à l'extérieur de l'avion ;
- g) pouvoir calorifique inférieur du carburant ;
- h) CG.

4.1.6 La précision de chacun des éléments constituant l'ensemble du système de mesure du SAR est définie en termes de son effet sur le SAR. L'erreur cumulative associée à l'ensemble du système de mesure du SAR est définie en fonction de la somme des carrés résiduelle (RSS) de chacune des précisions.

Note.— *Il est nécessaire seulement d'examiner la précision des paramètres dans les limites des paramètres nécessaires pour montrer la conformité à la norme relative aux émissions de CO₂.*

4.1.7 Si la valeur absolue de l'erreur cumulée de l'ensemble du système de mesure du SAR est supérieure à 1,5 %, une pénalisation égale à la mesure dans laquelle la valeur de la RSS dépasse 1,5 % sera appliquée à la valeur SAR corrigée par

rapport aux conditions de référence (voir la section 5). Si la valeur absolue de l'erreur cumulative de l'ensemble du système de mesure du SAR est inférieure ou égale à 1,5 %, il n'y a aucune pénalisation.

5. CALCUL DU RAYON D'ACTION SPÉCIFIQUE (SAR) À PARTIR DE DONNÉES MESURÉES

5.1 Calcul de SAR

Le SAR est calculé à partir de l'équation suivante :

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

dans laquelle :

TAS est la vitesse vraie ;

W_f est le débit total de carburant de l'avion.

5.2 Corrections des conditions d'essai par rapport aux conditions de référence

5.2.1 Des corrections seront appliquées aux valeurs SAR mesurées par rapport aux conditions de référence spécifiées au § 2.5 de la Partie 2, Chapitre 2. Les corrections seront appliquées pour chacun des paramètres mesurés suivants qui ne sont pas aux conditions de référence :

Accélération/décélération (énergie). La détermination de la traînée est basée sur la supposition d'un vol stable, sans accélération. L'accélération ou la décélération qui se produisent en conditions d'essai affectent le niveau de traînée qui a été déterminé. La condition de référence est le vol stable, sans accélération.

Aéroélasticité. L'aéroélasticité des ailes peut provoquer une variation de la traînée en fonction de la répartition de la masse alaire de l'avion. La répartition de la charge en carburant dans les ailes et la présence de fournitures externes aura une incidence sur la répartition de la masse alaire de l'avion.

Altitude. L'altitude de vol de l'avion affecte le débit carburant.

Extraction d'énergie électrique et mécanique et débit de prélèvement. L'extraction d'énergie électrique et mécanique et le débit de prélèvement affectent le débit carburant.

Note.— L'analyse des données après le vol inclut la correction des données mesurées pour les caractéristiques de réponse du matériel d'acquisition des données (p. ex. latence du système, décalage, compensation, mémorisation intermédiaire, etc.).

Gravité apparente. L'accélération, causée par l'effet local de la gravité et par l'inertie, affecte la masse de l'avion lors de l'essai. La gravité apparente aux conditions d'essai varie selon la latitude, l'altitude, la vitesse sol et la direction de déplacement par rapport à l'axe de la Terre. L'accélération gravitationnelle de référence est l'accélération gravitationnelle pour l'avion en direction du Nord vrai par air calme à l'altitude de référence et à une latitude géodésique de 45,5 degrés, sur la base de g_0 .

Niveau de dégradation du moteur. Lors de leur première utilisation, les moteurs subissent une dégradation initiale rapide du rendement du carburant. Par la suite, le taux de dégradation décroît sensiblement. Des moteurs ayant un niveau de dégradation inférieur au niveau de dégradation de référence peuvent être utilisés, sous réserve de l'approbation du service de certification. Dans ce cas, le débit de carburant sera corrigé par rapport au niveau de dégradation du moteur de référence en employant une méthode approuvée. Des moteurs ayant un niveau de dégradation supérieur au niveau de dégradation des moteurs de référence peuvent être utilisés. Dans ce cas, il ne sera pas autorisé de procéder à une correction de la condition de référence.

Nombre de Reynolds. Le nombre de Reynolds affecte la traînée de l'avion. Pour des conditions d'essai données, le nombre de Reynolds est fonction de la densité et de la viscosité de l'air à l'altitude et à la température de l'essai. Le nombre de Reynolds de référence est calculé d'après la densité et la viscosité de l'air à partir de l'atmosphère standard OACI à l'altitude de référence.

Position du CG. La position du CG de l'avion affecte la traînée du fait de la compensation en tangage.

Pouvoir calorifique inférieur du carburant. Le pouvoir calorifique inférieur du carburant définit la teneur énergétique. Le pouvoir calorifique inférieur affecte directement le débit carburant à une condition d'essai donnée.

Température. La température ambiante affecte le débit carburant. La température de référence est la température standard de l'atmosphère standard OACI à l'altitude de référence.

5.2.2 Les méthodes de correction sont sujettes à l'approbation du service de certification. Si le postulant considère qu'une correction particulière est inutile, une justification acceptable sera présentée au service de certification.

5.3 Calcul du rayon d'action spécifique

Les valeurs de SAR pour chacune des trois masses de référence définies au § 2.3, Chapitre 2, Partie 2, seront calculées soit directement à partir des mesures prises à chaque point d'essai valable ajustées aux conditions de référence, soit indirectement à partir d'un modèle de performance qui a été validé au moyen des points d'essai. La valeur finale de SAR pour chaque masse de référence sera la moyenne arithmétique de tous les points d'essai valables à la masse brute appropriée, ou sera calculée à partir d'un modèle de performance validé. Des données acquises à partir d'un point d'essai valable ne seront en aucun cas omises, à moins que l'autorité de certification ne l'accepte.

Note.— Des extrapolations à des masses autres que celles ayant été utilisées pour les essais en cohérence avec les pratiques de navigabilité acceptées peuvent être admissibles si un modèle de performance validé est utilisé. Le modèle de performance devrait être fondé sur des données couvrant une gamme adéquate de coefficient de portance, de nombre de mach et de consommation spécifique de carburant en poussée, de façon que l'on n'extrapole pas ces paramètres.

6. VALIDITÉ DES RÉSULTATS

6.1 L'intervalle de confiance à 90 % sera calculé pour chacune des valeurs de SAR aux trois masses de référence.

6.2 Si les séries de données sont acquises de façon indépendante pour chacun des trois points de référence pour la masse brute, la taille minimale de l'échantillon acceptable pour chacune des trois valeurs de SAR pour la masse brute sera de six.

6.3 Autrement, des données SAR peuvent être recueillies sur une plage de masses. Dans ce cas, la dimension minimale de l'échantillon sera de 12 et l'intervalle de confiance à 90 % sera calculé pour une courbe de régression.

6.4 Si l'intervalle de confiance à 90 % de la valeur SAR pour l'une quelconque des trois masses d'avion de référence excède $\pm 1,5$ %, la valeur SAR à la masse de référence peut être utilisée, sous réserve de l'approbation du service de certification, si une pénalité lui est appliquée. La pénalité sera égale à la quantité de l'intervalle de confiance à 90 % qui excède $\pm 1,5$ %. Si l'intervalle de confiance à 90 % de la valeur SAR est inférieure ou égale à $\pm 1,5$ %, il n'y a pas de pénalité.

Note.— Des méthodes de calcul de l'intervalle de confiance à 90 % sont données dans le Manuel technique environnemental (Doc 9501), Volume III — Procédures pour la certification-émissions de CO₂ des avions.

7. CALCUL DE L'UNITÉ MÉTRIQUE D'ÉVALUATION DES ÉMISSIONS DE CO₂

L'unité métrique d'évaluation des émissions de CO₂ sera calculée selon la formule définie au § 2.2 de la Partie 2, Chapitre 2.

8. COMMUNICATION DES DONNÉES À L'AUTORITÉ DE CERTIFICATION

Note.— Les renseignements nécessaires sont : 1) information générale pour identifier les caractéristiques de l'avion et la méthode d'analyse des données ; 2) liste des conditions de référence employées ; 3) données provenant de l'essai ou des essais de l'avion ; 4) calculs et corrections des données d'essai SAR pour les conditions de référence ; et 5) résultats calculés à partir des données des essais.

8.1 Information générale

L'information suivante sera fournie pour chaque type et chaque modèle d'avion pour lequel la certification relative au CO₂ est demandée :

- a) désignation du type d'avion et du modèle ;
- b) caractéristiques générales de l'avion, y compris la fourchette de CG, le nombre de moteurs et leur désignation de type et, s'il y en a, des hélices ;
- c) MTOM ;
- d) dimensions pertinentes nécessaires au calcul du RGF ;
- e) numéro(s) de série de l'avion ou des avions soumis aux essais à des fins de certification en matière de CO₂ et, de plus, toutes modifications ou tout équipement non standard susceptibles d'affecter les caractéristiques de l'avion en matière de CO₂.

8.2 Conditions de référence

Les conditions de référence utilisées pour déterminer le SAR (voir la Partie 2, Chapitre 2, § 2.5) seront fournies.

8.3 Données d'essais

Les données d'essais mesurées ci-après, y compris les éventuelles corrections pour caractéristiques des instruments, seront communiquées pour chacun des points de mesure lors des essais :

- a) vitesse, vitesse sol et vitesse vraie ;
- b) débit carburant ;
- c) altitude-pression ;
- d) température de l'air statique ;
- e) masse brute de l'avion et CG pour chaque point d'essai ;
- f) niveaux d'extraction d'énergie électrique et mécanique et débit de prélèvement ;
- g) performance des moteurs :
 - 1) pour avions à réaction, régime moteur ;
 - 2) pour avions à hélice : puissance sur l'arbre ou couple moteur et vitesse de rotation de l'hélice ;
- h) pouvoir calorifique inférieur du carburant ;
- i) gravité spécifique du carburant et viscosité cinématique si des débitmètres volumétriques sont employés [voir § 3.2.1, alinéa d)] ;
- j) erreur cumulée (RSS) de l'ensemble du système de mesure (voir § 4.1.6) ;
- k) cap, route et latitude ;
- l) respect des critères de stabilité exigés (voir § 3.2.3.1) ;
- m) description des instruments et dispositifs utilisés pour acquérir les paramètres nécessaires à la détermination de SAR, et leurs précisions respectives en ce qui concerne leur effet sur le SAR (voir § 4.1.5 et 4.1.6).

8.4 Calculs et corrections des données d'essai SAR pour les conditions de référence

Les valeurs SAR mesurées, les corrections pour les conditions de référence (voir § 5.2) et les valeurs SAR corrigées seront fournies pour chacun des points de mesure d'essai.

8.5 Données dérivées

Les données dérivées suivantes seront communiquées pour chaque avion soumis à des essais aux fins de certification :

- a) SAR (km/kg) pour chaque masse de l'avion de référence et intervalle de confiance à 90 % y associé (voir § 6) ;
- b) moyenne de l'inverse des valeurs des trois valeurs de SAR pour la masse de référence ;
- c) RGF ;
- d) unité métrique d'évaluation des émissions de CO₂, y compris son pourcentage de l'unité métrique d'évaluation des émissions maximales de CO₂ autorisées défini dans la Partie 2, Chapitre 2, § 2.4.

APPENDICE 2. FACTEUR GÉOMÉTRIQUE DE RÉFÉRENCE

1. Le RGF est un paramètre non dimensionnel utilisé pour ajuster la valeur $(1/SAR)_{AVG}$. Le RGF est fondé sur une mesure de la taille du fuselage normalisé par rapport à 1 m^2 et obtenu comme suit :

- a) pour les avions à pont unique, déterminer l'aire d'une surface (exprimée en m^2) délimitée par la largeur maximale du fuselage à la limite extérieure du gabarit (OML, outer mould line) projetée orthogonalement sur un plan plat parallèle au plancher du pont principal ; ou
- b) pour les avions avec pont supérieur, déterminer la somme de l'aire d'une surface (exprimée en m^2) délimitée par la largeur maximale du fuselage à l'OML projetée orthogonalement sur un plan plat parallèle au plancher du pont principal, et de l'aire d'une surface délimitée par la largeur maximale du fuselage à l'OML à la hauteur du plancher ou au-dessus du plancher du pont supérieur, projetée orthogonalement sur un plan plat parallèle au plancher du pont supérieur ;
- c) déterminer le RGF non dimensionnel en divisant les aires définies à l'alinéa a) ou b) par 1 m^2 .

2. Le RGF inclut tout l'espace pressurisé sur le pont principal ou le pont supérieur y compris les couloirs, espaces d'assistance, offices, toilettes, passages, escaliers et aires pouvant accepter des passagers, du fret ou des réservoirs auxiliaires de carburant. Il n'inclut pas l'espace non pressurisé, les réservoirs permanents de carburant intégrés dans la cabine ni l'espace qui n'est pas sur le pont principal ou le pont supérieur, p. ex. un compartiment de fret sous le plancher ou une zone « loft » de repos de l'équipage. Le RGF n'inclut pas la zone réservée à l'équipage de conduite.

3. La limite arrière à utiliser pour calculer le RGF est la surface arrière du revêtement de la cloison étanche arrière. La limite avant est la surface arrière du revêtement de la cloison étanche avant, à l'exception de la zone du poste de pilotage réservée à l'équipage. La limite de largeur définie aux alinéas a) ou b) du § 1 peut varier sur la longueur du fuselage entre les limites avant et arrière.

4. Les zones accessibles à la fois à l'équipage et aux passagers sont exclues de la définition de la zone réservée à l'équipage de conduite. Pour les avions avec porte de poste de pilotage, la limite arrière de la zone réservée à l'équipage de conduite est le plan de la face avant de la porte du poste de pilotage. Pour les avions ayant une configuration intérieure optionnelle, avec différents emplacements de la porte du poste de pilotage ou pas de porte du poste de pilotage, la limite sera déterminée par la configuration donnant la zone la plus petite réservée à l'équipage de conduite. Concernant les avions certifiés pour des vols avec un seul pilote, la zone réservée à l'équipage de conduite sera la moitié de la largeur du poste de pilotage, même si une porte de poste de pilotage est installée. Pour les avions avec un pont supérieur, il est permis que le RGF d'un pont s'étende vers l'avant, au-dessus ou au-dessous de la zone réservée à l'équipage de conduite.

5. Les Figures A2-1 et A2-2 donnent des aperçus notionnels des conditions de délimitation du RGF.

Note.— Des éléments indicatifs sur la détermination du RGF figurent dans le Manuel technique environnemental (Doc 9501), Volume III — Procédures pour la certification-émissions de CO_2 des avions.

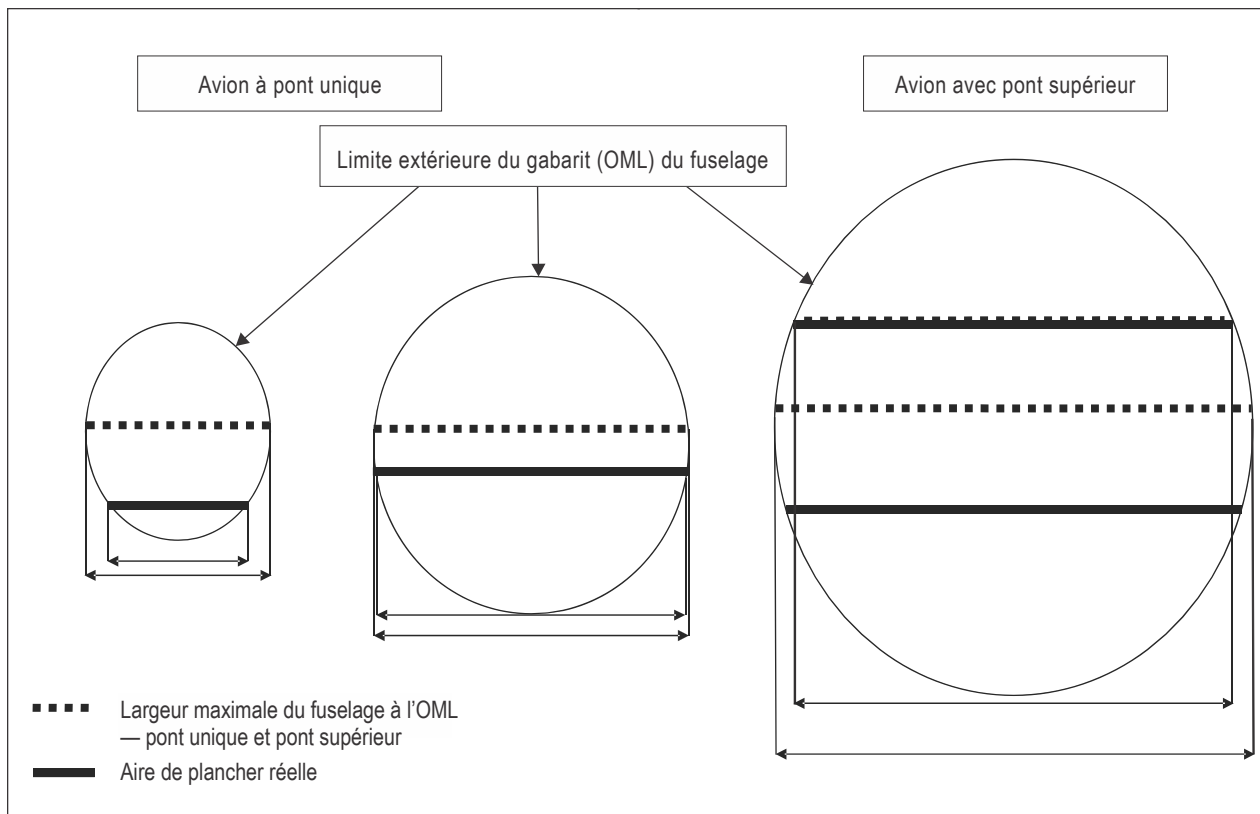


Figure A2-1. Vue en coupe

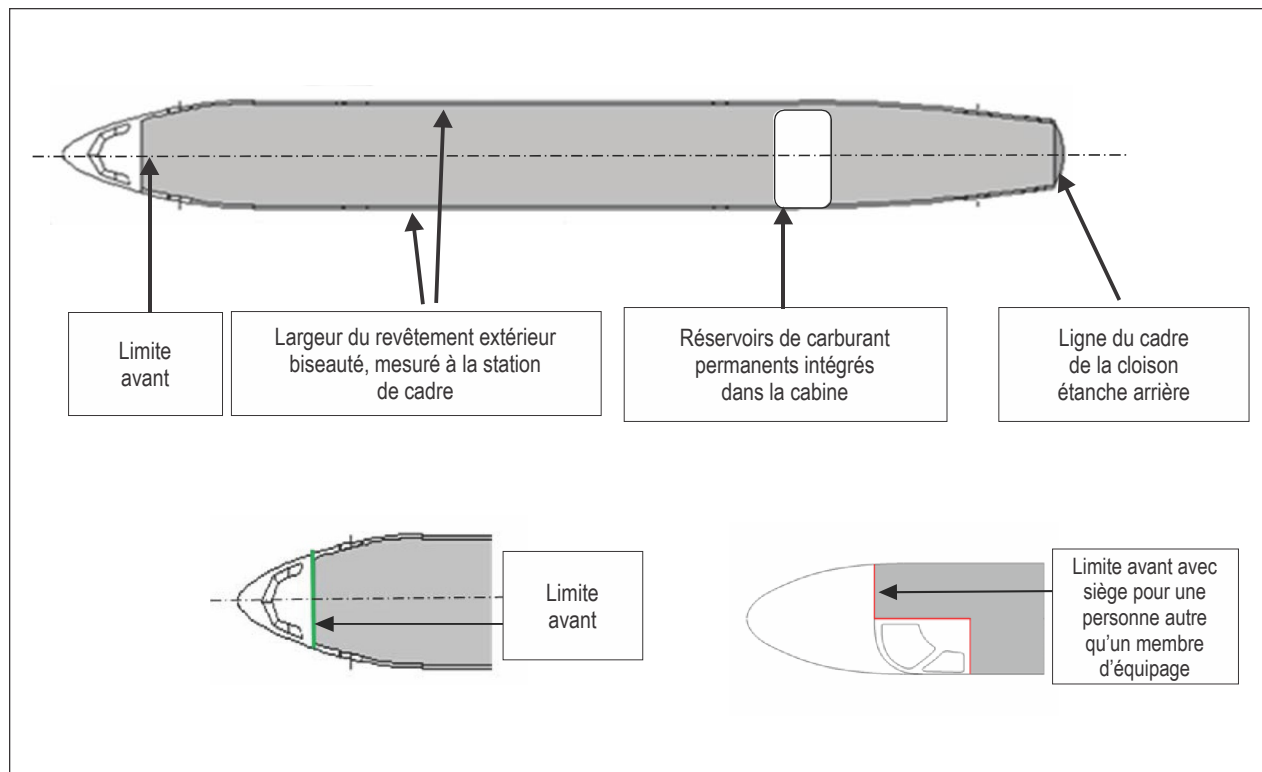


Figure A2-2. Vue en plan

— FIN —

ISBN 978-92-9275-142-5



9 789292 751425