

RÉPUBLIQUE DE GUINÉE

Travail - Justice - Solidarité

MINISTÈRE CHARGÉ DE L'AVIATION CIVILE

AUTORITE GUINEENNE DE L'AVIATION CIVILE



RÈGLEMENTS AÉRONAUTIQUES DE LA GUINÉE

R.A.G. 16 - PARTIE 1

PROTECTION DE L'ENVIRONNEMENT

BRUIT DES AÉRONEFS

Édition 02 – Mai 2017


Liste des pages effectives

Titre	Page	N° d'Édition	Date d'Édition	N° Amendement	Date Amendement
PG		02	Mai 2017	00	Mai 2017
LPE	2 – 3	02	Mai 2017	00	Mai 2017
EE/AMD	4	02	Mai 2017	00	Mai 2017
LR	5	02	Mai 2017	00	Mai 2017
TM	6 – 9	02	Mai 2017	00	Mai 2017
PARTIE 1	1 – 3	02	Mai 2017	00	Mai 2017
PG PARTIE 2	1 – 1	02	Mai 2017	00	Mai 2017
CHAPITRE 16.1	1 – 4	02	Mai 2017	00	Mai 2017
CHAPITRE 16.2	1 – 5	02	Mai 2017	00	Mai 2017
CHAPITRE 16.3	1 – 8	02	Mai 2017	00	Mai 2017
CHAPITRE 16.4	1 – 3	02	Mai 2017	00	Mai 2017
CHAPITRE 16.5	1 – 7	02	Mai 2017	00	Mai 2017
CHAPITRE 16.6	1 – 2	02	Mai 2017	00	Mai 2017
CHAPITRE 16.7	1 – 1	02	Mai 2017	00	Mai 2017
CHAPITRE 16.8	1 – 8	02	Mai 2017	00	Mai 2017
CHAPITRE 16.9	1 – 1	02	Mai 2017	00	Mai 2017
CHAPITRE 16.10	1 – 4	02	Mai 2017	00	Mai 2017
CHAPITRE 16.11	1 – 5	02	Mai 2017	00	Mai 2017
CHAPITRE 16.12	1 – 1	02	Mai 2017	00	Mai 2017
CHAPITRE 16.13	1 – 7	02	Mai 2017	00	Mai 2017
CHAPITRE 16.14	1 – 4	02	Mai 2017	00	Mai 2017


ADMINISTRATION DU DOCUMENT

Titre	Page	N° d'Édition	Date d'Édition	N° Amendement	Date Amendement
PARTIE 3	1 – 1	02	Mai 2017	00	Mai 2017
PARTIE 4	1 – 1	02	Mai 2017	00	Mai 2017
PARTIE 5	1 – 2	02	Mai 2017	00	Mai 2017
PG APPENDICES	1 – 1	02	Mai 2017	00	Mai 2017
APPENDICE 1	1 – 55	02	Mai 2017	00	Mai 2017
APPENDICE 2	1 – 63	02	Mai 2017	00	Mai 2017
APPENDICE 3	1 – 8	02	Mai 2017	00	Mai 2017
APPENDICE 4	1 – 10	02	Mai 2017	00	Mai 2017
APPENDICE 5	1 – 5	02	Mai 2017	00	Mai 2017
APPENDICE 6	1 – 11	02	Mai 2017	00	Mai 2017
PG SUPPLÉMENTS	1 – 1	02	Mai 2017	00	Mai 2017
SUPPLÉMENT A	1 – 4	02	Mai 2017	00	Mai 2017
SUPPLÉMENT B	1 – 3	02	Mai 2017	00	Mai 2017
SUPPLÉMENT C	1 – 13	02	Mai 2017	00	Mai 2017
SUPPLÉMENT D	1 – 2	02	Mai 2017	00	Mai 2017
SUPPLÉMENT E	1 – 1	02	Mai 2017	00	Mai 2017
SUPPLÉMENT F	1 – 8	02	Mai 2017	00	Mai 2017
SUPPLÉMENT G	1 – 9	02	Mai 2017	00	Mai 2017
SUPPLÉMENT H	1 – 2	02	Mai 2017	00	Mai 2017

ENREGISTREMENT DES ÉDITIONS / AMENDEMENTS

ÉDITIONS

Numéro	Date	Motifs
01	Octobre 2015	Édition Initiale
02	Mai 2017	Refonte du Règlement

AMENDEMENTS

Numéro	Date	Page	Motifs

LISTE DES RÉFÉRENCES

Référence	Source	Titre	N° d'Édition	Date d'Édition
Loi	République de Guinée	Article IV.2.10 de la loi L/2013/063/CNT du 05 Novembre 2013 portant code de l'aviation civile de la République de Guinée		J.O du 28 Novembre 2013
Annexe 16 Volume 1	OACI	Protection de l'environnement Bruit des Aéronefs	07ème Édition Amdt 11 – B (Application : janvier 2015)	Juillet 2014




RÉPUBLIQUE DE GUINÉE  Autorité Guinéenne de l'Aviation Civile	RAG 16 - PARTIE 1 PROTECTION DE L'ENVIRONNEMENT BRUIT DES AÉRONEFS
ADMINISTRATION DU DOCUMENT	

TABLE DES MATIÈRES


		Pages
PARTIE 1 : DÉFINITIONS		1
PARTIE 2 : CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AÉRONEFS		1
CHAPITRE 16.1. Dispositions administratives		1
CHAPITRE 16.2. Avions à réaction subsoniques — Demande de certificat de type présentée avant le 6 octobre 1977		1
16.2.1	Application	1
16.2.2	Mesure d'évaluation du bruit	2
16.2.3	Points de mesure du bruit	2
16.2.4	Niveaux maximaux de bruit	2
16.2.5	Compensations	4
16.2.6	Procédures d'essai	4
CHAPITRE 16.3.		
1. Avions à réaction subsoniques — Demande de certificat de type présentée le 6 octobre 1977 ou à une date ultérieure et avant le 1 ^{er} janvier 2006		1
2. Avions à hélices de plus de 8 618 kg — Demande de certificat de type présentée le 1 ^{er} janvier 1985 ou à une date ultérieure et avant le 1 ^{er} janvier 2006		
16.3.1	Application	1
16.3.2	Mesure du bruit	2
16.3.3	Points de mesure du bruit	2
16.3.4	Niveaux maximaux de bruit	3
16.3.5	Compensations	4
16.3.6	Procédures de référence pour la certification acoustique	4
16.3.7	Procédures d'essai	8
CHAPITRE 16.4		
1. Avions à réaction subsoniques — Demande de certificat de type présentée le 1 ^{er} janvier 2006 ou à une date ultérieure.		1
2. Avions à hélices de plus de 8 618 kg — Demande de certificat de type présentée le 1 ^{er} janvier 2006 ou à une date ultérieure.		
16.4.1	Application	1
16.4.2	Mesure du bruit	2
16.4.3	Points de référence de mesure du bruit	2

RÉPUBLIQUE DE GUINÉE  Autorité Guinéenne de l'Aviation Civile	RAG 16 - PARTIE 1 PROTECTION DE L'ENVIRONNEMENT BRUIT DES AÉRONEFS
ADMINISTRATION DU DOCUMENT	

16.4.4	Niveaux maximaux de bruit	3
16.4.5	Procédures de référence pour la certification acoustique	3
16.4.6	Procédures d'essai	3
16.4.7	Recertification	3
CHAPITRE 16.5. Avions à hélices de plus de 8 618 kg — Demande de certificat de type présentée avant le 1^{er} janvier 1985		1
16.5.1	Application	1
16.5.2	Mesure du bruit	2
16.5.3	Points de mesure du bruit	2
16.5.4	Niveaux maximaux de bruit	3
16.5.5	Compensations	4
16.5.6	Procédures de référence pour la certification acoustique	4
16.5.7	Procédures d'essai	6
CHAPITRE 16.6. Avions à hélices dont la masse ne dépasse pas 8 618 kg — Demande de certificat de type présentée avant le 17 novembre 1988		1
16.6.1	Application	1
16.6.2	Mesure d'évaluation du bruit	1
16.6.3	Niveaux maximaux de bruit	2
16.6.4	Procédure de référence pour la certification acoustique	2
16.6.5	Procédures d'essai	2
CHAPITRE 16.7. Adacs à hélices		1
CHAPITRE 16.8. Hélicoptères		1
16.8.1	Application	1
16.8.2	Mesure d'évaluation du bruit	1
16.8.3	Points de référence de mesure du bruit	2
16.8.4	Niveaux maximaux de bruit	3
16.8.5	Compensations	4
16.8.6	Procédures de référence pour la certification acoustique	4
16.8.7	Procédures d'essai	7
CHAPITRE 16.9. Groupes auxiliaires de puissance (GAP) installés et équipements de bord associés en utilisation au sol		1
CHAPITRE 16.10 : Avions à hélices dont la masse ne dépasse pas 8 618 kg / Demande de certificat de type ou de certification de version dérivée présentée le 17 novembre 1988 ou à une date ultérieure		1
16.10.1	Application	1

RÉPUBLIQUE DE GUINÉE  Autorité Guinéenne de l'Aviation Civile	RAG 16 - PARTIE 1 PROTECTION DE L'ENVIRONNEMENT BRUIT DES AÉRONEFS
ADMINISTRATION DU DOCUMENT	

16.10.2	Mesure d'évaluation du bruit	2
16.10.3	Points de référence de mesure du bruit	2
16.10.4	Niveaux maximaux de bruit	2
16.10.5	Procédures de référence pour la certification acoustique	3
16.10.6	Procédures d'essai	4
CHAPITRE 16.11 Hélicoptères dont la masse maxi au décollage certifiée ne dépassant pas 3 175kg		1
16.11.1	Application	1
16.11.2	Mesure d'évaluation du bruit	2
16.11.3	Points de référence de mesure du bruit	2
16.11.4	Niveaux maximaux de bruit	2
16.11.5	Procédures de référence pour la certification acoustique	2
16.11.6	Procédures d'essai	4
CHAPITRE 16.12 Avions supersoniques		1
16.12.1	Avions supersoniques/ Demande de certificat de type présentée avant le 1 ^{er} janv.1975	1
16.12.2	Avions supersoniques / Demande de certificat de type présentée le 1 ^{er} janvier 1975 ou à une date ultérieure	1
CHAPITRE 16.13 Aéronefs à rotors basculants		1
16.13.1	Application	1
16.13.2	Mesure d'évaluation du bruit	1
16.13.3	Points de référence de mesure du bruit	1
16.13.4	Niveaux maximaux de bruit	2
16.13.5	Compensations	3
16.13.6	Procédures de référence pour la certification acoustique	3
16.13.6	Procédures d'essai	6
CHAPITRE 16.14 Avions		1
16.14.1	Application	1
16.14.2	Mesures du bruit	2
16.14.3	Points de référence de mesure du bruit	2
16.14.4	Niveaux maximaux de bruit	2
16.14.5	Procédures de référence pour la certification acoustique	4
16.14.6	Procédures d'essai	4
16.14.7	Recertification	4

RÉPUBLIQUE DE GUINÉE  Autorité Guinéenne de l'Aviation Civile	RAG 16 - PARTIE 1 PROTECTION DE L'ENVIRONNEMENT BRUIT DES AÉRONEFS
ADMINISTRATION DU DOCUMENT	

PARTIE 3. MESURE DU BRUIT AUX FINS DE LA SURVEILLANCE		1
PARTIE 4. ÉVALUATION DU BRUIT AUX AÉROPORTS		1
PARTIE 5. APPROCHE ÉQUILIBRÉE DE LA GESTION DU BRUIT		1
APPENDICES		1
APPENDICE 1	Méthode d'évaluation du bruit aux fins de la certification acoustique des avions à réaction subsoniques – Demande de certificat de type présentée avant le 6 octobre 1977	1
APPENDICE 2	Méthode d'évaluation du bruit aux fins de la certification acoustique 1. Avions à réaction subsoniques – Demande de certificat de type présentée le 6 octobre 1977 ou à une date ultérieure 2. Avions à hélices de plus de 8618 kg – Demande de certificat de type présentée depuis le 1 ^{er} janvier 1985 ou à une date ultérieure. 3. Hélicoptères. 4. Aéronefs à rotors basculants	1
APPENDICE 3	Méthode d'évaluation du bruit aux fins de la certification acoustique des avions à hélices dont la masse ne dépasse pas 8618 kg – Demande de certificat de type présentée avant le 17 novembre 1988	1
APPENDICE 4	Méthode d'évaluation du bruit aux fins de la certification acoustique des hélicoptères d'une masse maximale au décollage certifiée ne dépassant pas 3175 kg	1
APPENDICE 5	Surveillance du bruit des aéronefs aux aérodromes et dans leur voisinage	1
APPENDICE 6	Méthode d'évaluation du bruit aux fins de la certification acoustique des avions à hélices dont la masse ne dépasse pas 8618 kg – Demande de certificat de type ou de certification de version dérivée présentée le 17 novembre 1988 ou à une date ultérieure	1
SUPPLÉMENTS		
SUPPLÉMENT A	Équations pour le calcul des niveaux maximaux de bruit autorisés en fonction de la masse au décollage	1
SUPPLÉMENT B	Lignes directrices pour la certification acoustique des ADACS à hélices	1
SUPPLÉMENT C	Lignes directrices pour la certification acoustique des groupes auxiliaires de puissance (GAP) et des équipements de bord associés en utilisation au sol	1
SUPPLÉMENT D	Lignes directrices pour évaluer une méthode équivalente de la mesure du bruit des hélicoptères en approche	1
SUPPLÉMENT E	Application des exigences de certification acoustique du RAG 16 PARTIE 1 pour les avions à hélices	1
SUPPLÉMENT F	Lignes directrices pour la certification acoustique des aéronefs à rotors basculants	1
SUPPLÉMENT G	Lignes directrices pour l'administration des documents de certification acoustique	1
SUPPLÉMENT H	Lignes directrices pour l'obtention de données sur le bruit des hélicoptères aux fins de la planification de l'utilisation des terrains	1



PARTIE 1 - DÉFINITIONS

- (a) Pour l'application du présent règlement les termes et expressions ci-après ont les significations suivantes :
- (1) **Adacs** : Avions à décollage et atterrissage court.
 - (2) **Aéronef** : Tout appareil qui peut se soutenir dans l'atmosphère grâce à des réactions de l'air autres que les réactions de l'air sur la surface de la terre.
 - (3) **Aéronef à rotors basculants** : Aéronef à sustentation motorisée capable de décollage vertical, d'atterrissage vertical et de vol lent en continu, qui dépend principalement de rotors entraînés par un organe moteur montés sur des nacelles inclinables pour la sustentation dans ces régimes de vol, et d'une voilure non tournante pour la sustentation en vol à vitesse élevée.
 - (4) **Aéronef à sustentation motorisée** : Aérodyne capable de décollage vertical, d'atterrissage vertical et de vol lent, qui dépend principalement de dispositifs de sustentation entraînés par un organe moteur ou de la poussée d'un ou de plusieurs moteurs dans ces régimes de vol, et d'une voilure non tournante pour la sustentation en vol horizontal.
 - (5) **Avion** : Aérodyne 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.
 - (6) **Avion subsonique** : Avion ne pouvant maintenir un vol en palier à des vitesses dépassant Mach 1.
 - (7) **Certificat de type** : Document délivré par un État contractant de l'OACI pour définir la conception d'un type d'aéronef et certifier que cette conception répond aux spécifications pertinentes de navigabilité de cet État.
 - (8) **Équipement externe (hélicoptères)** : Instrument, mécanisme, pièce, appareil, dispositif ou accessoire qui est fixé à l'extérieur de l'hélicoptère ou fait saillie, mais qui n'est pas utilisé ni destiné à être utilisé pour le fonctionnement ou la manœuvre de l'hélicoptère en vol, et qui ne fait pas partie de la cellule ou du moteur.
 - (9) **Équipements de bord associés** : Dispositifs, à bord d'un aéronef, qui sont alimentés en énergie électrique ou en air comprimé par un groupe auxiliaire de puissance au cours des opérations au sol.
 - (10) **État de conception** : État qui a juridiction sur l'organisme responsable de la conception de type.



PARTIE 1 : DÉFINITIONS

- (11) **Groupe auxiliaire de puissance (GAP)** : Groupe de puissance autonome, à bord d'un aéronef, qui alimente des équipements de bord en énergie électrique ou en air comprimé au cours des opérations au sol.
- (12) **Hélicoptère** : Aérodyne dont la sustentation en vol est obtenue principalement par la réaction de l'air sur un ou plusieurs rotors qui tournent, entraînés par un organe moteur, autour d'axes sensiblement verticaux.
- (13) **Motoplaneur** : Avion motorisé disposant d'une puissance motrice qui lui permet de rester en vol en palier mais non de décoller par ses propres moyens.
- (14) **Performances humaines** : Capacités et limites de l'être humain qui ont une incidence sur la sécurité et l'efficacité des opérations aéronautiques.
- (15) **Recertification** : Certification d'un aéronef avec ou sans révision de ses niveaux acoustiques de certification, par rapport à une norme différente de celle en fonction de laquelle il a été certifié à l'origine.
- (16) **Taux de dilution** : Rapport entre la masse d'air qui passe par les conduits de dérivation d'une turbine à gaz et la masse d'air qui passe par les chambres de combustion, calculé à la poussée maximale lorsque le moteur est immobile en atmosphère type internationale au niveau de la mer.
- (17) **Version dérivée d'un avion** : Avion qui, du point de vue de la navigabilité, est semblable au prototype qui a obtenu une certification acoustique, mais qui comporte des modifications de type susceptibles d'avoir un effet défavorable sur ses caractéristiques de bruit.

Note 1.— Si le service de certification estime que la modification de conception, de configuration, de puissance ou de masse qui est proposée est d'une ampleur suffisante pour exiger une nouvelle vérification relativement complète de la conformité aux règlements de navigabilité applicables, l'avion devrait être considéré comme un type nouveau et non comme une version dérivée.

Note 2. —Le mot « défavorable » correspond à une augmentation de plus de 0,10 dB de l'un quelconque des niveaux de certification acoustique, sauf quand les effets cumulatifs des modifications de type sont suivis au moyen d'une procédure approuvée. Dans ce cas, le mot « défavorable » correspond à une augmentation cumulative du niveau de bruit de plus de 0,30 dB de l'un quelconque des niveaux de certification acoustique ou à la marge de conformité, si la valeur de cette dernière est plus faible.

**PARTIE 1 : DÉFINITIONS**

(18) **Version dérivée d'un hélicoptère** : Hélicoptère qui, du point de vue de la navigabilité, est semblable au prototype qui a obtenu une certification acoustique, mais qui comporte des modifications de type susceptibles d'avoir un effet défavorable sur ses caractéristiques de bruit.

Note 1. — Pour l'application des exigences du présent Règlement, un hélicoptère basé sur un prototype existant mais qui est considéré par le service de certification comme un type nouveau du point de vue de la navigabilité sera quand même traité comme une version dérivée si le service de certification juge que ses caractéristiques de bruit sont identiques à celles du prototype.

Note 2.— Le mot « défavorable » correspond à une augmentation de plus de 0,3 EPN dB de l'un quelconque des niveaux de certification acoustique pour les hélicoptères certifiés conformément aux dispositions du Chapitre 16.8, et de 0,3 dB (A) du niveau de certification pour les hélicoptères certifiés conformément aux dispositions du Chapitre 16.11.

RÉPUBLIQUE DE GUINÉE



Autorité Guinéenne de l'Aviation Civile

RAG 16 - PARTIE 1
PROTECTION DE L'ENVIRONNEMENT
BRUIT DES AÉRONEFS

PARTIE 2 – CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AÉRONEFS

PARTIE 2

CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AÉRONEFS



CHAPITRE 16.1 : DISPOSITIONS ADMINISTRATIVES

16.1.1 Les dispositions des paragraphes 16.1.2 à 16.1.6 s'appliquent à tous les aéronefs compris dans les catégories définies aux fins de certification acoustique aux chapitres 16.2, 16.3, 16.4, 16.5, 16.6, 16.8, 16.10, 16.11 16.12, 16.13 et 16.14 de la présente partie, lorsque lesdits aéronefs effectuent des vols internationaux.

16.1.2 La certification acoustique est acceptée par la République de Guinée en tant qu'État d'immatriculation sur la base de la production de preuves satisfaisantes que l'aéronef répond à des spécifications au moins égales aux exigences applicables qui figurent dans le présent règlement.

16.1.3 Dans le cas d'une demande de rectification acoustique, celle-ci est acceptée par la République de Guinée en tant qu'État d'immatriculation sur la base de la production de preuves satisfaisantes selon lesquelles l'aéronef répond à des spécifications au moins égales aux exigences applicables qui figurent dans le présent règlement. La date utilisée par le service de certification pour déterminer la base de rectification est la date d'acceptation de la première demande de rectification.

16.1.4 Les pièces justificatives de la certification acoustique seront approuvées par la République de Guinée pour un aéronef immatriculé en République de Guinée qui exigera que ces pièces soient transportées à bord de l'aéronef.

Note. — Voir le RAG 06 PARTIE OPS en ce qui concerne la traduction en anglais des pièces justificatives de la certification acoustique.

16.1.5 Les pièces justificatives de la certification acoustique d'un aéronef doivent contenir au moins les renseignements suivants :

Rubrique 1. Nom de l'État.

Rubrique 2. Titre du document de certification acoustique.

Rubrique 3. Numéro du document.

Rubrique 4. Marque de nationalité ou marque commune et marques d'immatriculation.

Rubrique 5. Constructeur et désignation de l'aéronef par le constructeur.

Rubrique 6. Numéro de série de l'aéronef.

Rubrique 7. Constructeur, type et modèle du moteur.

Rubrique 8. Type et modèle d'hélices pour les avions à hélices.

Rubrique 9. Masse maximale au décollage en kilogrammes.



Rubrique 10. Masse maximale à l'atterrissage en kilogrammes pour les certificats délivrés au titre des chapitres 16.2, 16.3, 16.4, 16.5, 16.12 et 16.14 du présent règlement.

Rubrique 11. Chapitre et section du présent règlement, en vertu desquels l'aéronef a été certifié.

Rubrique 12. Modifications supplémentaires introduites aux fins de la conformité avec les exigences applicables de certification acoustique.

Rubrique 13. Niveau de bruit latéral/à plein régime dans l'unité correspondante pour les documents délivrés au titre des chapitres 16.2, 16.3, 16.4, 16.5, 16.12 et 16.14 du présent règlement.

Rubrique 14. Niveau de bruit à l'approche dans l'unité correspondante pour les documents délivrés au titre des chapitres 16.2, 16.3, 16.4, 16.5, 16.8, 16.12, 16.13 et 16.14 du présent règlement.

Rubrique 15. Niveau de bruit au survol dans l'unité correspondante pour les documents délivrés au titre des chapitres 16.2, 16.3, 16.4, 16.5, 16.12 et 16.14 du présent règlement.

Rubrique 16. Niveau de bruit au survol dans l'unité correspondante pour les documents délivrés au titre des chapitres 16.6, 16.8, 16.11 et 16.13 du présent règlement.

Rubrique 17. Niveau de bruit au décollage dans l'unité correspondante pour les documents délivrés au titre des chapitres 16.8, 16.10 et 16.13 du présent règlement.

Rubrique 18. Déclaration de conformité, y compris en référence aux dispositions du présent règlement.


Rubrique 19. Date de délivrance du document de certification acoustique.

Rubrique 20. Signature de l'administrateur qui délivre le document.

16.1.6 Les titres des rubriques sur les documents de certification acoustique doivent être uniformément numérotés à l'aide de chiffres arabes comme il est indiqué en paragraphe 16.1.5 de façon que sur tout document de certification acoustique, quel que soit l'ordre adopté, le numéro renvoie toujours au même titre de rubrique, sauf si les renseignements figurant dans les rubriques 1 à 6 et 18 à 20 sont donnés dans le certificat de navigabilité ; dans un tel cas, c'est la numérotation du certificat de navigabilité indiquée dans le RAG 08 PARTIE GEN qui sera retenue.

16.1.7 Un système administratif de la documentation de certification acoustique sera mis en place par la République de Guinée en tant qu'État d'immatriculation.

Note. — Voir le Supplément G du présent règlement en ce qui concerne la présentation et l'agencement des documents de certification acoustique.

<p>RÉPUBLIQUE DE GUINÉE</p>  <p>Autorité Guinéenne de l'Aviation Civile</p>	<p>RAG 16 - PARTIE 1</p> <p>PROTECTION DE L'ENVIRONNEMENT</p> <p>BRUIT DES AÉRONEFS</p>
<p><i>PARTIE 2 –</i> CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AÉRONEFS</p>	<p>CHAPITRE 16.1 : DISPOSITIONS ADMINISTRATIVES</p>

16.1.8 La République de Guinée reconnaîtra la validité d'une certification acoustique délivrée par un autre État contractant à condition que les spécifications en vertu desquelles elle a été délivrée soient au moins égales aux exigences applicables qui figurent dans le présent règlement.

16.1.9 La République de Guinée suspendra ou révoquera la certification acoustique d'un aéronef immatriculé par lui si ledit aéronef ne répond plus aux exigences acoustiques applicables. La République de Guinée en tant qu'État d'immatriculation n'annulera pas la suspension d'une certification acoustique ni n'accordera une nouvelle certification tant que l'aéronef en question ne sera pas jugé, après un nouvel examen, conforme aux exigences acoustiques applicables.

16.1.10 L'amendement du présent règlement qui doit être utilisé par un État contractant particulier sera celui qui s'applique à la date de la demande présentée audit État contractant concernant :

- (a) un certificat de type dans le cas d'un nouveau type ; ou
- (b) une approbation de modification de conception de type dans le cas d'une version dérivée; ou
- (c) dans les deux cas, une procédure de demande équivalente prescrite par le service de certification dudit État contractant.

16.1.11 Sauf indications contraires dans le présent règlement, la date à utiliser par les États contractants pour déterminer l'applicabilité des exigences du présent règlement sera la date de la demande de certificat de type présentée à l'État de conception, ou la date de présentation de la demande au titre d'une procédure équivalente prescrite par le service de certification de l'État de conception.


16.1.12 Dans le cas des versions dérivées pour lesquelles les dispositions régissant l'applicabilité des exigences du présent règlement se rapportent à « la demande de certification de la modification de la conception de type », la date retenue par les États contractants pour déterminer l'applicabilité des exigences du présent règlement sera la date de la demande de modification de la conception de type présentée à l'État contractant qui a initialement certifié la modification de la conception de type, ou la date de présentation de la demande au titre d'une procédure équivalente prescrite par le service de certification de l'État contractant qui a initialement certifié la modification de la conception de type.

Note 1.— les États contractants utiliseront comme orientation sur l'utilisation de moyens acceptables de conformité et de procédures équivalentes l'édition du Manuel technique environnemental (Doc 9501), Volume I — Procédures de certification acoustique des aéronefs qui est en vigueur à la date à laquelle la demande de certificat de type ou de modification de la conception de type est présentée auxdits États contractants.

Note 2. — Le moyen de conformité et l'utilisation de procédures équivalentes sont conditionnés par l'acceptation de l'État contractant.



16.1.13 Les demandes seront en vigueur pour la période spécifiée dans la désignation des règlements de navigabilité correspondant au type d'aéronef, sauf dans les cas spéciaux où le service de certification accepte un prolongement de cette période. Lorsque cette période d'application est dépassée, la date à utiliser pour déterminer l'applicabilité des exigences du présent règlement 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.

RÉPUBLIQUE DE GUINÉE  Autorité Guinéenne de l'Aviation Civile	RAG 16 - PARTIE 1 PROTECTION DE L'ENVIRONNEMENT BRUIT DES AÉRONEFS
<i>PARTIE 2 –</i> CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AÉRONEFS	CHAPITRE 16.2 : AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES

CHAPITRE 16.2 : AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES

Demande de certificat de type présentée avant le 06 octobre 1977

16.2.1 APPLICATION

Note. — Voir également le Chapitre 16.1, paragraphe 16.1.10, 16.1.11, 16.1.12 et 16.1.13.

16.2.1.1 Les exigences du présent chapitre sont applicables à tous les avions à réaction subsoniques pour lesquels la demande de certificat de type a été présentée avant le 6 octobre 1977, à l'exception des avions :


- (a) qui exigent une longueur de piste¹ (Sans prolongement d'arrêt ni prolongement dégagé) inférieure ou égale à 610 m à la masse maximale portée au certificat de navigabilité ;
- (b) qui sont équipés de moteurs dont le taux de dilution est égal ou supérieur à 2 et pour lesquels un certificat de navigabilité individuel a été émis pour la première fois avant le 1^{er} mars 1972 ; ou
- (c) qui sont équipés de moteurs dont le taux de dilution est inférieur à 2 et pour lesquels la demande de certificat de type a été présentée avant le 1^{er} janvier 1969 et enfin pour lesquels un certificat de navigabilité individuel a été émis pour la première fois avant le 1^{er} janvier 1976.

16.2.1.2 Les niveaux maximaux de bruit du paragraphe 16.2.4.1 seront applicables sauf dans le cas des versions dérivées pour lesquelles la demande de certification de la modification de la conception de type a été présentée le 26 novembre 1981 ou à une date ultérieure, auquel cas les niveaux de bruit maximaux du paragraphe 16.2.4.2 s'appliqueront.

16.2.1.3 Indépendamment des paragraphes 16.2.1.1 et 16.2.1.2, la République de Guinée peut reconnaître qu'aucune preuve de conformité avec les dispositions des exigences du présent règlement, n'est nécessaire dans les situations ci-après en ce qui concerne les avions à réaction et les avions à hélices dont la masse maximale au décollage certifiée dépasse 8 618 kg, qui sont inscrits sur son registre :

- (a) vol avec un ou plusieurs trains d'atterrissage rétractables sortis durant la totalité du vol ;
- (b) moteur de rechange et chariot de nacelle extérieurs à l'enveloppe de l'avion (et retour du pylône ou autre mât externe) ;

¹. Sans prolongement d'arrêt ni prolongement dégagé

RÉPUBLIQUE DE GUINÉE  Autorité Guinéenne de l'Aviation Civile	RAG 16 - PARTIE 1 PROTECTION DE L'ENVIRONNEMENT BRUIT DES AÉRONEFS
PARTIE 2 – CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AÉRONEFS	CHAPITRE 16.2 : AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES

- (c) changements de moteur et/ou de nacelle à durée limitée, pour lesquels la conception de type précise que l'avion ne peut voler durant une période de plus de quatre-vingt-dix (90) jours s'il n'est pas prouvé que les dispositions du présent règlement, sont respectées pour les changements apportés à la conception de type. Cette prescription ne s'applique qu'aux changements résultant de travaux de maintenance nécessaires.

16.2.2 MESURE D'ÉVALUATION DU BRUIT

La mesure d'évaluation du bruit sera le niveau effectif de bruit perçu exprimé en EPNdB, comme il est indiqué à l'Appendice 1.

16.2.3 POINTS DE MESURE DU BRUIT

Lors des essais effectués conformément aux procédures d'essai en vol spécifiées au paragraphe 16.2.6, les niveaux de bruit engendrés par un avion ne doivent pas excéder les niveaux spécifiés au paragraphe 16.2.4 aux points de mesure ci-après :

- (a) *point de mesure latéral* : point situé sur une parallèle à l'axe de piste à 650 m de cet axe ou de son prolongement, où le niveau de bruit au décollage est maximal ;
- (b) *point de mesure survolé au décollage* : point situé sur le prolongement de l'axe de piste, à une distance de 6,5 km du début du roulement au décollage ;
- (c) *point de mesure à l'approche* : point au sol, situé sur le prolongement de l'axe de piste, à 120 m (394 ft) au-dessous d'une pente de descente de 3° ayant son origine en un point situé à 300 m au-delà du seuil. Sur terrain plat, ce point de mesure est situé à 2 000 m du seuil.

16.2.4 NIVEAUX MAXIMAUX DE BRUIT

16.2.4.1 Les niveaux maximaux de bruit des avions visés au paragraphe 16.2.1.1 déterminés conformément à la méthode d'évaluation du bruit exposée à l'Appendice 1, ne dépasseront pas les valeurs ci-après :

- (a) *au point de mesure latéral et au point de mesure à l'approche* : 108 EPNdB pour les avions dont la masse maximale au décollage certifiée est supérieure ou égale à 272 000 kg, cette valeur décroissant linéairement avec le logarithme de la masse de l'avion à raison de 2 EPNdB chaque fois que la masse diminue de moitié, pour atteindre la limite inférieure de 102 EPNdB à 34 000 kg, cette limite demeurant ensuite constante ;
- (b) *au point de mesure survolé au décollage* : 108 EPNdB pour les avions dont la masse maximale au décollage certifiée est supérieure ou égale à 272 000 kg, cette valeur décroissant linéairement avec le logarithme de la masse de l'avion à raison de 5 EPNdB



chaque fois que la masse diminue de moitié, pour atteindre la limite inférieure de 93 EPNdB à 34 000 kg, cette limite demeurant ensuite constante.

Note. — Voir au Supplément A du présent règlement les équations utilisées pour le calcul des niveaux maximaux de bruit autorisés en fonction de la masse au décollage.

16.2.4.2 Les niveaux maximaux de bruit des avions visés au paragraphe 16.2.1.1 déterminés conformément à la méthode d'évaluation du bruit exposée à l'Appendice 1, ne dépasseront pas les valeurs ci-après :

16.2.4.2.1 *Au point de mesure latéral.*

106 EPNdB pour les avions dont la masse maximale au décollage certifiée est supérieure ou égale à 400 000 kg, cette valeur décroissant linéairement avec le logarithme de la masse de l'avion, pour atteindre la limite inférieure de 97 EPNdB à 35 000 kg, cette limite demeurant ensuite constante.

16.2.4.2.2 *Au point de mesure au survol*

(a) *Avions monomoteurs ou bimoteurs.*

104 EPNdB pour les avions dont la masse maximale au décollage certifiée est supérieure ou égale à 325 000 kg, cette valeur décroissant linéairement avec le logarithme de la masse de l'avion à raison de 4 EPNdB chaque fois que la masse diminue de moitié, pour atteindre la limite inférieure de 93 EPNdB, cette limite demeurant ensuite constante.

(b) *Avions trimoteurs.*


Comme à l'alinéa (a), mais 107 EPNdB pour les avions dont la masse maximale au décollage certifiée est supérieure ou égale à 325 000 kg ou comme au paragraphe 16.2.4.1. alinéa (b), si la limite ainsi définie est inférieure.

(c) *Avions équipés de quatre moteurs ou plus*

Comme à l'alinéa (a), mais 108 EPNdB pour les avions dont la masse maximale au décollage certifiée est supérieure ou égale à 325 000 kg ou comme au paragraphe 16.2.4.1, alinéa (b), si la limite ainsi définie est inférieure.

16.2.4.2.3 *Au point de mesure à l'approche*

108 EPNdB pour les avions dont la masse maximale au décollage certifiée est supérieure ou égale à 280 000 kg, cette valeur décroissant linéairement avec le logarithme de la masse de

<p>RÉPUBLIQUE DE GUINÉE</p>  <p>Autorité Guinéenne de l'Aviation Civile</p>	<p>RAG 16 - PARTIE 1</p> <p>PROTECTION DE L'ENVIRONNEMENT</p> <p>BRUIT DES AÉRONEFS</p>
<p><i>PARTIE 2 –</i> CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AÉRONEFS</p>	<p>CHAPITRE 16.2 : AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES</p>

l'avion, pour atteindre la limite inférieure de 101 EPNdB à 35 000 kg, cette limite demeurant ensuite constante.

Note. — Voir au Supplément A du présent règlement, les équations utilisées pour le calcul des niveaux maximum de bruit autorisés en fonction de la masse au décollage.

16.2.5 COMPENSATIONS

Si le niveau de bruit maximal en un ou deux points de mesure excède le niveau maximal :

- (a) la somme des dépassements ne devra pas excéder 4 EPNdB ; toutefois, dans le cas des avions quadrimoteurs propulsés par des moteurs dont le taux de dilution est égal ou supérieur à 2 et pour lesquels la demande de certificat de navigabilité pour le prototype a été acceptée ou au sujet desquels une autre procédure réglementaire équivalente a été appliquée par le service de certification avant le 1^{er} décembre 1969, la somme des dépassements éventuels ne devra pas excéder 5 EPNdB ;
- (b) le dépassement éventuel en un point donné ne devra pas être supérieur à 3 EPNdB ;
- (c) les dépassements éventuels seront compensés par une diminution correspondante à l'autre ou aux autres points de mesure.

16.2.6 PROCÉDURES D'ESSAI

16.2.6.1 Procédure d'essai au décollage

16.2.6.1.1 La poussée de décollage moyenne² (Poussée de décollage représentative des caractéristiques moyennes du moteur de série) sera utilisée à partir du début du décollage jusqu'au point où l'avion atteint une hauteur d'au moins 210 m (690 ft) au-dessus de la piste et cette poussée ne sera pas ramenée à une valeur inférieure à la poussée nécessaire pour maintenir une pente de montée d'au moins 4 %.

16.2.6.1.2 Une vitesse égale à au moins $V_2 + 19$ km/h ($V_2 + 10$ kt) sera atteinte dès que possible après l'envol et maintenue pendant toute la durée de l'essai de certification acoustique au décollage.

16.2.6.1.3 Une configuration de décollage constante, choisie par le postulant, devra être maintenue pendant toute la durée de l'essai de certification acoustique au décollage, mais le train d'atterrissage peut être rentré.

². Poussée de décollage représentative des caractéristiques moyennes du moteur de série.


**16.2.6.2 Procédure d'essai à l'approche**

16.2.6.2.1 L'avion devra voler en régime stabilisé et suivant un angle de descente de $3^{\circ} \pm 0,5^{\circ}$.

16.2.6.2.2 L'approche devra être effectuée à une vitesse stabilisée égale ou supérieure à $1,3 V_{S+} + 19 \text{ km/h}$ ($1,3 V_{S+} + 10 \text{ kt}$) en régime stabilisé pendant l'approche et au-dessus du point de mesure et cette vitesse devra être maintenue jusqu'à l'atterrissage normal.

16.2.6.2.3 La configuration de l'avion devra être celle qui correspond au braquage maximal admissible des volets hypersustentateurs.

Note. — Des éléments indicatifs sur l'emploi des procédures équivalentes figurent dans le Manuel technique environnemental (Doc 9501), Volume I — Procédures de Certification acoustique Des aéronefs.

RÉPUBLIQUE DE GUINÉE  Autorité Guinéenne de l'Aviation Civile	RAG 16 - PARTIE 1 PROTECTION DE L'ENVIRONNEMENT BRUIT DES AÉRONEFS
PARTIE 2 – CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AÉRONEFS	CHAPITRE 16.3 1. AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES 2. AVIONS À HÉLICES DE PLUS DE 8 618 kg

CHAPITRE 16.3 -

1. AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES

Demande de certificat de type présentée depuis le 06 octobre 1977 ou à une date ultérieure et avant le 1^{er} janvier 2006

2. AVIONS À HÉLICES DE PLUS DE 8 618 kg –

Demande de certificat de type présentée depuis le 1^{er} janvier 1985 ou à une date ultérieure et avant le 1^{er} janvier 2006

16.3.1 APPLICATION

Note 1. — Voir également le chapitre 16.1, paragraphes. 16.1.10, 16.1.11, 16.1.12 et 16.1.13.


Note 2. ---Voir dans le Supplément E les indications concernant l'interprétation de ces dispositions relatives à l'application.

16.3.1.1 Les exigences du présent chapitre, à l'exception des avions à hélices spécialement conçus et utilisés aux fins de l'agriculture ou de la lutte contre les incendies, sont applicables :

- (a) à tous les avions à réaction subsoniques, versions dérivées comprises, à l'exception des avions qui exigent une longueur de piste (*sans prolongement d'arrêt ni prolongement dégagé*) inférieure ou égale à 610 m à la masse maximale de certification de navigabilité, pour lesquels la demande de certificat de type a été présentée le 6 octobre 1977 ou à une date ultérieure et avant le 1^{er} janvier 2006 ;
- (b) à tous les avions à hélices, versions dérivées comprises, dont la masse maximale au décollage certifiée dépasse 8618 kg et pour lesquels la demande de certificat de type aura été présentée le 1^{er} janvier 1985 ou à une date ultérieure et avant le 1^{er} janvier 2006.

16.3.1.2 Indépendamment du paragraphe 16.3.1.1, la République de Guinée peut reconnaître qu'aucune preuve de conformité avec les dispositions des exigences du présent règlement, n'est nécessaire dans les situations ci-après en ce qui concerne les avions à réaction et les avions à hélices dont la masse maximale au décollage certifiée dépasse 8 618 kg, qui sont inscrits sur son registre :

- (a) vol avec un ou plusieurs trains d'atterrissage rétractables sortis durant la totalité du vol ;
- (b) moteur de rechange et chariot de nacelle extérieurs à l'enveloppe de l'avion (et retour du pylône ou autre mât externe) ;

RÉPUBLIQUE DE GUINÉE  Autorité Guinéenne de l'Aviation Civile	RAG 16 - PARTIE 1 PROTECTION DE L'ENVIRONNEMENT BRUIT DES AÉRONEFS
PARTIE 2 – CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AÉRONEFS	CHAPITRE 16.3 1. AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES 2. AVIONS À HÉLICES DE PLUS DE 8 618 kg

- (c) changements de moteur et/ou de nacelle à durée limitée, pour lesquels la conception de type précise que l'avion ne peut voler durant une période de plus de quatre-vingt-dix (90) jours s'il n'est pas prouvé que les dispositions du présent règlement, sont respectées pour les changements apportés à la conception de type. Cette prescription ne s'applique qu'aux changements résultant de travaux de maintenance nécessaires.

16.3.2 MESURE DU BRUIT

16.3.2.1 Mesure d'évaluation du bruit

La mesure d'évaluation du bruit sera le niveau de bruit perçu exprimé en EPNdB, comme il est indiqué à l'Appendice 2.

16.3.3 POINTS DE MESURE DU BRUIT


16.3.3.1 Points de référence de mesure du bruit

Les niveaux de bruit engendrés par un avion et mesurés conformément aux présentes exigences n'excéderont pas les niveaux spécifiés au paragraphe 16.3.4, aux points ci-après :

- (a) point de référence de mesure du bruit latéral à pleine puissance :
- (1) pour les avions à réaction : point situé sur une parallèle à l'axe de piste à 450 m de cet axe ou de son prolongement, où le niveau de bruit au décollage est maximal ;
 - (2) pour les avions à hélices : point situé sur le prolongement de l'axe de piste, à 650 m dans le plan vertical au-dessous de la trajectoire de vol en montée, à pleine puissance de décollage, comme il est indiqué au paragraphe 16.3.6.2. Jusqu'au 19 mars 2002, la prescription du paragraphe 16.3.3.1.alinéa a)1), relative au bruit latéral a été admise à titre de solution de rechange ;

Note. — Concernant les avions spécifiés au paragraphe 16.3.1.1 alinéa (b) dont la demande de certificat de type a été présentée avant le 19 mars 2002, la prescription du paragraphe 16.3.3.1 alinéa (a)(1), relative au bruit latéral sera admise à titre de solution de rechange ;

- (b) *point de référence de mesure du bruit au survol* : point situé sur le prolongement de l'axe de piste, à une distance de 6,5 km du début du roulement au décollage ;
- (c) *point de référence de mesure du bruit à l'approche* : point au sol, situé sur le prolongement de l'axe de la piste à 2 000 m du seuil ; sur terrain plat, ce point est

RÉPUBLIQUE DE GUINÉE  Autorité Guinéenne de l'Aviation Civile	RAG 16 - PARTIE 1 PROTECTION DE L'ENVIRONNEMENT BRUIT DES AÉRONEFS
PARTIE 2 – CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AÉRONEFS	CHAPITRE 16.3 1. AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES 2. AVIONS À HÉLICES DE PLUS DE 8 618 kg

situé à 120 m (394 ft) au-dessous d'une pente de descente de 3° ayant son origine en un point situé à 300 m au-delà du seuil.

16.3.3.2 Points de mesure de bruit pendant les essais

16.3.3.2.1 si les points de mesure du bruit ne sont pas situés aux points de référence de détermination du bruit, les corrections dues aux différences de position de ces points devront être effectuées de la même manière que les corrections concernant les différences entre les trajectoires d'essai et les trajectoires de référence.

16.3.3.2.2 un nombre suffisant de points de mesure du bruit latéral devront être utilisés pour démontrer au service de certification que le niveau maximal de bruit sur l'axe latéral approprié a été déterminé clairement. Pour les avions à réaction, il sera procédé à des mesures simultanées en un point symétrique à l'un de ces points, de l'autre côté de la piste. Dans le cas d'avions à hélices, vu l'asymétrie du bruit latéral qui leur est propre, des mesures simultanées devront être effectuées en position symétrique à chacun de ces points de mesure (sur une parallèle à l'axe de piste à ± 10 m) du côté opposé de la piste.

16.3.4 NIVEAUX MAXIMAUX DE BRUIT

16.3.4.1 Les niveaux maximaux de bruit, déterminés conformément à la méthode d'évaluation du bruit exposée à l'Appendice 2, ne devront pas dépasser les valeurs ci-après :

16.3.4.1.1 *au point de référence de mesure du bruit latéral à pleine puissance :*

103 EPNdB pour les avions dont la masse maximale au décollage certifiée, pour laquelle la certification acoustique est demandée, est supérieure ou égale à 400 000 kg, cette valeur décroissant linéairement avec le logarithme de la masse de l'avion pour atteindre la limite inférieure de 94 EPNdB à 35 000 kg, cette limite demeurant ensuite constante.


16.3.4.1.2 *au point de référence de mesure du bruit au survol :*

(a) *Avions monomoteurs ou bimoteurs.*

101 EPNdB pour les avions dont la masse maximale au décollage certifiée, pour laquelle la certification acoustique est demandée, est supérieure ou égale à 385 000 kg, cette valeur décroissant linéairement avec le logarithme de la masse de l'avion à raison de 4 EPNdB chaque fois que la masse diminue de moitié, pour atteindre la limite inférieure de 89 EPNdB, cette limite demeurant ensuite constante.

(b) *Avions trimoteurs.*

Comme à l'alinéa a), mais 104 EPNdB pour les avions dont la masse maximale au décollage certifiée est égale ou supérieure à 385 000 kg.

RÉPUBLIQUE DE GUINÉE  Autorité Guinéenne de l'Aviation Civile	RAG 16 - PARTIE 1 PROTECTION DE L'ENVIRONNEMENT BRUIT DES AÉRONEFS
PARTIE 2 – CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AÉRONEFS	CHAPITRE 16.3 1. AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES 2. AVIONS À HÉLICES DE PLUS DE 8 618 kg

(c) *Avions équipés de quatre moteurs ou plus.*

Comme à l'alinéa a), mais 106 EPNdB pour les avions dont la masse maximale au décollage certifiée est égale ou supérieure à 385 000 kg.

16.3.4.1.3 *Au point de référence de mesure du bruit à l'approche.*

105 EPNdB pour les avions dont la masse maximale au décollage certifiée, pour laquelle la certification acoustique est demandée, est supérieure ou égale à 280 000 kg, cette valeur décroissant linéairement avec le logarithme de la masse de l'avion pour atteindre la limite inférieure de 98 EPNdB à 35 000 kg, cette limite demeurant ensuite constante.

Note. — Voir au Supplément A du présent règlement les équations utilisées pour le calcul des niveaux maximaux de bruit autorisés en fonction de la masse au décollage.

16.3.5 COMPENSATIONS

Si le niveau de bruit maximal en un ou deux points de mesure excède le niveau maximal :

- (a) la somme des dépassements ne devra pas excéder 3 EPNdB ;
- (b) tout dépassement éventuel en un point donné ne devra pas être supérieur à 2 EPNdB ;
- (c) les dépassements éventuels devront être compensés par une diminution correspondante à l'autre ou aux autres points.

16.3.6 PROCÉDURES DE RÉFÉRENCE POUR LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE


16.3.6.1 Conditions Générales

16.3.6.1.1 Les procédures de référence devront satisfaire aux spécifications des règlements de navigabilité.

16.3.6.1.2 Les calculs des procédures et des trajectoires de référence devront être approuvés par le service de certification.

16.3.6.1.3 Les procédures de référence au décollage et à l'approche devront être respectivement celles qui sont définies aux paragraphes 16.3.6.2 et 16.3.6.3 sauf pour le cas envisagé au paragraphe 16.3.6.1.4.

16.3.6.1.4 Si le postulant montre que les caractéristiques de conception de l'avion sont telles que l'avion ne peut pas voler en accord avec les paragraphes 16.3.6.2 et 16.3.6.3, les procédures de référence devront :

<p>RÉPUBLIQUE DE GUINÉE</p>  <p>Autorité Guinéenne de l'Aviation Civile</p>	<p>RAG 16 - PARTIE 1</p> <p>PROTECTION DE L'ENVIRONNEMENT</p> <p>BRUIT DES AÉRONEFS</p>
<p><i>PARTIE 2 – CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AÉRONEFS</i></p>	<p><i>CHAPITRE 16.3</i></p> <p>1. <i>AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES</i></p> <p>2. <i>AVIONS À HÉLICES DE PLUS DE 8 618 kg</i></p>

- (a) ne s'écarter des procédures de référence définies aux paragraphes 16.3.6.2 et 16.3.6.3 que dans la mesure où les caractéristiques de conception rendent impossible l'emploi de ces procédures ;
- (b) être approuvées par le service de certification.

16.3.6.1.5 Les procédures de référence devront être calculées dans les conditions de référence suivantes :


- (a) pression atmosphérique au niveau de la mer : 1 013,25 hPa ;
- (b) température de l'air ambiant : 25 °C (soit ISA + 10 °C) ;
- (c) humidité relative : 70 % ;
- (d) vent nul ;
- (e) pour la définition des profils de décollage de référence aux fins des mesures du bruit au décollage et du bruit latéral, la pente de la piste devra être nulle.

Note. — L'atmosphère de référence est homogène en ce qui concerne la température et l'humidité relative lorsqu'elle est utilisée pour le calcul des coefficients d'absorption atmosphérique.

16.3.6.2 PROCÉDURE DE RÉFÉRENCE AU DÉCOLLAGE

La trajectoire de décollage de référence devra être calculée comme suit :

- (a) la poussée ou puissance de décollage du moteur moyen sera utilisée à partir du début du décollage jusqu'au point où l'avion atteint au moins la hauteur suivante au-dessus du niveau de la piste :
 - (1) avions monomoteurs ou bimoteurs — 300 m (984 ft) ;
 - (2) avions trimoteurs — 260 m (853 ft) ;
 - (3) avions équipés de quatre moteurs ou plus — 210 m (689 ft) ;
- (b) une fois que l'avion aura atteint la hauteur spécifiée à l'alinéa a) ci-dessus, la poussée ou puissance ne devra pas être réduite à une valeur inférieure à celle qui permet de maintenir :
 - (1) une pente de montée de 4 % ; ou
 - (2) dans le cas des avions multimoteurs, le vol en palier avec un moteur hors de fonctionnement si la valeur de la poussée ou puissance nécessaire dans ce dernier cas est supérieure à la précédente ;

<p>RÉPUBLIQUE DE GUINÉE</p>  <p>Autorité Guinéenne de l'Aviation Civile</p>	<p>RAG 16 - PARTIE 1</p> <p>PROTECTION DE L'ENVIRONNEMENT</p> <p>BRUIT DES AÉRONEFS</p>
<p><i>PARTIE 2 – CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AÉRONEFS</i></p>	<p><i>CHAPITRE 16.3</i></p> <p>1. <i>AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES</i></p> <p>2. <i>AVIONS À HÉLICES DE PLUS DE 8 618 kg</i></p>

(c) pour déterminer le niveau de bruit latéral à pleine puissance, la trajectoire de vol de référence sera calculée en se fondant sur la pleine puissance au décollage, tout au long de l'essai, sans réduction de la poussée ou de la puissance ;

(d) la vitesse sera :

(1) dans le cas des avions pour lesquels les spécifications de navigabilité applicables définissent V_2 , la vitesse de montée au décollage avec tous les moteurs en fonctionnement qui sera choisie par le postulant pour être utilisée en exploitation normale, laquelle sera au moins égale à $V_2 + 19$ km/h ($V_2 + 10$ kt) sans dépasser $V_2 + 37$ km/h ($V_2 + 20$ kt) et sera atteinte aussitôt que possible après l'envol et maintenue tout au long de l'essai de certification acoustique au décollage. L'augmentation de V_2 devra être la même pour toutes les masses de référence d'un modèle d'avion, sauf en cas de différence justifiée par les caractéristiques de performance de l'avion ;


Note. V_2 est définie conformément aux spécifications de navigabilité applicables.

(2) dans le cas des avions pour lesquels les spécifications de navigabilité applicables ne définissent pas V_2 , la vitesse de décollage à 15 m (50 ft) plus une augmentation d'au moins 19 km/h (10 kt) sans dépasser 37 km/h (20 kt), ou la vitesse de montée minimale, la plus élevée de ces deux valeurs étant retenue. Cette vitesse devra être atteinte dès que possible après l'envol et maintenue tout au long de l'essai de certification acoustique au décollage.

Note.— La vitesse de décollage à 15 m (50 ft) et la vitesse de montée minimale seront définies conformément aux spécifications de navigabilité applicables.

(e) une configuration de décollage constante choisie par le postulant devra être maintenue pendant toute la durée de la procédure de référence de décollage ; le train d'atterrissage pourra toutefois être relevé. Le terme configuration désignera, dans ce contexte, l'état des systèmes et la position du centre de gravité et indiquera notamment quelles sont les positions des dispositifs d'hypersustentation utilisées, si le GAP/APU fonctionne et si les prises d'air et les extracteurs de puissance sont en service ;

(f) la masse de l'avion au moment du lâcher des freins devra être la masse maximale au décollage à laquelle la certification acoustique est demandée ;

<p>RÉPUBLIQUE DE GUINÉE</p>  <p>Autorité Guinéenne de l'Aviation Civile</p>	<p>RAG 16 - PARTIE 1</p> <p>PROTECTION DE L'ENVIRONNEMENT</p> <p>BRUIT DES AÉRONEFS</p>
<p><i>PARTIE 2 – CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AÉRONEFS</i></p>	<p><i>CHAPITRE 16.3</i></p> <p>1. <i>AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES</i></p> <p>2. <i>AVIONS À HÉLICES DE PLUS DE 8 618 kg</i></p>

- (g) le moteur moyen devra être défini par la moyenne de tous les moteurs remplissant les conditions de certification qui sont utilisés pendant les essais en vol de l'avion jusqu'à la certification et pendant celle-ci, lorsque les limites et les procédures indiquées dans le manuel de vol sont respectées. Ceci constituera une exigence technique précisant notamment la relation entre la poussée ou la puissance et les paramètres de commande (par exemple N1 ou EPR). Les mesures de bruit faites pendant les essais de certification devront être ramenées à cette exigence.

Note.— La poussée ou la puissance de décollage utilisée sera le maximum disponible pour les opérations normales qui est indiqué dans la section du manuel de vol de l'avion relative aux performances, pour les conditions atmosphériques de référence données au paragraphe 16.3.6.1.5.


16.3.6.3 Procédure de référence à l'approche

La trajectoire de référence à l'approche devra être calculée comme suit :

- (a) l'avion vole en régime stabilisé, suivant un angle de descente de 3° ;
- (b) une vitesse d'approche constante de $V_{REF} + 19$ km/h ($V_{REF} + 10$ kt), à poussée ou puissance stabilisée, sera maintenue au-dessus du point de mesure;

Note.— En navigabilité, V_{REF} désigne la « vitesse d'atterrissage de référence », qui est définie comme suit : « vitesse de l'avion, dans une configuration d'atterrissage spécifiée, au point où il franchit la hauteur-écran d'atterrissage dans la détermination de la distance d'atterrissage pour les atterrissages manuels ».

- (c) la configuration constante de l'avion à l'approche, utilisée dans les essais de certification de navigabilité, mais avec train sorti, sera maintenue pendant toute la procédure de référence d'approche ;
- (d) la masse de l'avion au toucher des roues devra être la masse maximale à l'atterrissage permise par la configuration d'approche définie au paragraphe 16.3.6.3 alinéa c), pour laquelle la certification acoustique est demandée ;
- (e) on utilisera la configuration la plus critique (celle qui produit les niveaux de bruit les plus élevés) comportant le déploiement normal des gouvernes aérodynamiques, y compris les dispositifs destinés à modifier la portance et la traînée, à la masse pour laquelle la certification est demandée. Cette configuration comprend tous les éléments énumérés au paragraphe 16.5.2.5 de l'Appendice 2 qui contribueront à l'état continu le plus bruyant à la masse maximale à l'atterrissage en utilisation normale.

RÉPUBLIQUE DE GUINÉE  Autorité Guinéenne de l'Aviation Civile	RAG 16 - PARTIE 1 PROTECTION DE L'ENVIRONNEMENT BRUIT DES AÉRONEFS
PARTIE 2 – CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AÉRONEFS	CHAPITRE 16.3 1. AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES 2. AVIONS À HÉLICES DE PLUS DE 8 618 kg

16.3.7 PROCÉDURES D'ESSAI

16.3.7.1 Les procédures d'essai devront être acceptables pour l'AGAC.

16.3.7.2 Les procédures d'essai et les mesures du bruit devront être exécutées et traitées d'une manière approuvée pour donner la mesure d'évaluation du bruit désignée sous le nom de niveau effectif de bruit perçu (EPNL), exprimé en unités EPNdB, comme le décrit l'Appendice 2.

16.3.7.3 Les données acoustiques devront être ramenées par les méthodes indiquées dans l'Appendice 2 aux conditions de référence spécifiées dans le présent chapitre. Les ajustements de vitesse et de poussée seront effectués de la façon décrite à la section 8 de l'Appendice 2.


16.3.7.4 Si la masse pendant l'essai est différente de la masse pour laquelle la certification acoustique est demandée, l'ajustement à apporter à l'EPNL ne devra pas excéder 2 EPNdB pour les décollages et 1 EPNdB pour les approches. Les données approuvées par le service de certification devront être utilisées pour déterminer la variation de l'EPNL en fonction de la masse à la fois pour les conditions d'approche et celles de décollage. De même, l'ajustement à apporter à l'EPNL ne devra pas excéder 2 EPNdB pour les écarts de la trajectoire d'approche par rapport à la trajectoire de référence.

16.3.7.5 En ce qui concerne les conditions d'approche, les procédures d'essai seront acceptées si l'avion suit un angle de descente constant de $3^\circ \pm 0,5^\circ$.

16.3.7.6 Si l'on utilise des procédures d'essai équivalentes qui diffèrent des procédures de référence, les procédures d'essai et toutes les méthodes employées pour ajuster les résultats en fonction des procédures de référence seront approuvées par le service de certification. Les ajustements ne devront pas dépasser 16 EPNdB au décollage et 8 EPNdB à l'approche et, s'ils dépassent respectivement 8 EPNdB et 4 EPNdB, les valeurs obtenues seront inférieures de plus de 2 EPNdB aux limites de bruit spécifiées au paragraphe 16.3.4.

Note. — Des éléments indicatifs sur l'emploi des procédures équivalentes figurent dans le Manuel technique environnemental (Doc 9501), Volume I — Procédures de certification acoustique des aéronefs.

16.3.7.7 Pour les mesures du bruit au décollage, du bruit latéral et du bruit à l'approche, la variation de la vitesse indiquée instantanée de l'avion, affichée sur l'anémomètre du pilote, doit se maintenir à $\pm 3\%$ de la vitesse moyenne entre les points où le niveau de bruit est de 10 dB au-dessous du maximum. Toutefois, si la vitesse indiquée instantanée de l'avion s'écarte de plus de $\pm 5,5$ km/h (± 3 kt) de la vitesse moyenne au-dessus des points à 10 dB au-dessous du maximum, et si le représentant du service de certification à bord juge que l'écart est dû à la turbulence atmosphérique, le vol ne sera pas pris en compte aux fins de la certification acoustique.

RÉPUBLIQUE DE GUINÉE  Autorité Guinéenne de l'Aviation Civile	RAG 16 - PARTIE 1 PROTECTION DE L'ENVIRONNEMENT BRUIT DES AÉRONEFS
PARTIE 2 – CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AÉRONEFS	CHAPITRE 16.4 AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES ET AVIONS A HÉLICES DONT LA MASSE MAXIMALE AU DÉCOLLAGE CERTIFIÉE EST ÉGALE OU SUPÉRIEURE A 55.000 kg

CHAPITRE 16.4 :

1. AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES ET AVIONS À HÉLICES DONT LA MASSE MAXIMALE AU DÉCOLLAGE CERTIFIÉE EST ÉGALE OU SUPÉRIEURE À 55 000 kg

Demande de certificat de type présentée le 1^{er} janvier 2006 ou à une date ultérieure et avant le 31 décembre 2017

2. AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES DONT LA MASSE MAXIMALE AU DÉCOLLAGE CERTIFIÉE NE DÉPASSE PAS 55 000 kg

Demande de certificat de type présentée le 1^{er} janvier 2006 ou à une date ultérieure et avant le 31 décembre 2020

3. AVIONS À HÉLICES DONT LA MASSE MAXIMALE AU DÉCOLLAGE CERTIFIÉE EST SUPÉRIEURE À 8 618 kg ET INFÉRIEURE À 55 000 kg

Demande de certificat de type présenté le 1^{er} janvier 2006 ou à une date ultérieure et avant le 31 décembre 2020


16.4.1 APPLICATION

Note : — Voir aussi le chapitre 16.1, paragraphe 16.1.10, 16.1.11, 16.1.12 et 16.1.13.

16.4.1.1 Les exigences du présent chapitre à l'exception des avions qui exigent une longueur de piste¹ inférieure ou égale à 610 m à la masse maximale portée au certificat de navigabilité ou des avions à hélices spécialement conçus et utilisés aux fins de l'agriculture ou de la lutte contre les incendies, sont applicables :

- (a) à tous les avions à réaction subsoniques et avions à hélices, versions dérivées comprises, dont la masse maximale au décollage certifiée est égale ou supérieure à 55 000 kg, pour lesquels la demande de certificat de type a été présentée le 1^{er} janvier 2006 ou à une date ultérieure et avant le 31 décembre 2017 ;
- (b) à tous les avions à réaction subsoniques, versions dérivées comprises, dont la masse maximale au décollage certifiée est inférieure à 55 000 kg, pour lesquels la demande de certificat de type a été présentée le 1^{er} janvier 2006 ou à une date ultérieure et avant le 31 décembre 2020 ;

¹ Sans prolongement d'arrêt ni prolongement dégagé.

<p style="text-align: center;">RÉPUBLIQUE DE GUINÉE</p>  <p style="text-align: center;">Autorité Guinéenne de l'Aviation Civile</p>	<p>RAG 16 - PARTIE 1</p> <p>PROTECTION DE L'ENVIRONNEMENT</p> <p>BRUIT DES AÉRONEFS</p>
<p style="text-align: center;"><small>PARTIE 2 – CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AÉRONEFS</small></p>	<p style="text-align: center;"><small>CHAPITRE 16.4 AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES ET AVIONS A HÉLICES DONT LA MASSE MAXIMALE AU DÉCOLLAGE CERTIFIÉE EST ÉGALE OU SUPÉRIEURE A 55.000 kg</small></p>

- (c) à tous les avions à hélices, versions dérivées comprises, dont la masse maximale au décollage certifiée est supérieur à 8 618 kg, et inférieure à 55 000 kg pour lesquels la demande de certificat de type a été présentée le 1^{er} janvier 2006 ou à une date ultérieure et avant le 31 décembre 2020 ;
- (d) à tous les avions à réaction subsoniques et à tous les avions à hélices qui ont été certifiés à l'origine comme étant conformes au présent règlement, chapitre 16.3 ou 16.5, pour lesquels il est demandé une recertification en fonction du chapitre 16.4.

Note. — Des éléments indicatifs sur la recertification figurent dans le Manuel technique environnemental (Doc 9501), Volume I — Procédures de certification acoustique des aéronefs.

16.4.1.2 Indépendamment du paragraphe 16.4.1.1, la République de Guinée peut reconnaître qu'aucune preuve de conformité avec les dispositions des exigences du présent règlement, n'est nécessaire dans les situations ci-après en ce qui concerne les avions à réaction et les avions lourds à hélices :

- (a) vol avec un ou plusieurs trains d'atterrissage rétractables sortis durant la totalité du vol ;
- (b) moteur de rechange et chariot de nacelle extérieurs à l'enveloppe de l'avion (et retour du pylône ou autre mât externe) ;
- (c) changements de moteur et/ou de nacelle à durée limitée, pour lesquels la conception de type précise que l'avion ne peut voler durant une période de plus de quatre-vingt-dix (90) jours s'il n'est pas prouvé que les dispositions du présent règlement, sont respectées pour les changements apportés à la conception de type. Cette prescription ne s'applique qu'aux changements résultant de travaux de maintenance nécessaires.


16.4.2 MESURE DU BRUIT

16.4.2.1 Mesure d'évaluation de bruit.

La mesure d'évaluation du bruit sera le niveau effectif de bruit perçu exprimé en EPNdB, comme il est décrit à l'Appendice 2.

16.4.3 POINTS DE RÉFÉRENCE DE MESURE DU BRUIT

16.4.3.1 Les niveaux de bruit engendrés par un avion et mesurés conformément aux présentes exigences ne devront pas excéder les niveaux maximaux de bruit spécifiés au paragraphe 16.4.4, mesurés aux points spécifiés au chapitre 16.3 paragraphe 16.3.3.1, alinéa (a),(b) et (c).

RÉPUBLIQUE DE GUINÉE  Autorité Guinéenne de l'Aviation Civile	RAG 16 - PARTIE 1 PROTECTION DE L'ENVIRONNEMENT BRUIT DES AÉRONEFS
PARTIE 2 – CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AÉRONEFS	CHAPITRE 16.4 AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES ET AVIONS A HÉLICES DONT LA MASSE MAXIMALE AU DÉCOLLAGE CERTIFIÉE EST ÉGALE OU SUPÉRIEURE A 55.000 kg

16.4.3.2 Points de mesure du bruit pendant les essais

Les dispositions du chapitre 16.3, paragraphe 16.3.3.2 relatives aux points de mesure du bruit pendant les essais s'appliqueront.

16.4.4 NIVEAUX MAXIMAUX DE BRUIT

16.4.4.1 Les niveaux maximaux de bruit autorisés sont définis au chapitre 16.3, paragraphes 16.3.4.1.1, 16.3.4.1.2 et 16.3.4.1.3, et ne seront être dépassés en aucun des points de mesure.

16.4.4.1.1 La somme des différences aux trois points de mesure entre les niveaux maximaux de bruit et les niveaux maximaux de bruit autorisés au Chapitre 16.3, paragraphes 16.3.4.1.1, 16.3.4.1.2 et 16.3.4.1.3, ne sera pas être inférieure à 10 EPNdB.

16.4.4.1.2 La somme des différences en deux points de mesure quelconques entre les niveaux maximaux de bruit et les niveaux maximaux de bruit autorisés correspondants spécifiés au Chapitre 16.3, paragraphes 16.3.4.1.1, 16.3.4.1.2 et 16.3.4.1.3, ne sera pas être inférieure à 2 EPNdB.

Note. — Voir au Supplément A les équations utilisées pour le calcul des niveaux maximaux de bruit autorisés en fonction de la masse au décollage.

16.4.5 PROCÉDURES DE RÉFÉRENCE POUR LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE


Les procédures de référence pour la certification acoustique seront celles qui sont spécifiées au Chapitre 16.3, paragraphe 16.3.6.

16.4.6 PROCÉDURES D'ESSAI

Les procédures d'essai seront celles qui sont spécifiées au Chapitre 16.3, paragraphe 16.3.7.

16.4.7 RECERTIFICATION

En ce qui concerne les aéronefs spécifiés au paragraphe 16.4.1.1, alinéa (c), la recertification sera accordée en partant du principe que les preuves utilisées pour déterminer la conformité au chapitre 16.4 sont aussi satisfaisantes que les preuves associées aux avions spécifiés au paragraphe 16.4.1.1, alinéas (a) et (b).

RÉPUBLIQUE DE GUINÉE  Autorité Guinéenne de l'Aviation Civile	RAG 16 - PARTIE 1 PROTECTION DE L'ENVIRONNEMENT BRUIT DES AÉRONEFS
PARTIE 2 CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AÉRONEFS	CHAPITRE 16.5 : AVIONS À HÉLICES DE PLUS DE 8 618 kg

CHAPITRE 16.5 : AVIONS À HÉLICES DE PLUS DE 8 618 kg

Demande de certificat de type présentée avant le 1^{er} janvier 1985

16.5.1 APPLICATION

Note 1 — Voir également le Chapitre 16.1, paragraphe 16.1.10, 16.1.11, 16.1.12 et 16.1.13.

Note 2. — Voir dans le Supplément E du présent règlement les indications concernant l'interprétation de ces dispositions relatives à l'application.

16.5.1.1 Les exigences définies ci-après ne sont pas applicables :

- (a) aux avions qui exigent une longueur de piste¹ inférieure ou égale à 610 m à la masse maximale de certification de navigabilité ;
- (b) aux avions spécialement conçus pour la lutte contre l'incendie ;
- (c) aux avions spécialement conçus pour l'agriculture ;


16.5.1.2 Les exigences du présent chapitre sont applicables à tous les avions à hélices, y compris leurs versions dérivées, dont la masse maximale au décollage certifiée dépasse 8 618 kg et pour lesquels la demande de certificat de type a été présentée le 6 octobre 1977 ou à une date ultérieure et avant le 1^{er} janvier 1985.

16.5.1.3 Les exigences du chapitre 16.2, à l'exception des dispositions des paragraphes 16.2.1 et 16.2.4.2, sont applicables aux avions à hélices de plus de 8 618 kg pour lesquels la demande de certificat de type a été présentée avant le 6 octobre 1977, et qui sont :

- (a) des versions dérivées pour lesquelles la demande de certification de la modification de la conception de type a été présentée le 6 octobre 1977 ou à une date ultérieure ;
ou
- (b) des avions individuels pour lesquels un certificat de navigabilité a été délivré pour la première fois le 26 novembre 1981 ou à une date ultérieure.

Note. — Bien qu'elles aient été conçues antérieurement pour les avions à réaction subsoniques, les exigences des chapitres 16.2 et 16.3 sont jugées applicables à d'autres types d'avion, quel que soit leur mode de propulsion.

¹. sans prolongement d'arrêt ni prolongement dégagé

<p>RÉPUBLIQUE DE GUINÉE</p>  <p>Autorité Guinéenne de l'Aviation Civile</p>	<p>RAG 16 - PARTIE 1</p> <p>PROTECTION DE L'ENVIRONNEMENT</p> <p>BRUIT DES AÉRONEFS</p>
<p>PARTIE 2</p> <p>CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AÉRONEFS</p>	<p>CHAPITRE 16.5 : AVIONS À HÉLICES DE PLUS DE 8 618 kg</p>

16.5.1.4 Indépendamment des paragraphes 16.5.1.2 et 16.5.1.3, la République de Guinée peut reconnaître qu'aucune preuve de conformité avec les dispositions du présent règlement, n'est nécessaire dans les situations ci-après en ce qui concerne les avions à réaction, et les avions à hélices dont la masse maximale au décollage certifiée dépasse 8 618 kg, qui sont inscrits sur son registre:

- (a) vol avec un ou plusieurs trains d'atterrissage rétractables sortis durant la totalité du vol ;
- (b) moteur de rechange et chariot de nacelle extérieurs à l'enveloppe de l'avion (et retour du pylône ou autre mât externe) ;
- (c) changements de moteur et/ou de nacelle à durée limitée, pour lesquels la conception de type précise que l'avion ne peut voler durant une période de plus de 90 jours s'il n'est pas prouvé que les dispositions du présent règlement, sont respectées pour les changements apportés à la conception de type. Cette prescription ne s'applique qu'aux changements résultant de travaux de maintenance nécessaires.

16.5.2 MESURE DU BRUIT

16.5.2.1 Mesure d'évaluation du bruit.


La mesure d'évaluation du bruit sera le niveau de bruit perçu exprimé en EPNdB, comme il est indiqué à l'Appendice 2.

16.5.3 POINTS DE MESURE DU BRUIT

16.5.3.1 Points de référence de mesure du bruit

Les niveaux de bruit engendrés par un avion et mesurés conformément aux présentes exigences ne devront pas excéder les niveaux spécifiés du paragraphe 16.5.4, aux points ci-après:

- (a) *point de référence de détermination du bruit latéral* : point situé sur une parallèle à l'axe de piste à 450 m de cet axe ou de son prolongement, où le niveau de bruit au décollage est maximal ;
- (b) *point de référence de détermination du bruit au survol* : point situé sur le prolongement de l'axe de piste, à une distance de 6,5 km du début du roulement au décollage ;
- (c) *point de référence de détermination du bruit à l'approche* : point au sol, situé sur le prolongement de l'axe de la piste à 2 000 m du seuil ; sur terrain plat, ce point est situé à 120 m (394 ft) au-dessous d'une pente de descente de 3° ayant son origine en un point situé à 300 m au-delà du seuil.

RÉPUBLIQUE DE GUINÉE  Autorité Guinéenne de l'Aviation Civile	RAG 16 - PARTIE 1 PROTECTION DE L'ENVIRONNEMENT BRUIT DES AÉRONEFS
PARTIE 2 CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AÉRONEFS	CHAPITRE 16.5 : AVIONS À HÉLICES DE PLUS DE 8 618 kg

16.5.3.2 Points de mesure du bruit pendant les essais

16.5.3.2.1 Si les points de mesure du bruit ne sont pas situés aux points de référence de détermination du bruit, les corrections dues aux différences de position de ces points devront être effectuées de la même manière que les corrections concernant les différences entre les trajectoires d'essai et les trajectoires de référence.


16.5.3.2.2 Un nombre suffisant de points de mesure du bruit latéral devront être utilisés pour démontrer au service de certification que le niveau maximal de bruit sur l'axe latéral approprié a été déterminé clairement. Il sera procédé à des mesures simultanées en un point de mesure du bruit pendant les essais occupant une position symétrique par rapport à l'axe de piste.

16.5.3.2.3 Le postulant devra démontrer au service de certification que durant les essais, les niveaux de bruit en latéral et au cours du survol ne sont pas optimisés séparément.

16.5.4 NIVEAUX MAXIMAUX DE BRUIT

Les niveaux maximaux de bruit, déterminés conformément à la méthode d'évaluation du bruit exposée à l'Appendice 2, ne dépasseront pas les valeurs ci-après :

- (a) *au point de référence de détermination du bruit latéral* : limite constante de 96 EPNdB pour les avions dont la masse maximale au décollage pour laquelle la certification acoustique est demandée est égale ou inférieure à 34 000 kg, cette valeur augmentant linéairement avec le logarithme de la masse de l'avion à raison de 2 EPNdB chaque fois que la masse est doublée, pour atteindre la limite supérieure de 103 EPNdB, cette limite demeurant ensuite constante ;
- (b) *au point de référence de détermination du bruit au survol* : limite constante de 89 EPNdB pour les avions dont la masse maximale au décollage pour laquelle la certification acoustique est demandée est égale ou inférieure à 34 000 kg, cette valeur augmentant linéairement avec le logarithme de la masse de l'avion à raison de 5 EPNdB chaque fois que la masse est doublée, pour atteindre la limite supérieure de 106 EPNdB, cette limite demeurant ensuite constante ;
- (c) *au point de référence de détermination du bruit à l'approche* : limite constante de 98 EPNdB pour les avions dont la masse maximale au décollage pour laquelle la certification acoustique est demandée est égale ou inférieure à 34 000 kg, cette valeur augmentant linéairement avec le logarithme de la masse de l'avion à raison de 2 EPNdB chaque fois que la masse est doublée, pour atteindre la limite supérieure de 105 EPNdB, cette limite demeurant ensuite constante.

RÉPUBLIQUE DE GUINÉE  Autorité Guinéenne de l'Aviation Civile	RAG 16 - PARTIE 1 PROTECTION DE L'ENVIRONNEMENT BRUIT DES AÉRONEFS
PARTIE 2 CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AÉRONEFS	CHAPITRE 16.5 : AVIONS À HÉLICES DE PLUS DE 8 618 kg

Note. — Voir au Supplément A du présent règlement les équations utilisées pour le calcul des niveaux maximum de bruit autorisés en fonction de la masse au décollage.

16.5.5 COMPENSATION

Si le niveau de bruit maximal en un ou deux points de mesure excède le niveau maximal :

- (a) la somme des dépassements n'excédera pas 3 EPNdB ;
- (b) tout dépassement éventuel en un point donné ne sera pas supérieur à 2 EPNdB ;
- (c) les dépassements éventuels seront compensés par une diminution correspondante à l'autre ou aux autres points.

16.5.6 PROCÉDURES DE RÉFÉRENCE POUR LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE

16.5.6.1 Conditions générales

16.5.6.1.1 Les procédures de référence devront satisfaire aux exigences des règlements de navigabilité.

16.5.6.1.2 Les calculs des procédures et des trajectoires de référence seront approuvés par le service de certification.


16.5.6.1.3 Les procédures de référence de décollage et d'approche seront respectivement celles qui sont définies aux paragraphes 16.5.6.2 et 16.5.6.3, sauf pour le cas envisagé au paragraphe 16.5.6.1.4.

16.5.6.1.4 Si le postulant montre que les caractéristiques de conception de l'avion sont telles que l'avion ne peut pas voler en accord avec les paragraphes 16.5.6.2 et 16.5.6.3, les procédures de référence devront :

- (a) ne s'écarter des procédures de référence définies aux paragraphes 16.5.6.2 et 16.5.6.3, que dans la mesure où les caractéristiques de conception rendent impossible l'emploi de ces procédures ;
- (b) être approuvées par le service de certification.

16.5.6.1.5 Les procédures de référence seront calculées dans les conditions atmosphériques de référence ci-après :

- (a) pression atmosphérique au niveau de la mer 1 013,25 hPa ;
- (b) température de l'air ambiant : 25 °C (soit ISA + 10 °C) mais à la discrétion des autorités de certification, on peut utiliser une température de référence de l'air ambiant de 15 °C (soit ISA) ;


<p>RÉPUBLIQUE DE GUINÉE</p>  <p>Autorité Guinéenne de l'Aviation Civile</p>	<p>RAG 16 - PARTIE 1</p> <p>PROTECTION DE L'ENVIRONNEMENT</p> <p>BRUIT DES AÉRONEFS</p>
<p><i>PARTIE 2</i></p> <p>CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AÉRONEFS</p>	<p>CHAPITRE 16.5 : AVIONS À HÉLICES DE PLUS DE 8 618 kg</p>

- (c) humidité relative : 70 % ;
- (d) vent nul.

16.5.6.2 Procédure de référence au décollage

La trajectoire de décollage sera être calculée comme suit :

- (a) la puissance de décollage moyenne sera utilisée à partir du début du décollage jusqu'au point où l'avion atteint au moins la hauteur au-dessus du niveau de la piste indiquée ci-après. La puissance de décollage utilisée sera le maximum disponible pour les opérations normales qui est indiqué dans la section du manuel de vol de l'avion relative aux performances, pour les conditions atmosphériques de référence données paragraphe 16.5.6.1.5
 - (1) avions monomoteurs ou bimoteurs — 300 m (984 ft) ;
 - (2) avions trimoteurs — 260 m (853 ft) ;
 - (3) avions équipés de quatre moteurs ou plus — 210 m (689 ft) ;
- (b) une fois que l'avion aura atteint la hauteur spécifiée à l'alinéa (a) ci-dessus, la puissance ne sera pas réduite à une valeur inférieure à celle qui permet de maintenir :
 - (1) une pente de montée de 4 % ; ou
 - (2) dans le cas des avions multimoteurs, le vol en palier avec un moteur hors de fonctionnement ; si la valeur de la puissance nécessaire dans ce dernier cas est supérieure à la précédente ;
- (c) la vitesse sera la vitesse de montée au décollage avec tous les moteurs en fonctionnement qui sera choisie par le postulant pour être utilisée en vol normal, elle sera au moins égale à $V_2 + 19$ km/h ($V_2 + 10$ kt), sera atteinte aussitôt que possible après le déjaugage et sera maintenue tout au long de l'essai de certification acoustique au décollage ;
- (d) une configuration de décollage constante choisie par le postulant sera maintenue pendant toute la durée de la procédure de référence de décollage ; le train d'atterrissage pourra toutefois être relevé ;
- (e) la masse de l'avion au moment du lâcher des freins sera la masse maximale au décollage à laquelle la certification acoustique est demandée.

<p>RÉPUBLIQUE DE GUINÉE</p>  <p>Autorité Guinéenne de l'Aviation Civile</p>	<p>RAG 16 - PARTIE 1</p> <p>PROTECTION DE L'ENVIRONNEMENT</p> <p>BRUIT DES AÉRONEFS</p>
<p><i>PARTIE 2</i></p> <p>CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AÉRONEFS</p>	<p>CHAPITRE 16.5 : AVIONS À HÉLICES DE PLUS DE 8 618 kg</p>

16.5.6.3 Procédure de référence d'approche

La trajectoire de référence d'approche sera être calculée comme suit :

- (a) l'avion vole en régime stabilisé, suivant un angle de descente de 3° ;
- (b) l'approche sera effectuée à une vitesse constante au moins égale à 1,3 VS + 19 km/h (1,3 VS + 10 kt), à puissance constante pendant l'approche et au-dessus du point de mesure et elle sera poursuivie jusqu'à l'atterrissage normal ;
- (c) la configuration constante de l'avion à l'approche, utilisée dans les essais de certification de navigabilité, mais avec train sorti, sera maintenue pendant toute la procédure de référence d'approche ;
- (d) la masse de l'avion au toucher des roues sera la masse maximale à l'atterrissage permise par la configuration d'approche définie au paragraphe 16.5.6.3, alinéa c), pour laquelle la certification acoustique est demandée ;
- (e) la configuration la plus critique (celle qui produit les niveaux de bruit les plus élevés) à la masse pour laquelle la certification est demandée, devrait être utilisée.

16.5.7 PROCÉDURES D'ESSAI

16.5.7.1 Les procédures d'essai devront être acceptables pour le service de certification de navigabilité et le service de certification acoustique de l'État qui délivre le certificat.

16.5.7.2 Les procédures d'essai et les mesures du bruit seront être effectuées et traitées d'une manière approuvée pour donner la mesure d'évaluation du bruit désignée sous le nom de niveau effectif de bruit perçu (EPNL), exprimé en unités EPNdB, comme le décrit l'Appendice 2.

16.5.7.3 Les données acoustiques seront ramenées, par les méthodes indiquées dans l'Appendice 2 aux conditions de référence spécifiées dans le présent chapitre. Les ajustements de vitesse et de poussée seront effectués de la façon décrite à la section 8 de l'Appendice 2.

16.5.7.4 Si la masse pendant l'essai est différente de la masse pour laquelle la certification acoustique est demandée, l'ajustement à apporter à l'EPNL n'excédera pas 2 EPNdB pour les décollages et 1 EPNdB pour les approches. Les données approuvées par le service de certification devront être utilisées pour déterminer la variation de l'EPNL en fonction de la masse à la fois pour les conditions d'approche et celles de décollage. De même, l'ajustement à apporter à l'EPNL n'excédera pas 2 EPNdB pour les écarts de la trajectoire d'approche par rapport à la trajectoire de référence.

16.5.7.5 Pour les conditions d'approche, les procédures d'essai seront acceptées si l'avion suit un angle de descente constant de $3^\circ \pm 0,5^\circ$.



16.5.7.6 Si l'on utilise des procédures d'essai équivalentes qui diffèrent des procédures de référence, les procédures d'essai et toutes les méthodes employées pour ajuster les résultats en fonction des procédures de référence seront approuvées par le service de certification. Les ajustements ne dépasseront pas 16 EPNdB au décollage et 8 EPNdB à l'approche et, s'ils dépassent respectivement 8 EPNdB et 4 EPNdB, les valeurs obtenues ne seront pas inférieures de moins de 2 EPNdB aux niveaux de bruit limites spécifiés au paragraphe 16.5.4.

Note. — Des éléments indicatifs sur l'emploi des procédures équivalentes figurent dans le Manuel technique environnemental des procédures de certification acoustique des aéronefs (Doc 9501), Volume I.

RÉPUBLIQUE DE GUINÉE  Autorité Guinéenne de l'Aviation Civile	RAG 16 - PARTIE 1 PROTECTION DE L'ENVIRONNEMENT BRUIT DES AÉRONEFS
PARTIE 2 CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AÉRONEFS	CHAPITRE 16.6 : AVIONS À HÉLICES DONT LA MASSE NE DÉPASSE PAS 8.618kg

CHAPITRE 16.6 :

AVIONS À HÉLICES DONT LA MASSE NE DÉPASSE PAS 8 618 kg

Demande de certificat de type présentée avant le 17 Novembre 1988.

16.6.1 APPLICATION

Note 1. — Voir également le Chapitre 16.1, paragraphe 16.1.10, 16.1.11, 16.1.12 et 16.1.13.

Note 2. — Voir dans le Supplément E du présent règlement les indications concernant l'interprétation de ces dispositions relatives à l'application.

Les exigences du présent chapitre seront applicables à tous les avions à hélices dont la masse maximale au décollage certifiée ne dépasse pas 8 618 kg, à l'exception des avions spécialement conçus pour l'acrobatie ou affectés au travail agricole ou à la lutte contre les incendies et pour lesquels :

- (a) la demande de certificat de type a été présentée le 1^{er} janvier 1975 ou à une date ultérieure et avant le 17 novembre 1988, sauf en ce qui concerne les versions dérivées pour lesquelles la demande de certification de la modification de la conception de type a été présentée le 17 novembre 1988 ou à une date ultérieure, auquel cas les exigences du Chapitre 16.10 s'appliqueront ; ou
- (b) un premier certificat de type individuel a été délivré le 1^{er} janvier 1980 ou à une date ultérieure.

16.6.2 MESURE D'ÉVALUATION DU BRUIT

On utilisera, pour la mesure d'évaluation du bruit, le niveau global pondéré de pression acoustique défini dans la publication n° 179¹ de la Commission Électrotechnique Internationale(CEI). La pondération appliquée à chaque composante sinusoïdale de pression acoustique sera donnée en fonction de la fréquence par la courbe type de référence dite « A ».

1. Amendée. On peut se la procurer au Bureau central de la Commission électrotechnique internationale, 3, rue de Varembe, Genève (Suisse).



16.6.3 NIVEAUX MAXIMAUX DE BRUIT

Dans le cas des avions visés au paragraphe 16.6.1, alinéas a) et b), les niveaux maximaux de bruit, déterminés conformément à la méthode d'évaluation du bruit exposée à l'Appendice 3, ne dépasseront pas les niveaux suivants :

- une limite constante de 68 dB(A) pour les avions dont la masse ne dépasse pas 600 kg, cette limite variant linéairement avec la masse à partir de ce point jusqu'à 1 500 kg, la limite devenant alors constante à 80 dB(A) jusqu'à 8 618 kg.

Note 1. — Lorsqu'un avion est assujéti aux dispositions du Chapitre 16.10, paragraphe 16.10.1.2, la limite de 80 dB(A) s'applique jusqu'à 8 618 kg.

Note 2. — Voir au Supplément A les équations utilisées pour le calcul des niveaux maximaux de bruit autorisés en fonction de la masse au décollage.

16.6.4 PROCÉDURE DE RÉFÉRENCE POUR LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE

La procédure de référence sera calculée dans les conditions atmosphériques de référence suivantes :

- (a) pression atmosphérique au niveau de la mer : 1 013,25 hPa ;
- (b) température de l'air ambiant : 25 °C (soit ISA + 10 °C).

16.6.5 PROCÉDURES D'ESSAI

16.6.5.1 On utilisera soit les procédures d'essai décrites aux paragraphes 16.6.5.2 et 16.6.5.3, soit des procédures d'essai équivalentes approuvées par le service de certification.

16.6.5.2 Les essais destinés à démontrer la conformité avec les niveaux maximaux de bruit paragraphe 16.6.3 comprendront une série de passages en palier à la verticale de la station, à une hauteur de :

$$300 \begin{matrix} +10 \\ -30 \end{matrix} \text{ m (985 } \begin{matrix} +30 \\ -100 \end{matrix} \text{ ft)}$$

L'avion passera au-dessus du point de mesure à $\pm 10^\circ$ de la verticale.

16.6.5.3 Le survol sera exécuté à la puissance maximale dans la gamme des puissances normales d'utilisation², à vitesse anémométrique stabilisée et en configuration de croisière.


Note. — Des éléments indicatifs sur l'emploi des procédures équivalentes figurent dans le Manuel technique environnemental (Doc 9501), Volume I — Procédures de certification acoustique des aéronefs.

² Celle-ci devrait être indiquée dans le manuel de vol de l'avion et sur les instruments de bord.



CHAPITRE 16.7 : ADACS À HÉLICES

Note. — Les exigences destinées au présent chapitre n'ont pas encore été élaborées. En attendant, les éléments indicatifs du Supplément B peuvent être utilisés pour la certification acoustique des adacs à hélices pour lesquels le premier certificat individuel de navigabilité a été délivré depuis le 1^{er} janvier 1976.

RÉPUBLIQUE DE GUINÉE  Autorité Guinéenne de l'Aviation Civile	RAG 16 - PARTIE 1 PROTECTION DE L'ENVIRONNEMENT BRUIT DES AÉRONEFS
PARTIE 2 CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AÉRONEFS	CHAPITRE 16.8 : HÉLICOPTÈRES

CHAPITRE 16.8 : HÉLICOPTÈRES

16.8.1 APPLICATION

Note 1. — Voir également le Chapitre 16.1, paragraphe 16.1.10, 16.1.11, 16.1.12 et 16.1.13.

16.8.1.1 Les exigences du présent chapitre seront applicables à tous les hélicoptères visés par les dispositions des paragraphes 16.8.1.2 à 16.8.1.4 à l'exception de ceux qui sont conçus exclusivement pour des travaux agricoles, pour la lutte contre l'incendie ou pour le transport de charges externes.

16.8.1.2 Dans le cas d'un hélicoptère pour lequel la demande de certificat de type aura été présentée le 1^{er} janvier 1985 ou à une date ultérieure, à l'exception des hélicoptères spécifiés au paragraphe 16.8.1.4, les niveaux de bruit indiqués au paragraphe 16.8.4.1 s'appliqueront.

16.8.1.3 Dans le cas d'une version dérivée d'un hélicoptère pour laquelle une demande de modification de type aura été présentée le 17 novembre 1988 ou à une date ultérieure, à l'exception des hélicoptères spécifiés au paragraphe 16.8.1.4, les niveaux de bruit indiqués au paragraphe 16.8.4.1 s'appliqueront.

16.8.1.4 Dans le cas de tous les hélicoptères, y compris les versions dérivées, pour lesquels la demande de certificat de type aura été présentée le 21 mars 2002 ou à une date ultérieure, les niveaux de bruit indiqués au paragraphe 16.8.4.2 s'appliqueront.


16.8.1.5 La certification des hélicoptères qui sont capables de transporter des charges externes ou de l'équipement externe sera effectuée sans charge ni équipement.

Note. — Les hélicoptères qui se conforment aux exigences lorsqu'ils transportent des charges internes peuvent bénéficier d'une exemption lorsqu'ils transportent des charges externes ou de l'équipement externe, si ce transport se fait dans des conditions telles que la masse brute ou d'autres paramètres d'exploitation dépassent ceux qui font l'objet du certificat de navigabilité pour le transport de charges internes.

16.8.1.6 Un postulant visé au paragraphe 16.8.1.1 peut choisir, comme solution de rechange, de démontrer la conformité au Chapitre 11 au lieu du chapitre 16.8 si l'hélicoptère a une masse maximale au décollage certifiée égale ou inférieure à 3 175 kg.

16.8.2 MESURE D'ÉVALUATION DU BRUIT

La mesure d'évaluation du bruit sera le niveau effectif de bruit perçu, exprimé en EPNdB, décrit à l'Appendice 2.


RÉPUBLIQUE DE GUINÉE  Autorité Guinéenne de l'Aviation Civile	RAG 16 - PARTIE 1 PROTECTION DE L'ENVIRONNEMENT BRUIT DES AÉRONEFS
PARTIE 2 CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AÉRONEFS	CHAPITRE 16.8 : HÉLICOPTÈRES

16.8.3 POINTS DE RÉFÉRENCE DE MESURE DU BRUIT

Les niveaux de bruit engendrés par un hélicoptère et mesurés conformément aux présentes exigences n'excéderont pas les niveaux spécifiés du paragraphe 16.8.4, aux points ci-après :

- (a) *Points de référence de mesure du bruit au décollage*
 - (1) un point de référence de la trajectoire de vol situé au sol sur la projection de la trajectoire de vol définie dans la procédure de décollage de référence et horizontalement à 500 m dans la direction du vol, du point auquel la montée est amorcée dans la procédure de référence (voir paragraphe 16.8.6.2);
 - (2) deux autres points au sol disposés symétriquement à 150 m de part et d'autre de la trajectoire de vol définie dans la procédure de décollage de référence et situés sur une ligne passant par le point de référence de la trajectoire de vol.
- (b) *Points de référence de mesure du bruit au survol*
 - (1) un point de référence de la trajectoire de vol situé à 150 m (492 ft) au-dessous de la trajectoire de vol définie dans la procédure de survol de référence (voir paragraphe 16.8.6.3.1) ;
 - (2) deux autres points au sol disposés symétriquement à 150 m de part et d'autre de la trajectoire de vol définie dans la procédure d'approche de référence et situés sur une ligne passant par le point de référence de la trajectoire de vol.
- (c) *Points de référence de mesure du bruit à l'approche*
 - (1) un point de référence de la trajectoire de vol situé au sol à 120 m (394 ft) au-dessous de la trajectoire de vol définie dans la procédure d'approche de référence (voir paragraphe 16.8.6.4). Sur terrain plat, le point est situé à 140 m de l'intersection de la pente d'approche de 6° et du plan du sol ;
 - (2) deux autres points au sol disposés symétriquement à 150 m de part et d'autre de la trajectoire de vol définie dans la procédure de survol de référence et situés sur une ligne passant par le point de référence de la trajectoire de vol.

Note. — Voir le Supplément H du présent règlement : Lignes inclinées directrices pour l'obtention de données sur le bruit des hélicoptères aux fins de la planification de l'utilisation des terrains, où sont définies des procédures supplémentaires acceptables pour la production de données relatives à la planification de l'utilisation des terrains.

<p>RÉPUBLIQUE DE GUINÉE</p>  <p>Autorité Guinéenne de l'Aviation Civile</p>	<p>RAG 16 - PARTIE 1</p> <p>PROTECTION DE L'ENVIRONNEMENT</p> <p>BRUIT DES AÉRONEFS</p>
<p><small>PARTIE 2</small></p> <p><small>CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AÉRONEFS</small></p>	<p><small>CHAPITRE 16.8 : HÉLICOPTÈRES</small></p>

16.8.4 NIVEAUX MAXIMAUX DE BRUIT

16.8.4.1 Pour les hélicoptères visés aux paragraphes 16.8.1.2 et 16.8.1.3, les niveaux maximaux de bruit déterminés conformément à la méthode d'évaluation du bruit décrite à l'Appendice 2, ne dépasseront pas les valeurs ci-après :

16.8.4.1.1 **Pour le décollage** : 109 EPNdB pour les hélicoptères dont la masse maximale au décollage certifiée pour laquelle une certification acoustique est demandée est supérieure ou égale à 80 000 kg, cette valeur décroissant linéairement avec le logarithme de la masse de l'hélicoptère à raison de 3 EPNdB chaque fois que la masse diminue de moitié, pour atteindre la limite inférieure de 89 EPNdB, cette limite demeurant ensuite constante.

16.8.4.1.2 **Pour le survol** : 108 EPNdB pour les hélicoptères dont la masse maximale au décollage certifiée pour laquelle une certification acoustique est demandée est supérieure ou égale à 80 000 kg, cette valeur décroissant linéairement avec le logarithme de la masse de l'hélicoptère à raison de 3 EPNdB chaque fois que la masse diminue de moitié, pour atteindre la limite inférieure de 88 EPNdB, cette limite demeurant ensuite constante.


16.8.4.1.3 **Pour l'approche** : 110 EPNdB pour les hélicoptères dont la masse maximale au décollage certifiée pour laquelle une certification acoustique est demandée est supérieure ou égale à 80 000 kg, cette valeur décroissant linéairement avec le logarithme de la masse de l'hélicoptère à raison de 3 EPNdB chaque fois que la masse diminue de moitié, pour atteindre la limite inférieure de 90 EPNdB, cette limite demeurant ensuite constante.

Note. — Voir au Supplément A du présent règlement, les équations utilisées pour le calcul des niveaux maximaux de bruit autorisés en fonction de la masse au décollage.

16.8.4.2 Dans le cas des hélicoptères spécifiés au paragraphe 16.8.1.4, les niveaux maximaux de bruit, déterminés conformément à la méthode d'évaluation du bruit décrite à l'Appendice 2, ne dépasseront pas les valeurs ci-après :

16.8.4.2.1 **Pour le décollage** : 106 EPNdB pour les hélicoptères dont la masse maximale au décollage certifiée pour laquelle une certification acoustique est demandée est supérieure ou égale à 80 000 kg, cette valeur décroissant linéairement avec le logarithme de la masse de l'hélicoptère à raison de 3 EPNdB chaque fois que la masse diminue de moitié, pour atteindre la limite inférieure de 86 EPNdB, cette limite demeurant ensuite constante.

16.8.4.2.2 **Pour le survol** : 104 EPNdB pour les hélicoptères dont la masse maximale au décollage certifiée pour laquelle une certification acoustique est demandée est supérieure ou égale à 80 000 kg, cette valeur décroissant linéairement avec le logarithme de la masse de

RÉPUBLIQUE DE GUINÉE  Autorité Guinéenne de l'Aviation Civile	RAG 16 - PARTIE 1 PROTECTION DE L'ENVIRONNEMENT BRUIT DES AÉRONEFS
PARTIE 2 CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AÉRONEFS	CHAPITRE 16.8 : HÉLICOPTÈRES

l'hélicoptère à raison de 3 EPNdB chaque fois que la masse diminue de moitié, pour atteindre la limite inférieure de 84 EPNdB, cette limite demeurant ensuite constante.

16.8.4.2.3 **Pour l'approche** : 109 EPNdB pour les hélicoptères dont la masse maximale au décollage certifiée pour laquelle une certification acoustique est demandée est supérieure ou égale à 80 000 kg, cette valeur décroissant linéairement avec le logarithme de la masse de l'hélicoptère à raison de 3 EPNdB chaque fois que la masse diminue de moitié, pour atteindre la limite inférieure de 89 EPNdB, cette limite demeurant ensuite constante.

16.8.5 COMPENSATIONS

Si les limites de niveau de bruit sont dépassées en un ou deux points de mesure :

- (a) la somme des dépassements n'excédera pas 4 EPNdB ;
- (b) tout dépassement éventuel en un seul point ne sera pas supérieur à 3 EPNdB ;
- (c) les dépassements éventuels seront compensés par une diminution correspondante à l'autre ou aux autres points.

16.8.6 PROCÉDURES DE RÉFÉRENCE POUR LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE

16.8.6.1 Conditions Générales


16.8.6.1.1 Les procédures de référence devront satisfaire aux spécifications de navigabilité appropriées.

16.8.6.1.2 Les procédures et trajectoires de vol de référence seront approuvées par le service de certification.

16.8.6.1.3 Sauf dans le cas envisagé au paragraphe 16.8.6.1.4, les procédures de référence au décollage, au survol et à l'approche seront respectivement celles qui sont définies aux paragraphes 16.8.6.2, 16.8.6.3 ou 16.8.6.4.

16.8.6.1.4 Si le postulant montre que les caractéristiques de conception de l'hélicoptère ne permettent pas que le vol soit exécuté conformément aux dispositions des paragraphes 16.8.6.2, 16.8.6.3 ou 16.8.6.4., les procédures de référence devront :

- (a) ne s'écarter des procédures de référence définies aux paragraphes 16.8.6.2, 16.8.6.3 ou 16.8.6.4 que dans la mesure où des caractéristiques de conception rendent impossible l'application des procédures de référence ;
- (b) être approuvées par le service de certification.

<p>RÉPUBLIQUE DE GUINÉE</p>  <p>Autorité Guinéenne de l'Aviation Civile</p>	<p>RAG 16 - PARTIE 1</p> <p>PROTECTION DE L'ENVIRONNEMENT</p> <p>BRUIT DES AÉRONEFS</p>
<p><i>PARTIE 2</i></p> <p>CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AÉRONEFS</p>	<p>CHAPITRE 16.8 : HÉLICOPTÈRES</p>

16.8.6.1.5 Les procédures de référence devront être établies pour les conditions atmosphériques de référence suivantes :


- (a) pression atmosphérique au niveau de la mer : 1 013,25 hPa ;
- (b) température de l'air ambiant : 25 °C (soit ISA + 10 °C) ;
- (c) humidité relative : 70 % ;
- (d) vent nul.

16.8.6.1.6 La valeur maximale d'utilisation normale dont il est question aux paragraphes 16.8.6.2, alinéa (c), 16.8.6.3.1, alinéa (c), et 16.8.6.4, alinéa c) sera égale à la vitesse de rotor la plus élevée pour chaque procédure de référence, correspondant à la limite de navigabilité imposée par le constructeur et approuvée par le service de certification. S'il est spécifié une tolérance pour la vitesse de rotor la plus élevée, la vitesse maximale d'utilisation normale du rotor sera égale à la vitesse la plus élevée par rapport à laquelle cette tolérance est indiquée. Si la vitesse du rotor est liée automatiquement au régime de vol, c'est la vitesse maximale d'utilisation normale du rotor correspondant au régime de vol de référence qui sera retenue pour la procédure de certification acoustique. Si la vitesse du rotor peut être modifiée par intervention du pilote, on retiendra la vitesse maximale d'utilisation normale du rotor que spécifie la section des limitations du manuel de vol pour les conditions de référence durant la procédure de certification acoustique.

16.8.6.2 Procédure de référence au décollage

La trajectoire de vol de référence au décollage sera établie comme suit :

- (a) l'hélicoptère sera stabilisé à la puissance maximale de décollage correspondant à la puissance installée minimale spécifiée disponible dans les conditions ambiantes de référence, ou au couple limite de la boîte de transmission si la puissance correspondante est inférieure, et sur une trajectoire commençant en un point situé à 500 m en amont du point de référence de la trajectoire de vol, à 20 m (65 ft) au-dessus du sol ;
- (b) pendant toute la procédure de référence au décollage on maintiendra la vitesse V_y correspondant à la vitesse ascensionnelle optimale, ou la vitesse minimale approuvée pour la montée après décollage, si cette dernière est supérieure à V_y ;
- (c) pour la montée en régime stabilisé, le régime du rotor sera stabilisé à la valeur maximale d'utilisation normale certifiée pour le décollage ;

<p>RÉPUBLIQUE DE GUINÉE</p>  <p>Autorité Guinéenne de l'Aviation Civile</p>	<p>RAG 16 - PARTIE 1</p> <p>PROTECTION DE L'ENVIRONNEMENT</p> <p>BRUIT DES AÉRONEFS</p>
<p>PARTIE 2</p> <p>CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AÉRONEFS</p>	<p>CHAPITRE 16.8 : HÉLICOPTÈRES</p>

- (d) une configuration constante de décollage choisie par le postulant sera maintenue pendant toute la procédure de référence au décollage, la position du train d'atterrissage étant compatible avec les essais de certification de navigabilité pour l'établissement de la vitesse correspondant à la meilleure vitesse ascensionnelle V_y ;
- (e) la masse de l'hélicoptère sera la masse maximale au décollage pour laquelle la certification acoustique est demandée ;
- (f) la trajectoire de décollage de référence est définie comme un segment de droite incliné à partir du point de départ (500 m en amont de l'emplacement du microphone central et 20 m [65 ft] au-dessus du niveau du sol) à un angle déterminé par le taux de montée optimal et V_y pour les performances minimales spécifiées du moteur.

16.8.6.3 Procédure de référence au survol


16.8.6.3.1 La procédure de référence au survol sera établie comme suit :

- (a) l'hélicoptère sera stabilisé en vol en palier à la verticale du point de référence de la trajectoire de vol à une hauteur de 150 m (492 ft) ;
- (b) la plus faible des vitesses ci-après sera maintenue pendant toute la procédure de référence au survol : $0,9 V_H$, $0,9 V_{NE}$, $0,45 V_H + 120 \text{ km/h}$ ($0,45 V_H + 65 \text{ kt}$) ou $0,45 V_{NE} + 120 \text{ km/h}$ ($0,45 V_{NE} + 65 \text{ kt}$) ;

Note. — Aux fins de la certification acoustique, V_H est définie comme étant la vitesse propre de vol en palier obtenue en utilisant le couple correspondant à la puissance maximale continue (puissance minimale installée) disponible dans les conditions ambiantes suivantes : pression normale au niveau de la mer (1 013,25 hPa) et 25 °C à la masse maximale certifiée pertinente. V_{NE} est définie comme étant la vitesse aérodynamique de navigabilité à ne pas dépasser imposée par le constructeur et approuvée par le service de certification.

- (c) au survol, le régime du rotor sera stabilisé à la valeur maximale d'utilisation normale certifiée pour le vol en palier ;
- (d) l'hélicoptère sera en configuration de croisière ;
- (e) la masse de l'hélicoptère sera la masse maximale au décollage pour laquelle la certification acoustique est demandée.

16.8.6.3.2 La valeur de V_H et V_{NE} utilisée pour la certification acoustique sera indiquée dans le manuel de vol approuvé.

RÉPUBLIQUE DE GUINÉE  Autorité Guinéenne de l'Aviation Civile	RAG 16 - PARTIE 1 PROTECTION DE L'ENVIRONNEMENT BRUIT DES AÉRONEFS
PARTIE 2 CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AÉRONEFS	CHAPITRE 16.8 : HÉLICOPTÈRES

16.8.6.4 Procédure de référence à l'approche

La procédure de référence à l'approche sera établie comme suit :

- (a) l'hélicoptère sera stabilisé et suivra une pente d'approche de 6,0° ;
- (b) l'approche sera effectuée à une vitesse stabilisée égale à la vitesse correspondant à la meilleure vitesse ascensionnelle V_y ou à la vitesse minimale approuvée pour l'approche, si cette dernière est supérieure à V_y . La puissance sera stabilisée pendant l'approche et au-dessus du point de référence de la trajectoire de vol, et l'approche se poursuivra jusqu'au toucher des roues normal ;
- (c) pendant l'approche, le régime du rotor sera stabilisé à la valeur maximale d'utilisation normale certifiée pour l'approche ;
- (d) la configuration d'approche constante utilisée pour les essais de certification de navigabilité, train d'atterrissage sorti, sera maintenue pendant toute la procédure de référence à l'approche ;
- (e) la masse de l'hélicoptère au toucher des roues sera la masse maximale à l'atterrissage pour laquelle la certification acoustique est demandée.

16.8.7 PROCÉDURES D'ESSAI

16.8.7.1 Les procédures d'essai devront être acceptables pour l'AGAC.

16.8.7.2 Les procédures d'essai et les mesures du bruit seront exécutées et traitées d'une manière approuvée pour donner la mesure d'évaluation du bruit désignée sous le nom de niveau effectif de bruit perçu (EPNL), exprimé en unités EPNdB, comme le décrit l'Appendice 2.

16.8.7.3 Les conditions et procédures d'essai seront analogues aux conditions et procédures de référence, sinon les données acoustiques seront ramenées par les méthodes décrites dans l'Appendice 2 aux conditions et procédures de référence spécifiées dans le présent chapitre.

16.8.7.4 Les ajustements destinés à tenir compte des différences entre les procédures d'essai et les procédures de référence ne dépasseront pas :

- (a) *pour le décollage* : 4,0 EPNdB la somme arithmétique de Δ_1 et du terme $-7,5 \log(QK/Q_rK_r)$ de Δ_2 ne devant pas dépasser 2,0 EPNdB ;
- (b) *pour le survol ou l'approche* : 2,0 EPNdB.

16.8.7.5 Au cours de l'essai, le régime moyen du rotor ne s'écartera pas du régime maximal normal de plus de $\pm 1,0$ % pendant la période où le niveau de bruit est de 10 dB au-dessous du maximum.

16.8.7.6 La vitesse aérodynamique de l'hélicoptère ne s'écartera pas de plus de ± 9 km/h (± 5 kt) de la vitesse de référence appropriée à la démonstration en vol pendant toute la période où le niveau de bruit est de 10 dB au-dessous du maximum.

16.8.7.7 Le nombre de survols en palier effectués avec vent debout sera égal au nombre de survols en palier effectués avec vent arrière.

16.8.7.8 L'hélicoptère passera au maximum à $\pm 10^\circ$ ou ± 20 m, si l'écart est plus grand dans ce cas, de la verticale de la trajectoire de référence, pendant toute la période où le niveau de bruit est de 10 dB au-dessous du maximum. (voir Figure 8-1).

16.8.7.9 La hauteur de l'hélicoptère ne variera pas durant le survol de plus de ± 9 m (± 30 ft) par rapport à la hauteur de référence, à la verticale.

16.8.7.10 Pendant la démonstration des caractéristiques acoustiques en approche, l'hélicoptère suivra correctement une trajectoire d'approche à vitesse constante à l'intérieur du volume d'espace aérien compris entre les angles d'approche de $5,5^\circ$ et $6,5^\circ$.

16.8.7.11 Les essais seront effectués avec un hélicoptère dont la masse ne sera pas inférieure à 90 % de la masse maximale certifiée pertinente, et ils pourront l'être à une masse ne dépassant pas 105 % de cette masse. Pour chacun des trois régimes de vol, au moins un essai devra être mené à bien à la masse maximale certifiée pertinente ou à une masse supérieure.

Note. — Des éléments indicatifs sur l'emploi des procédures équivalentes figurent dans le Manuel technique environnemental (Doc 9501), Volume I — Procédures de certification acoustique des aéronefs.

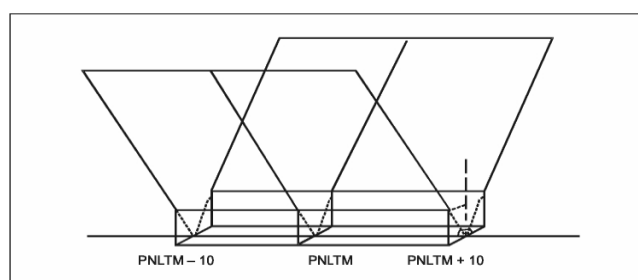



Figure 8-1. Tolérances d'écart latéral de l'hélicoptère

**CHAPITRE 16.9 :****GROUPES AUXILIAIRES DE PUISSANCE (GAP) INSTALLÉS ET
ÉQUIPEMENTS DE BORD ASSOCIÉS EN UTILISATION AU SOL**

Note. – Les exigences destinées au présent chapitre n'ont pas encore été élaborées. En attendant, les éléments indicatifs du Supplément C peuvent être utilisés pour la certification acoustique des groupes auxiliaires de puissance (GAP) installés et des équipements de bord associés sur :

- (a) tous les aéronefs pour lesquels une demande de certificat de type a été présentée ou une autre procédure réglementaire équivalente a été appliquée par le service de certification depuis le 6 octobre 1977 ;*
- (b) les aéronefs d'un type existant pour lesquels une demande de modification de la conception du type, y compris celle de l'installation du GAP de base, a été présentée ou une autre procédure réglementaire équivalente a été appliquée par le service de certification depuis le 6 octobre 1977.*

RÉPUBLIQUE DE GUINÉE  Autorité Guinéenne de l'Aviation Civile	RAG 16 - PARTIE 1 PROTECTION DE L'ENVIRONNEMENT BRUIT DES AÉRONEFS
PARTIE 2 CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AÉRONEFS	CHAPITRE 16.10 : AVIONS À HÉLICES DONT LA MASSE NE DÉPASSE PAS 8 618 kg

CHAPITRE 16.10 :

AVIONS À HÉLICES DONT LA MASSE NE DÉPASSE PAS 8 618 kg

Demande de certificat de type ou une version dérivée présentée depuis le 17 Novembre 1988 ou à une date ultérieure.

16.10.1 APPLICATION

Note 1. — Voir également le chapitre 16.1, paragraphe 16.1.10, 16.1.11, 16.1.12 et 16.1.13.

Note 2. — Voir dans le Supplément E du présent règlement les indications concernant l'interprétation de ces dispositions relatives à l'application.

16.10.1.1 Les exigences du présent chapitre sont applicables à tous les avions à hélices et à leurs versions dérivées dont la masse maximale au décollage certifiée ne dépasse pas 8 618 kg, à l'exception de ceux qui sont spécialement conçus pour l'acrobatie, le travail agricole ou la lutte contre les incendies ainsi que des motoplaneurs.

16.10.1.2 Dans le cas d'un avion ou de toutes les versions dérivées pour lequel la demande de certificat de type a été présentée le 17 novembre 1988 ou à une date ultérieure, les niveaux maximaux de bruit du paragraphe 16.10.4, alinéa a), s'appliqueront, sauf en ce qui concerne les avions spécifiés au paragraphe 16.10.1.6.

16.10.1.3 Dans le cas des avions spécifiés au paragraphe 16.10.1.2 pour lesquels la demande de certificat de type a été présentée avant le 17 novembre 1993 et qui ne respectent pas les exigences du présent chapitre, les exigences du Chapitre 16.6 s'appliqueront.

16.10.1.4 Dans le cas des versions dérivées, à l'exception de celles qui sont spécifiées au paragraphe 16.10.1.6, pour lesquelles la demande de certification de la modification de la conception de type a été présentée le 17 novembre 1988 ou à une date ultérieure, les niveaux maximaux de bruit du paragraphe 16.10.4, alinéa a), s'appliqueront.

16.10.1.5 Dans le cas des versions dérivées spécifiées au paragraphe 16.10.1.4 pour lesquelles la demande de certification de la modification de la conception de type a été présentée avant le 17 novembre 1993 et qui ne respectent pas les exigences du présent chapitre, les exigences du Chapitre 16.6 s'appliqueront.

16.10.1.6 Dans le cas des avions monomoteurs, à l'exception des hydravions et des avions amphibies :



- (a) les niveaux maximaux de bruit du paragraphe 16.10.4, alinéa (b), s'appliqueront aux avions pour lesquels la demande de certificat de type a été présentée le 4 novembre 1999 ou à une date ultérieure, y compris à leurs versions dérivées ;
- (b) les niveaux maximaux de bruit du paragraphe 16.10.4, alinéa (b), s'appliqueront aux versions dérivées des avions pour lesquels la demande de certificat de type a été présentée avant le 4 novembre 1999 et pour lesquels la demande de certification de la modification de la conception de type a été présentée le 4 novembre 1999 ou à une date ultérieure ; sauf
- (c) pour les versions dérivées décrites au paragraphe 16.10.1.6, alinéa (b), pour lesquelles la demande de certification de la modification de la conception de type a été présentée avant le 4 novembre 2004 et qui dépassent les niveaux maximaux de bruit du paragraphe 16.10.4, alinéa (b), auquel cas les niveaux maximaux de bruit du paragraphe 16.10.4, alinéa (a), s'appliqueront.

16.10.2 MESURE D'ÉVALUATION DU BRUIT

La mesure d'évaluation du bruit sera le niveau maximal de bruit avec pondération $A(L_{Amax})$ décrit à l'Appendice 6.

16.10.3 POINTS DE RÉFÉRENCE DE MESURE DU BRUIT

16.10.3.1 Le niveau du bruit engendré par un avion et mesuré conformément aux présentes exigences ne dépassera pas le niveau spécifié au paragraphe 16.10.4 au point de référence de mesure du bruit au décollage.

16.10.3.2 Le point de référence de mesure du bruit au décollage est le point situé dans le prolongement de l'axe de la piste, à une distance de deux mille cinq cents (2 500) m du début du roulement au décollage.

16.10.4 NIVEAUX MAXIMAUX DE BRUIT

Les niveaux maximaux de bruit déterminés selon la méthode d'évaluation acoustique de l'Appendice 6, ne dépasseront pas les valeurs suivantes :

- (a) dans le cas des avions visés aux paragraphes 16.10.1.2 et 16.10.1.4 : limite constante de 76 dB(A) jusqu'à une masse de 600 kg, limite qui variera ensuite linéairement avec le logarithme de la masse jusqu'à ce qu'elle atteigne 88 dB(A) à 1 400 kg, après quoi elle reste constante jusqu'à une masse de 8 618 kg
- (b) dans le cas des avions visés au paragraphe 16.10.1.4 : limite constante de 70 dB(A) jusqu'à une masse de 570 kg, limite qui augmente ensuite linéairement avec le

RÉPUBLIQUE DE GUINÉE  Autorité Guinéenne de l'Aviation Civile	RAG 16 - PARTIE 1 PROTECTION DE L'ENVIRONNEMENT BRUIT DES AÉRONEFS
<small>PARTIE 2</small> CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AÉRONEFS	<small>CHAPITRE 16.10 : AVIONS À HÉLICES DONT LA MASSE NE DÉPASSE PAS 8 618 kg</small>

logarithme de la masse jusqu'à ce qu'elle atteigne 85 dB(A) à 1 500 kg, après quoi elle reste constante jusqu'à une masse de 8 618 kg.

Note. — Voir au Supplément A les équations utilisées pour le calcul des niveaux maximaux de bruit autorisés en fonction de la masse au décollage.

16.10.5 PROCÉDURES DE RÉFÉRENCE POUR LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE

16.10.5.1 Conditions Générales

16.10.5.1.1 Les calculs des procédures et des trajectoires de référence seront approuvés par le service de certification.

16.10.5.1.2 La procédure de référence de décollage sera celle qui est définie au paragraphe 16.10.5.2, sauf pour le cas envisagé au paragraphe 16.10.5.1.3.

16.10.5.1.3 Si le postulant montre que les caractéristiques de conception de l'avion sont telles que l'avion ne peut pas voler en accord avec le paragraphe 16.10.5.2, les procédures de référence devront :

- (a) ne s'écarter des procédures de référence définies que dans la mesure où les caractéristiques de conception rendent impossible l'emploi de ces procédures ;
- (b) être approuvées par le service de certification.

16.10.5.1.4 Les procédures de référence seront calculées dans les conditions atmosphériques de référence ci-après :

- (a) pression atmosphérique au niveau de la mer : 1 013,25 hPa ;
- (b) température de l'air ambiant : 15 °C (soit ISA) ;
- (c) humidité relative : 70 % ;
- (d) vent nul.

16.10.5.1.5 Les conditions atmosphériques de référence pour les mesures acoustiques seront les mêmes que les conditions de référence pour le vol.

16.10.5.2 Procédure de référence au décollage

La trajectoire de décollage sera calculée en prenant en considération les deux phases ci-après :

Première phase

- (a) La puissance au décollage sera utilisée à partir du lâcher des freins jusqu'au point où l'avion atteint une hauteur de 15 m (50 ft) au-dessus de la piste.



- (b) Une configuration de décollage constante, choisie par le postulant, sera maintenue pendant toute la durée de cette phase.
- (c) La masse de l'avion au moment du lâcher des freins sera la masse maximale au décollage à laquelle la certification acoustique est demandée.
- (d) La longueur de cette première phase correspondra à la longueur indiquée dans la documentation de navigabilité pour un décollage effectué sur piste plane en dur.

Seconde phase

- (a) Le début de la seconde phase correspond à la fin de la première.
- (b) L'avion sera en configuration de montée, avec le train rentré s'il est escamotable et un braquage des volets correspondant à une montée normale, pendant toute la durée de cette seconde phase.
- (c) La vitesse sera la vitesse ascensionnelle optimale V_y .
- (d) La puissance de décollage et, dans le cas des avions dotés d'hélices à pas variable ou à vitesse constante, le régime de décollage seront maintenus tout au long de la seconde phase. Si les limites de navigabilité ne permettent pas de maintenir la puissance et le régime de décollage jusqu'au point de référence, on les maintiendra aussi longtemps que lesdites limites l'autorisent, après quoi on utilisera la puissance et le régime continus maximaux. Il ne sera pas autorisé de limiter la durée pendant laquelle la puissance et le régime de décollage seront utilisés pour se conformer aux dispositions du présent chapitre. La hauteur de référence sera calculée en présumant des pentes de montée appropriées pour chaque réglage de puissance utilisé.

16.10.6 PROCÉDURES D'ESSAI

16.10.6.1 Les procédures d'essai devront être acceptables pour le service de certification de navigabilité et le service de certification acoustique de l'État qui délivre le certificat.

16.10.6.2 Les procédures d'essai et les mesures du bruit seront exécutées et traitées d'une manière approuvée pour donner la mesure d'évaluation du bruit en unités L_{Amax} , comme le décrit l'Appendice 6.

16.10.6.3 Les données acoustiques seront ramenées, par les méthodes exposées dans l'Appendice 6, aux conditions de référence spécifiées dans le présent chapitre.

16.10.6.4 Si l'on utilise des procédures d'essai équivalentes, les procédures d'essai et toutes les méthodes d'ajustement des résultats aux procédures de référence seront approuvées par le service de certification.

Note. — Des éléments indicatifs sur l'emploi des procédures équivalentes figurent dans le Manuel technique environnemental (Doc 9501), Volume I — Procédures de certification acoustique des aéronefs.



CHAPITRE 16.11 :

HÉLICOPTÈRES DONT LA MASSE MAXIMALE AU DÉCOLLAGE CERTIFIÉE NE DÉPASSE PAS 3 175 kg

16.11.1 APPLICATION

Note. — Voir également le Chapitre 16.1, paragraphe 16.1.10, 16.1.11, 16.1.12 et 16.1.13.

16.11.1.1 Les exigences du présent chapitre seront applicables à tous les hélicoptères dont la masse maximale au décollage certifiée ne dépasse pas 3 175 kg et qui sont visés par les dispositions des paragraphes 16.11.1.2 à 16.11.1.4, à l'exception de ceux qui sont conçus exclusivement pour des travaux agricoles, pour la lutte contre l'incendie ou pour le transport de charges externes.

16.11.1.2 Dans le cas d'un hélicoptère pour lequel la demande de certificat de type a été présentée le 11 novembre 1993 ou à une date ultérieure, à l'exception des hélicoptères spécifiés au paragraphe 16.11.1.4, les niveaux de bruit indiqués au paragraphe 16.11.4.1 s'appliqueront.

16.11.1.3 Dans le cas d'une version dérivée d'un hélicoptère pour laquelle la demande de certification de la modification de la conception de type a été présentée le 11 novembre 1993 ou à une date ultérieure, à l'exception des hélicoptères spécifiés au paragraphe 16.11.1.4, les niveaux maximaux de bruit indiqués au paragraphe 16.11.4.1 s'appliqueront.

16.11.1.4 Dans le cas de tous les hélicoptères, y compris les versions dérivées, pour lesquels la demande de certificat de type a été présentée le 21 mars 2002 ou à une date ultérieure, les niveaux de bruit indiqués au paragraphe 16.11.4.2 s'appliqueront.

16.11.1.5 La certification des hélicoptères qui sont capables de transporter des charges externes ou de l'équipement externe sera effectuée sans charge ni équipement.

Note. — Les hélicoptères qui se conforment aux exigences lorsqu'ils transportent des charges internes peuvent bénéficier d'une exemption lorsqu'ils transportent des charges externes ou de l'équipement externe, si ce transport se fait dans des conditions telles que la masse brute ou d'autres paramètres d'exploitation dépassent ceux qui font l'objet du certificat de navigabilité pour le transport de charges internes.

16.11.1.6 Un postulant visé aux paragraphes 16.11.1.1, 16.11.1.2, 16.11.1.3 ou 16.11.1.4 peut choisir, comme solution alternative, de démontrer la conformité au chapitre 8, au lieu de se conformer au présent chapitre.



16.11.2 MESURE D'ÉVALUATION DU BRUIT

La mesure employée pour l'évaluation du bruit sera le niveau d'exposition au bruit (SEL), décrit à l'Appendice 4.

16.11.3 POINTS DE RÉFÉRENCE DE MESURE DU BRUIT

Les niveaux de bruit engendrés par un hélicoptère et mesurés conformément aux présentes exigences n'excéderont pas les niveaux spécifiés au paragraphe 16.11.4 à un point de référence de la trajectoire de vol situé au sol à 150 m (492 ft) au-dessous de la trajectoire de vol définie dans la procédure de référence au survol (voir paragraphe 16.11.5.2.1).

Note. — Voir le Supplément H, Lignes directrices pour l'obtention de données sur le bruit des hélicoptères aux fins de la planification de l'utilisation des terrains, où sont définies des procédures supplémentaires acceptables pour la production de données relatives à la planification de l'utilisation des terrains.

16.11.4 NIVEAUX MAXIMAUX DE BRUIT

16.11.4.1 Pour les hélicoptères visés aux paragraphes 16.11.1.2 et 16.11.1.3, les niveaux maximaux de bruit déterminés conformément à la méthode d'évaluation du bruit décrite à l'Appendice 4, ne dépasseront pas un SEL de 82 dB pour les hélicoptères d'une masse maximale au décollage certifiée à laquelle la certification acoustique est demandée pouvant atteindre 788 kg, et devront augmenter ensuite linéairement avec le logarithme de la masse de l'hélicoptère, à raison de 3 dB pour chaque doublement de la masse.

16.11.4.2 Pour les hélicoptères visés au paragraphe 16.11.1.4, les niveaux maximaux de bruit déterminés conformément à la méthode d'évaluation du bruit décrite à l'Appendice 4 ne dépasseront pas un SEL de 82 dB pour les hélicoptères d'une masse maximale au décollage certifiée à laquelle la certification acoustique est demandée pouvant atteindre 1 417 kg, et devront augmenter ensuite linéairement avec le logarithme de la masse de l'hélicoptère, à raison de 3 dB pour chaque doublement de la masse.

Note. — Voir au Supplément A les équations utilisées pour le calcul des niveaux maximaux de bruit autorisés en fonction de la masse au décollage.

16.11.5 PROCÉDURES DE RÉFÉRENCE POUR LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE

16.11.5.1 Conditions générales

16.11.5.1.1 Les procédures de référence devront répondre aux spécifications de navigabilité appropriées et être approuvées par le service de certification.



16.11.5.1.2 Sauf approbation d'une autre procédure, la procédure de survol de référence sera celle qui est définie au paragraphe 16.11.5.2.

16.11.5.1.3 Si le postulant montre que les caractéristiques de conception de l'hélicoptère ne permettent pas que le vol soit exécuté conformément aux dispositions du paragraphe 16.11.5.2, la procédure de référence pourra s'écarter de la procédure de référence type, avec l'accord du service de certification, mais seulement dans la mesure où l'exigent les caractéristiques de conception qui rendent impossible l'application de la procédure de référence.

16.11.5.1.4 La procédure de référence sera établie pour les conditions atmosphériques de référence suivantes :

- (a) pression atmosphérique au niveau de la mer : 1 013,25 hPa ;
- (b) température de l'air ambiant : 25 °C ;
- (c) humidité relative : 70 % ;
- (d) vent nul.

16.11.5.1.5 La valeur maximale d'utilisation normale sera égale à la vitesse du rotor la plus élevée, correspondant à la limite de navigabilité imposée par le constructeur et approuvée par le service de certification pour le survol. S'il est spécifié une tolérance pour la vitesse de rotor la plus élevée, la vitesse maximale d'utilisation normale du rotor sera égale à la vitesse la plus élevée par rapport à laquelle cette tolérance est indiquée. Si la vitesse du rotor est liée automatiquement au régime de vol, c'est la vitesse maximale d'utilisation normale du rotor correspondant au régime de vol de référence qui sera retenue pour la procédure de certification acoustique. Si la vitesse du rotor peut être modifiée par intervention du pilote, on retiendra la vitesse maximale d'utilisation normale du rotor moteur embrayé que spécifie la section des limitations du manuel de vol pour les conditions de référence durant la procédure de certification acoustique.

16.11.5.2 Procédure de référence

16.11.5.2.1 La procédure de référence sera établie comme suit :

- (a) l'hélicoptère sera stabilisé en vol en palier à la verticale du point de référence de la trajectoire de vol à une hauteur de 150 m \pm 15 m (492 ft \pm 50 ft) ;
- (b) la plus faible des vitesses ci-après sera maintenue pendant toute la procédure de référence au survol : 0,9 VH, 0,9 VNE, 0,45 VH + 120 km/h (65 kt) ou 0,45 VNE + 120 km/h (65 kt). Aux fins de la certification acoustique, VH est définie comme étant la vitesse propre de vol en palier obtenue en utilisant le couple correspondant à la puissance



installée minimale, puissance continue maximale disponible dans les conditions ambiantes suivantes : pression normale au niveau de la mer (1 013,25 hPa) et 25 °C à la masse maximale certifiée pertinente. VNE est définie comme étant la vitesse aérodynamique de navigabilité à ne pas dépasser imposée par le constructeur et approuvée par le service de certification ;

- (c) au survol, le régime du rotor sera stabilisé à la valeur maximale d'utilisation normale certifiée pour le vol en palier ;
- (d) l'hélicoptère sera en configuration de croisière ;
- (e) la masse de l'hélicoptère sera la masse maximale au décollage pour laquelle la certification acoustique est demandée.

16.11.5.2.2 Les valeurs de V_H et V_{NE} utilisées pour la certification acoustique seront indiquées dans le manuel de vol approuvé.

16.11.6 PROCÉDURES D'ESSAI

16.11.6.1 Les procédures d'essai devront être acceptables pour les services de certification de navigabilité et de certification acoustique de l'État qui délivre le certificat.

16.11.6.2 La procédure d'essai et les mesures du bruit seront exécutées et traitées d'une manière approuvée pour donner la mesure d'évaluation du bruit désignée sous le nom de niveau d'exposition au bruit (SEL), exprimé en décibels avec pondération «A», comme le décrit l'Appendice 4.

16.11.6.3 Les conditions et procédures d'essai seront analogues aux conditions et procédures de référence, sinon les données acoustiques seront ramenées par les méthodes décrites dans l'Appendice 4 aux conditions et procédures de référence spécifiées dans le présent chapitre.

16.11.6.4 Pendant l'essai, un nombre égal de vols avec vent debout et vent arrière seront exécutés.

16.11.6.5 Les ajustements destinés à tenir compte des différences entre les procédures d'essai et les procédures de référence ne dépasseront pas 2,0 dB(A).

16.11.6.6 Au cours de l'essai, le régime moyen du rotor ne s'écartera pas du régime maximal normal de plus de $\pm 1,0$ % pendant la période où le niveau de bruit est de 10 dB au-dessous du maximum.




16.11.6.7 La vitesse aérodynamique de l'hélicoptère ne s'écartera pas de plus de ± 5 km/h (± 3 kt) de la vitesse de référence appropriée à la démonstration en vol décrite dans l'Appendice 4 pendant toute la période où le niveau de bruit est de 10 dB au-dessous du maximum.

16.11.6.8 L'hélicoptère passera au maximum à $\pm 10^\circ$ de la verticale de la trajectoire de référence contenant le point de référence de mesure du bruit.

16.11.6.9 Les essais seront effectués avec un hélicoptère dont la masse ne sera pas inférieure à 90 % de la masse maximale certifiée et ils pourront l'être à une masse ne dépassant pas 105 % de la masse maximale certifiée.

Note. — Des éléments indicatifs sur l'emploi de procédures équivalentes figurent dans le Manuel technique environnemental (Doc 9501), Volume I — Procédures de certification acoustique des aéronefs.

RÉPUBLIQUE DE GUINÉE  Autorité Guinéenne de l'Aviation Civile	RAG 16 - PARTIE 1 PROTECTION DE L'ENVIRONNEMENT BRUIT DES AÉRONEFS
PARTIE 2 CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AÉRONEFS	CHAPITRE 16.12 : AVIONS SUPERSONIQUES

CHAPITRE 16.12 : AVIONS SUPERSONIQUES

16.12.1 AVIONS SUPERSONIQUES /

Demande de certificat de type présentée avant le 1^{er} janvier 1975


16.12.1.1 Les exigences du chapitre 2 du présent règlement, à l'exception des niveaux de bruit maximaux spécifiés au paragraphe 16.2.4, seront applicables à tous les avions supersoniques, y compris leurs versions dérivées, pour lesquels la demande de certificat de type a été présentée avant le 1^{er} janvier 1975 et pour lesquels un certificat de navigabilité individuel a été émis pour la première fois après le 26 novembre 1981.

16.12.1.2 Les niveaux de bruit maximaux des avions visés au paragraphe 16.12.1.1, lorsqu'ils seront déterminés conformément à la méthode d'évaluation du bruit de l'Appendice 1, ne dépasseront pas les niveaux mesurés de bruit du premier avion certifié du même type.

16.12.2 AVIONS SUPERSONIQUES /

Demande de certificat de type présentée à compter du 1^{er} janvier 1975 ou à une date ultérieure

Note. — Les exigences et pratiques recommandées relatives à ces avions n'ont pas été élaborées par l'OACI. Cependant, les niveaux maximaux de bruit indiqués dans la présente partie qui seraient applicables aux avions à réaction subsoniques peuvent être utilisés comme lignes directrices. Les niveaux acceptables de bang sonique n'ont pas été établis et on ne peut présumer que le respect des exigences applicables au bruit subsonique autorise des vols supersoniques.

RÉPUBLIQUE DE GUINÉE  Autorité Guinéenne de l'Aviation Civile	RAG 16 - PARTIE 1 PROTECTION DE L'ENVIRONNEMENT BRUIT DES AÉRONEFS
PARTIE 2 CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AÉRONEFS	CHAPITRE 16.13 : AÉRONEFS A ROTORS BASCULANTS

CHAPITRE 16.13 : AÉRONEFS À ROTORS BASCULANTS

Note. — Les présentes exigences ne sont pas destinées à être appliquées à des aéronefs à rotors basculants dont une ou plusieurs configurations ont reçu une certification de navigabilité pour des opérations d'atterrissage et de décollage courts seulement. Dans le cas de ces aéronefs, des procédures/conditions différentes ou supplémentaires seront vraisemblablement nécessaires.

16.13.1 APPLICATION

Note. — Voir aussi le Chapitre 16.1, paragraphe 16.1.10, 16.1.11, 16.1.12 et 16.1.13.

16.13.1.1 Les exigences du présent chapitre seront applicables à tous les aéronefs à rotors basculants, versions dérivées comprises, pour lesquels la demande de certificat de type aura été présentée le 1^{er} janvier 2018 ou à une date ultérieure.

16.13.1.2 La certification acoustique des aéronefs à rotors basculants qui sont capables de transporter des charges externes ou de l'équipement externe sera effectuée sans charge ni équipement externes.

16.13.2 MESURE D'ÉVALUATION DU BRUIT

La mesure d'évaluation du bruit sera le niveau effectif de bruit perçu exprimé en EPNdB, décrit à l'Appendice 2 du présent règlement. La correction des irrégularités spectrales commencera à 50 Hz (voir le paragraphe 16.4.3.1 de l'Appendice 2).


Note. — Les données supplémentaires concernant les niveaux SEL et L_{Amax} , qui sont définis dans l'Appendice 4, et les niveaux SPL de bande de tiers d'octave, qui sont définis dans l'Appendice 2 correspondant à L_{Amax} , devraient être mises à la disposition du service de certification aux fins de la planification de l'utilisation des terrains.

16.13.3 POINTS DE RÉFÉRENCE DE MESURE DU BRUIT

Les niveaux de bruit engendrés par un aéronef à rotors basculants testé conformément aux procédures de référence de la section 6 et aux procédures d'essai de la section 7 n'excéderont pas les niveaux spécifiés à la section 16.13.4, aux points de référence ci-après :

(a) *points de référence de mesure du bruit au décollage :*

- (1) un point de référence de la trajectoire de vol situé au sol sur la projection de la trajectoire de vol définie dans la procédure de décollage de référence (voir paragraphe 16.13.6.2) et horizontalement à 500 m (1 640 ft) dans la direction du vol, du point auquel la montée est amorcée dans la procédure de référence ;

RÉPUBLIQUE DE GUINÉE  Autorité Guinéenne de l'Aviation Civile	RAG 16 - PARTIE 1 PROTECTION DE L'ENVIRONNEMENT BRUIT DES AÉRONEFS
PARTIE 2 CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AÉRONEFS	CHAPITRE 16.13 : AÉRONEFS A ROTORS BASCULANTS


- (2) deux autres points au sol disposés symétriquement à 150 m (492 ft) de part et d'autre de la trajectoire de vol définie dans la procédure de décollage de référence et situés sur une ligne passant par le point de référence de la trajectoire de vol ;
- (b) *points de référence de mesure du bruit au survol :*
- (1) un point de référence de la trajectoire de vol situé au sol à 150 m (492 ft) au-dessous de la trajectoire de vol définie dans la procédure de survol de référence (voir paragraphe 16.13.6.3) ;
- (2) deux autres points au sol disposés symétriquement à 150 m (492 ft) de part et d'autre de la trajectoire de vol définie dans la procédure de survol de référence et situés sur une ligne passant par le point de référence de la trajectoire de vol ;
- (c) *points de référence de mesure du bruit à l'approche :*
- (1) un point de référence de la trajectoire de vol situé au sol à 120 m (394 ft) au-dessous de la trajectoire de vol définie dans la procédure d'approche de référence (voir paragraphe 16.13.6.4). Sur terrain plat, le point est situé à 1 140 m (3 740 ft) de l'intersection de la pente d'approche de 6,0° et du plan du sol ;
- (2) deux autres points au sol disposés symétriquement à cent cinquante 150 m (492 ft) de part et d'autre de la trajectoire de vol définie dans la procédure d'approche de référence et situés sur une ligne passant par le point de référence de la trajectoire de vol.

16.13.4 NIVEAUX MAXIMAUX DE BRUIT

16.13.4.1 Pour les aéronefs à rotors basculants visés à la section 16.13.1, les niveaux maximaux de bruit déterminés conformément à la méthode d'évaluation du bruit des hélicoptères décrite à l'Appendice 2 ne devraient pas dépasser les valeurs ci-après :

16.13.4.1.1 Pour le décollage : 109 EPNdB pour les aéronefs à rotors basculants en mode ADAV/conversion dont la masse maximale au décollage certifiée pour laquelle une certification acoustique est demandée est supérieure ou égale à quatre-vingt mille (80 000) kg, cette valeur décroissant linéairement avec le logarithme de la masse de l'aéronef à raison de 3 EPNdB chaque fois que la masse diminue de moitié, pour atteindre la limite inférieure de 89 EPNdB, cette limite demeurant ensuite constante ;

16.13.4.1.2 Pour le survol : 108 EPNdB pour les aéronefs à rotors basculants en mode ADAV/conversion dont la masse maximale au décollage certifiée pour laquelle une certification acoustique est demandée est supérieure ou égale à quatre-vingt mille (80 000) kg, cette valeur décroissant linéairement avec le logarithme de la masse de l'aéronef à raison de 3 EPNdB chaque

RÉPUBLIQUE DE GUINÉE  Autorité Guinéenne de l'Aviation Civile	RAG 16 - PARTIE 1 PROTECTION DE L'ENVIRONNEMENT BRUIT DES AÉRONEFS
PARTIE 2 CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AÉRONEFS	CHAPITRE 16.13 : AÉRONEFS A ROTORS BASCULANTS

fois que la masse diminue de moitié, pour atteindre la limite inférieure de 88 EPNdB, cette limite demeurant ensuite constante ;

Note 1. — Il n'y a pas de niveau de bruit maximal pour les aéronefs à rotors basculants en mode avion.

Note 2. — Le mode adav/conversion englobe toutes les configurations et tous les modes de vol approuvés dans lesquels le régime nominal d'utilisation des rotors correspond à celui qui est utilisé pour le vol stationnaire.

16.13.4.1.3 Pour l'approche : 110 EPNdB pour les aéronefs à rotors basculants en mode adav/conversion dont la masse maximale au décollage certifiée pour laquelle une certification acoustique est demandée est supérieure ou égale à quatre-vingt mille (80 000) kg, cette valeur décroissant linéairement avec le logarithme de la masse de l'aéronef à raison de 3 EPNdB chaque fois que la masse diminue de moitié, pour atteindre la limite inférieure de 90 EPNdB, cette limite demeurant ensuite constante.

Note. — Les équations utilisées pour le calcul des niveaux de bruit en fonction de la masse au décollage qui figurent à la section 16.7 du Supplément A pour les conditions décrites au Chapitre 16.8, paragraphe 16.8.4.1, sont compatibles avec les niveaux maximaux de bruit définis à la section 16.13.4.

16.13.5 COMPENSATIONS

Si les niveaux maximaux de bruit sont dépassés en un ou deux points de mesure :

- (a) la somme des dépassements n'excédera pas 4 EPNdB ;
- (b) tout dépassement éventuel en un seul point ne sera pas supérieur à 3 EPNdB ; et
- (c) les dépassements éventuels seront compensés par une diminution correspondante à l'autre ou aux autres points.


16.13.6 PROCÉDURES DE RÉFÉRENCE POUR LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE

16.13.6.1 CONDITIONS GÉNÉRALES

16.13.6.1.1 Les procédures de référence satisferont aux spécifications de navigabilité appropriées.

16.13.6.1.2 Les procédures et trajectoires de vol de référence seront approuvées par le service de certification.

16.13.6.1.3 Sauf dans les cas envisagés au paragraphe 16.13.6.1.4, les procédures de référence au décollage, au survol et à l'approche seront respectivement celles qui sont définies aux paragraphes 16.13.6.2, 16.13.6.3 et 16.13.6.4.

<p>RÉPUBLIQUE DE GUINÉE</p>  <p>Autorité Guinéenne de l'Aviation Civile</p>	<p>RAG 16 - PARTIE 1</p> <p>PROTECTION DE L'ENVIRONNEMENT</p> <p>BRUIT DES AÉRONEFS</p>
<p><i>PARTIE 2</i></p> <p>CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AÉRONEFS</p>	<p>CHAPITRE 16.13 : AÉRONEFS A ROTORS BASCULANTS</p>

16.13.6.1.4 Si le postulant montre que les caractéristiques de conception de l'aéronef à rotors basculants ne permettraient pas que le vol soit exécuté conformément aux dispositions des paragraphes 16.13.6.2, 16.13.6.3 ou 16.13.6.4, les procédures de référence :

- (a) ne s'écarteront des procédures de référence définies aux paragraphes 16.13.6.2, 16.13.6.3 ou 16.13.6.4 que dans la mesure où ces caractéristiques de conception rendent impossible l'application des procédures de référence ;
- (b) seront approuvées par le service de certification.

16.13.6.1.5 Les procédures de référence seront établies pour les conditions atmosphériques de référence suivantes :

- (a) pression atmosphérique au niveau de la mer : 1 013,25 hPa ;
- (b) température de l'air ambiant : 25 °C (soit ISA + 10 °C) ;
- (c) humidité relative : 70 % ;
- (d) vent nul.

16.13.6.1.6 Le régime maximal d'utilisation normale dont il est question aux paragraphes 16.13.6.2, alinéa d) 16.13.6.3, alinéa d) et 16.13.6.4, alinéa c), sera égal au régime de rotor le plus élevé pour chaque procédure de référence, correspondant à la limite de navigabilité imposée par le constructeur et approuvée par le service de certification. S'il est spécifié une tolérance pour le régime de rotor le plus élevé, le régime maximal d'utilisation normale des rotors sera égal au régime le plus élevé par rapport auquel cette tolérance est indiquée. Si le régime des rotors est lié automatiquement au régime de vol, c'est le régime maximal d'utilisation normale des rotors correspondant au régime de vol qui sera retenu pour la procédure de certification acoustique. Si le régime des rotors peut être modifié par intervention du pilote, on retiendra, pour la procédure de certification acoustique, le régime maximal des rotors en exploitation normale que spécifie la section des limitations du manuel de vol pour les conditions de référence.

16.13.6.2 PROCEDURE DE REFERENCE AU DECOLLAGE

La procédure de référence au décollage sera établie comme suit :

- (a) une configuration constante de décollage, y compris l'angle de nacelle, choisie par le postulant sera maintenue pendant toute la procédure de référence au décollage ;
- (b) l'aéronef à rotors basculants sera stabilisé à la puissance maximale de décollage correspondant à la puissance installée minimale spécifiée disponible dans les conditions ambiantes de référence, ou au couple limite de la boîte de transmission si la puissance correspondante est inférieure, et sur une trajectoire commençant en un point situé à



500 m (1 640 ft) en amont du point de référence de la trajectoire de vol, à 20 m (65 ft) au-dessus du sol ;

- (c) l'angle de nacelle et la vitesse correspondant à la vitesse ascensionnelle optimale, ou la vitesse minimale approuvée pour la montée après décollage si cette dernière est supérieure, seront maintenus pendant toute la procédure de référence au décollage ;
- (d) pour la montée en régime stabilisé, le régime des rotors sera stabilisé à la valeur maximale d'utilisation normale certifiée pour le décollage ;
- (e) la masse de l'aéronef à rotors basculants sera la masse maximale au décollage pour laquelle la certification acoustique est demandée ;
- (f) la trajectoire de décollage de référence est définie comme un segment de droite incliné à partir du point de départ (500 m [1 640 ft] en amont de l'emplacement du microphone central et 20 m [65 ft] au-dessus du niveau du sol) à un angle déterminé par le taux de montée optimal (BRC) et par la vitesse correspondant à la vitesse ascensionnelle optimale pour l'angle de nacelle choisi et pour les performances minimales spécifiées des moteurs.


16.13.6.3 PROCEDURE DE REFERENCE AU SURVOL

16.13.6.3.1 La procédure de référence au survol sera établie comme suit :

- (a) l'aéronef à rotors basculants sera stabilisé en vol en palier à la verticale du point de référence de la trajectoire de vol à une hauteur de 150 m (492 ft) ;
- (b) une configuration constante choisie par le postulant sera maintenue pendant toute la procédure de référence au survol ;
- (c) la masse de l'aéronef à rotors basculants sera la masse maximale au décollage pour laquelle la certification acoustique est demandée ;
- (d) en mode adav/conversion, l'angle de nacelle au point d'exploitation fixe autorisé situé le plus près de l'angle de nacelle le plus faible certifié pour une vitesse nulle, une vitesse de $0,9 V_{CON}$ et un régime de rotor stabilisé à la valeur maximale d'utilisation normale certifiée pour le vol en palier seront maintenus pendant toute la procédure de référence au survol ;

Note. — Aux fins de la certification acoustique, V_{CON} est définie comme étant la vitesse maximale autorisée pour le mode adav/conversion, pour un angle de nacelle spécifié.

- (e) en mode avion, les nacelles seront maintenues contre les butées basses pendant toute la procédure de référence au survol :
 - (1) le régime des rotors étant stabilisé à la valeur associée au mode adav/conversion et la vitesse, fixée à $0,9 V_{CON}$;

RÉPUBLIQUE DE GUINÉE  Autorité Guinéenne de l'Aviation Civile	RAG 16 - PARTIE 1 PROTECTION DE L'ENVIRONNEMENT BRUIT DES AÉRONEFS
PARTIE 2 CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AÉRONEFS	CHAPITRE 16.13 : AÉRONEFS A ROTORS BASCULANTS

- (2) le régime des rotors étant stabilisé à la valeur normale de croisière associée au mode avion et la vitesse, fixée à la valeur de $0,9 V_{MCP}$ ou $0,9 V_{MO}$ correspondante, si cette dernière est inférieure, certifiée pour le vol en palier.

Note. — Aux fins de la certification acoustique, V_{MCP} est définie comme étant la vitesse aérodynamique maximale d'exploitation en mode avion correspondant à la puissance maximale continue (puissance minimale installée) disponible dans les conditions ambiantes suivantes : pression normale au niveau de la mer (1 013,25 hPa) et 25 °C (77 °F) à la masse maximale certifiée pertinente. V_{MO} est la vitesse aérodynamique maximale d'exploitation qui ne peut pas être dépassée intentionnellement.

16.13.6.3.2 Les valeurs de V_{CON} et de V_{MCP} ou V_{MO} utilisées pour la certification acoustique seront indiquées dans le manuel de vol approuvé.

16.13.6.4 PROCÉDURE DE RÉFÉRENCE À L'APPROCHE


La procédure de référence à l'approche sera établie comme suit :

- (a) l'aéronef à rotors basculants sera stabilisé et suivre une pente d'approche de $6,0^\circ$;
- (b) l'approche sera effectuée dans une configuration approuvée du point de vue de la navigabilité qui produit le maximum de bruit, à une vitesse stabilisée égale à la vitesse correspondant à la vitesse ascensionnelle optimale pour l'angle de nacelle choisi ou à la vitesse minimale approuvée pour l'approche, si cette dernière est supérieure, la puissance étant stabilisée pendant l'approche et au-dessus du point de référence de la trajectoire de vol, et maintenue jusqu'au toucher des roues normal ;
- (c) pendant l'approche, le régime des rotors sera stabilisé à la valeur maximale d'utilisation normale certifiée pour l'approche ;
- (d) la configuration d'approche constante utilisée pour les essais de certification de navigabilité, train d'atterrissage sorti, sera maintenue pendant toute la procédure de référence à l'approche ;
- (e) la masse de l'aéronef à rotors basculants au toucher des roues sera la masse maximale à l'atterrissage pour laquelle la certification acoustique est demandée.

16.13.7 PROCÉDURES D'ESSAI

16.13.7.1 Les procédures d'essai seront acceptables pour le service de certification de navigabilité et le service de certification acoustique de l'État qui délivre le certificat.

16.13.7.2 Les procédures d'essai et les mesures du bruit seront exécutées et traitées d'une manière approuvée pour donner la mesure d'évaluation du bruit désignée à la section 16.13.2.

RÉPUBLIQUE DE GUINÉE  Autorité Guinéenne de l'Aviation Civile	RAG 16 - PARTIE 1 PROTECTION DE L'ENVIRONNEMENT BRUIT DES AÉRONEFS
PARTIE 2 CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AÉRONEFS	CHAPITRE 16.13 : AÉRONEFS A ROTORS BASCULANTS

16.13.7.3 Les conditions et procédures d'essai seront analogues aux conditions et procédures de référence, sinon les données acoustiques seront ramenées, par les méthodes décrites pour les hélicoptères dans l'Appendice 2, aux conditions et procédures de référence spécifiées dans le présent chapitre.

16.13.7.4 Les ajustements destinés à tenir compte des différences entre les procédures d'essai et les procédures de référence ne dépasseront pas :

- (a) *Pour le décollage* : 4,0 EPNdB, la somme arithmétique de Δ_1 et du terme $-7,5 \log(QK/Q_r K_r)$ de Δ_2 ne dépassant pas 2,0 EPNdB ;
- (b) *Pour le survol ou l'approche* : 2,0 EPNdB.

16.13.7.5 Au cours de l'essai, le régime moyen des rotors ne s'écartera pas du régime maximal normal de plus de $\pm 1,0$ % pendant toute la période où le niveau du bruit est de 10 dB au-dessous du maximum.

16.13.7.6 La vitesse anémométrique de l'aéronef à rotors basculants ne s'écartera pas de plus de ± 9 km/h (± 5 kt) de la vitesse de référence appropriée à la démonstration en vol pendant toute la période où le niveau du bruit est de 10 dB au-dessous du maximum.

16.13.7.7 Le nombre de survols en palier effectués avec vent debout sera égal au nombre de survols en palier effectués avec vent arrière.

16.13.7.8 L'aéronef à rotors basculants passera au maximum à $\pm 10^\circ$ ou ± 20 m (± 65 ft), si l'écart est plus grand dans ce cas, de la verticale de la trajectoire de référence, pendant toute la période où le niveau de bruit est supérieur au niveau maximal moins 10 dB (voir la Figure 8-1).

16.13.7.9 La hauteur de l'aéronef à rotors basculants ne variera pas durant le survol de plus de ± 9 m (± 30 ft) par rapport à la hauteur de référence, pendant toute la période où le niveau du bruit est de 10 dB au-dessous du maximum.

16.13.7.10 Pendant la démonstration des caractéristiques acoustiques en approche, l'aéronef à rotors basculants sera établi en approche stabilisée à vitesse constante à l'intérieur du volume d'espace aérien compris entre les angles d'approche de $5,5^\circ$ et $6,5^\circ$, pendant toute la période où le niveau du bruit est de 10 dB au-dessous du maximum.

16.13.7.11 Les essais seront effectués avec un aéronef à rotors basculants dont la masse n'est pas inférieure à 90 % de la masse maximale certifiée pertinente, et ils pourront l'être à une masse ne dépassant pas 105 % de cette masse. Pour chacun des régimes de vol, au moins un essai doit être mené à bien à la masse maximale certifiée pertinente ou à une masse supérieure.

RÉPUBLIQUE DE GUINÉE  Autorité Guinéenne de l'Aviation Civile	RAG 16 - PARTIE 1 PROTECTION DE L'ENVIRONNEMENT BRUIT DES AÉRONEFS
PARTIE 2 CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AÉRONEFS	CHAPITRE 16.14 : AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES ET AVIONS À HÉLICES DONT LA MASSE MAXIMALE AU DÉCOLLAGE CERTIFIÉE EST ÉGALE OU SUPÉRIEURE À 55.000 kg

CHAPITRE 16.14 :

1. AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES ET AVIONS À HÉLICES DONT LA MASSE MAXIMALE AU DÉCOLLAGE CERTIFIÉE EST ÉGALE OU SUPÉRIEURE À 55 000 kg —

Demande de certificat de type présentée le 31 décembre 2017 ou à une date ultérieure

2. AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES DONT LA MASSE MAXIMALE AU DÉCOLLAGE CERTIFIÉE EST INFÉRIEURE À 55 000 kg —

Demande de certificat de type présentée le 31 décembre 2020 ou à une date ultérieure

3. AVIONS À HÉLICES DONT LA MASSE MAXIMALE AU DÉCOLLAGE CERTIFIÉE EST SUPÉRIEURE À 8 618 kg ET INFÉRIEURE À 55 000 kg—

Demande de certificat de type présentée le 31 décembre 2020 ou à une date ultérieure


16.14.1 APPLICATION

Note. — Voir aussi le Chapitre 16.1, paragraphe 16.1.10, 16.1.11, 16.1.12 et 16.1.13.

16.14.1.1 Les exigences du présent chapitre, à l'exception des avions qui exigent une longueur de piste¹ inférieure ou égale à 610 m à la masse maximale portée au certificat de navigabilité ou des avions à hélices spécialement conçus et utilisés aux fins de l'agriculture ou de la lutte contre les incendies, seront applicables à :

- (a) tous les avions à réaction subsoniques et avions à hélices, versions dérivées comprises, dont la masse maximale au décollage certifiée est égale ou supérieure à 55 000 kg, pour lesquels la demande de certificat de type a été présentée le 31 décembre 2017 ou à une date ultérieure ;
- (b) tous les avions à réaction subsoniques, versions dérivées comprises, dont la masse maximale au décollage certifiée est inférieure à 55 000 kg, pour lesquels la demande de certificat de type a été présentée le 31 décembre 2020 ou à une date ultérieure ;
- (c) tous les avions à hélices, versions dérivées comprises, dont la masse maximale au décollage certifiée est supérieure à 8 618 kg et inférieure à 55 000 kg, pour lesquels la demande de certificat de type a été présentée le 31 décembre 2020 ou à une date ultérieure ;

¹ Sans prolongement d'arrêt ni prolongement dégagé.

<p>RÉPUBLIQUE DE GUINÉE</p>  <p>Autorité Guinéenne de l'Aviation Civile</p>	<p>RAG 16 - PARTIE 1</p> <p>PROTECTION DE L'ENVIRONNEMENT</p> <p>BRUIT DES AÉRONEFS</p>
<p><i>PARTIE 2</i></p> <p>CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AÉRONEFS</p>	<p>CHAPITRE 16.14 : AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES ET AVIONS À HÉLICES DONT LA MASSE MAXIMALE AU DÉCOLLAGE CERTIFIÉE EST ÉGALE OU SUPÉRIEURE À 55.000 kg</p>

- (d) tous les avions à réaction subsoniques et avions à hélices qui ont été certifiés à l'origine comme étant conformes au RAG 16 - PARTIE 1 Chapitre 16.3, 16.4 ou 16.5, pour lesquels il est demandé une recertification en fonction du Chapitre 16.14.

Note. — Des éléments indicatifs sur les demandes de recertification figurent dans le Manuel technique sur l'environnement (Doc 9501), Volume I — Procédures de certification acoustique des aéronefs

16.14.1.2 Indépendamment du paragraphe 16.14.1.1, un État contractant peut reconnaître qu'aucune preuve de conformité avec les dispositions des exigences du présent règlement n'est nécessaire dans les situations ci-après en ce qui concerne les avions à réaction et les avions à hélices de masse maximale au décollage certifiée supérieure à 8 618 kg qui sont inscrits sur son registre :

- (a) vol avec une ou plusieurs trains d'atterrissage rétractables sortis durant la totalité du vol ;
- (b) moteur de rechange et chariot de nacelle extérieurs à l'enveloppe de l'avion (et retour du pylône ou autre mât externe) ;
- (c) changements de moteur et/ou de nacelle à durée limitée, pour lesquels la conception de type précise que l'avion ne peut voler durant une période de plus de 90 jours s'il n'est pas prouvé que les dispositions du présent règlement, sont respectées pour les changements apportés à la conception de type. Cette prescription ne s'applique qu'aux changements résultant de travaux de maintenance nécessaires.

16.14.2 MESURES DU BRUIT

16.14.2.1 Mesure d'évaluation du bruit

La mesure d'évaluation du bruit sera le niveau effectif de bruit perçu exprimé en EPNdB, comme il est indiqué à l'Appendice 2.

16.14.3 POINTS DE RÉFÉRENCE DE MESURE DU BRUIT


16.14.3.1 Les niveaux de bruit engendrés par un avion et mesurés conformément aux présentes normes n'excéderont pas les niveaux maximaux de bruit spécifiés au paragraphe 16.14.4, mesurés aux points spécifiés au Chapitre 16.3, paragraphe 16.3.3.1, alinéas (a), (b) et (c).

16.14.3.2 Points de mesure du bruit pendant les essais

Les dispositions du Chapitre 16.3, paragraphe 16.3.3.2, relatives aux points de mesure du bruit pendant les essais s'appliqueront.

16.14.4 NIVEAUX MAXIMAUX DE BRUIT

16.14.4.1 Les niveaux maximaux de bruit, déterminés conformément à la méthode d'évaluation du bruit exposée à l'Appendice 2, ne dépasseront pas les valeurs ci-après :

<p>RÉPUBLIQUE DE GUINÉE</p>  <p>Autorité Guinéenne de l'Aviation Civile</p>	<p>RAG 16 - PARTIE 1</p> <p>PROTECTION DE L'ENVIRONNEMENT</p> <p>BRUIT DES AÉRONEFS</p>
<p><i>PARTIE 2</i> CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AÉRONEFS</p>	<p>CHAPITRE 16.14 : AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES ET AVIONS À HÉLICES DONT LA MASSE MAXIMALE AU DÉCOLLAGE CERTIFIÉE EST ÉGALE OU SUPÉRIEURE À 55.000 kg</p>

16.14.4.1.1 Au point de référence de mesure du bruit latéral à pleine puissance.

103 EPNdB pour les avions dont la masse maximale au décollage certifiée pour laquelle la certification acoustique est demandée est égale ou supérieure à 400 000 kg, cette valeur décroissant linéairement avec le logarithme de la masse de l'avion pour atteindre 94 EPNdB à 35 000 kg, cette limite demeurant constante jusqu'à 8 618 kg, point où elle décroît linéairement avec le logarithme de la masse de l'avion pour atteindre 88,6 EPNdB à 2 000 kg, cette limite demeurant ensuite constante ;

16.14.4.1.2 Au point de référence de mesure du bruit au survol

(a) Avions monomoteurs ou bimoteurs

101 EPNdB pour les avions dont la masse maximale au décollage certifiée pour laquelle la certification acoustique est demandée est égale ou supérieure à 385 000 kg, cette valeur décroissant linéairement avec le logarithme de la masse de l'avion à raison de 4 EPNdB chaque fois que la masse diminue de moitié, pour atteindre 89 EPNdB, cette limite demeurant constante jusqu'à 8 618 kg, point où elle décroît linéairement avec le logarithme de la masse de l'avion à raison de 4 EPNdB chaque fois que la masse diminue de moitié jusqu'à une masse de 2 000 kg, cette limite demeurant ensuite constante.

(b) Avions trimoteurs

Comme à l'alinéa a), mais 104 EPNdB pour les avions dont la masse maximale au décollage certifiée est égale ou supérieure à 385 000 kg.

(c) Avions équipés de quatre moteurs ou plus

Comme à l'alinéa a), mais 106 EPNdB pour les avions dont la masse maximale au décollage certifiée est égale ou supérieure à 385 000 kg.

16.14.4.1.3 Au point de référence de mesure du bruit à l'approche

105 EPNdB pour les avions dont la masse maximale au décollage certifiée pour laquelle la certification acoustique est demandée est égale ou supérieure à 280 000 kg, cette valeur décroissant linéairement avec le logarithme de la masse de l'avion pour atteindre 98 EPNdB à 35 000 kg, cette limite demeurant constante jusqu'à 8 618 kg, point où elle décroît linéairement avec le logarithme de la masse de l'avion pour atteindre 93,1 EPNdB à 2 000 kg, cette limite demeurant ensuite constante.

16.14.4.1.4 La somme des différences aux trois points de mesure entre les niveaux maximaux de bruit et les niveaux maximaux de bruit autorisés spécifiés aux paragraphes 16.14.4.1.1, 16.14.4.1.2 et 16.14.4.1.3, ne sera pas inférieure à 17 EPNdB.

RÉPUBLIQUE DE GUINÉE  Autorité Guinéenne de l'Aviation Civile	RAG 16 - PARTIE 1 PROTECTION DE L'ENVIRONNEMENT BRUIT DES AÉRONEFS
PARTIE 2 CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AÉRONEFS	CHAPITRE 16.14 : AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES ET AVIONS À HÉLICES DONT LA MASSE MAXIMALE AU DÉCOLLAGE CERTIFIÉE EST ÉGALE OU SUPÉRIEURE À 55.000 kg

16.14.4.1.5 Le niveau maximal de bruit à chacun des trois points de mesure ne sera pas inférieur à 1 EPNdB au-dessous du niveau maximal de bruit autorisé correspondant spécifié aux paragraphes 16.14.4.1.1, 16.14.4.1.2 et 16.14.4.1.3.

Note. — Voir au Supplément A les équations utilisées pour le calcul des niveaux maximaux de bruit autorisés en fonction de la masse au décollage.

16.14.5 PROCÉDURES DE RÉFÉRENCE POUR LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE

Les procédures de référence pour la certification acoustique seront celles qui sont spécifiées au Chapitre 16.3, paragraphe 16.3.6.

16.14.6 PROCÉDURES D'ESSAI

Les procédures d'essai seront celles qui sont spécifiées au Chapitre 16.3, paragraphe 16.3.7.

16.14.7 RECERTIFICATION

En ce qui concerne les avions spécifiés au paragraphe 16.14.1.1, alinéa (d), la recertification sera accordée en partant du principe que les preuves utilisées pour déterminer la conformité au Chapitre 16.14 sont aussi satisfaisantes que les preuves associées aux avions spécifiés au paragraphe 16.14.1.1, alinéas (a), (b) et (c).



PARTIE 3

MESURE DU BRUIT AUX FINS DE LA SURVEILLANCE

Note. — L'exigence ci-après a été élaborée dans le but d'aider les États qui mesurent le bruit aux fins de la surveillance, jusqu'à ce qu'il soit possible de convenir d'une méthode unique.

- (a) La méthode présentée à l'Appendice 5 devra être utilisée lorsque la mesure du bruit des aéronefs est réalisée aux fins de la surveillance.

Note. — Les fins précitées comprennent notamment : le contrôle de l'application des procédures éventuellement exigées, en matière d'atténuation du bruit, pour les aéronefs en vol ou au sol et la vérification de l'efficacité de ces procédures. Il serait nécessaire d'obtenir une indication du degré de corrélation entre les valeurs obtenues par les méthodes utilisées pour les mesures du bruit effectuées aux fins de la conception des aéronefs et aux fins de la surveillance.



PARTIE 4

ÉVALUATION DU BRUIT AUX AÉROPORTS

Note : La Guinée n'a pas encore adopté une méthodologie nationale d'évaluation du bruit au voisinage des Aéroports. Mais lorsqu'elle sera envisagée, La Guinée emploiera la méthodologie exposée dans le Doc 9911 et recommandée par l'OACI pour le calcul des courbes de niveau de bruit au voisinage des aéroports.

PARTIE 5

APPROCHE ÉQUILIBRÉE DE LA GESTION DU BRUIT

Note. — Les dispositions de la Partie 2 du présent règlement visent la certification acoustique, laquelle se rapporte au bruit maximal émis par l'aéronef. Cependant, les procédures d'exploitation à moindre bruit approuvées par les administrations nationales et figurant dans les manuels d'utilisation des aéronefs permettent une réduction du bruit produit lors de l'utilisation de l'aéronef.

- (1) L'approche équilibrée de la gestion du bruit consiste à identifier le problème de bruit à un aéroport puis à analyser les diverses mesures disponibles pour l'atténuer en étudiant quatre principaux éléments, à savoir la réduction du bruit à la source (question abordée dans la Partie 2 du présent règlement), la planification et la gestion de l'utilisation des terrains, les procédures opérationnelles d'atténuation du bruit et des restrictions de l'exploitation, en vue d'attaquer le problème du bruit aussi économiquement que possible. Tous les éléments de l'approche équilibrée sont abordés dans le document intitulé *Orientations relatives à l'approche équilibrée de la gestion du bruit des aéronefs* (Doc 9829) de l'OACI.
- (2) Des procédures d'exploitation à moindre bruit ne seront prescrites que si l'Autorité chargée de la réglementation établit, sur la base d'études et de consultations appropriées, qu'il existe un problème de bruit.
- (3) Les procédures d'exploitation à moindre bruit seront élaborées en coopération avec des exploitants qui utilisent l'aérodrome concerné.
- (4) Les facteurs à prendre en compte dans l'élaboration des procédures appropriées d'exploitation à moindre bruit comprennent:
 - (a) la nature et l'importance du problème de bruit, notamment :
 - (1) l'emplacement des zones sensibles au bruit ;
 - (2) les heures critiques ;
 - (b) les types de trafic en cause, notamment la masse des aéronefs, l'altitude de l'aérodrome, les questions de température ;
 - (c) les types de procédures susceptibles d'être les plus efficaces ;
 - (d) les marges de franchissement d'obstacles (PANS-OPS, Volumes I et II [Doc 8168]) ;
 - (e) les performances humaines dans l'application des procédures d'exploitation.



Note 1. — Voir le RAG 06 - Partie OPS 1, paragraphe OPS1.D.045 au sujet des procédures d'exploitation à moindre bruit.

Note 2. — On trouve des éléments indicatifs sur les facteurs humains dans le Manuel d'instruction sur les facteurs humains (Doc 9683).

(5) L'OACI a élaboré des éléments indicatifs pour aider les services de planification à prendre les mesures appropriées pour garantir la compatibilité de la gestion de l'utilisation des terrains aux abords des aéroports dans l'intérêt à la fois des aéroports et des communautés avoisinantes (Manuel de planification d'aéroport, Partie 2 [Doc 9184]).



APPENDICES



APPENDICE 1 :

MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES –

Demande de certificat de type présentée avant le 6 octobre 1977

Note 1. — Voir Partie 2 chapitre 16.2.

Note 2. — Les dispositions du présent appendice s'appliquent aussi à certains types d'avions qui font l'objet des chapitres 16.5 et 16.12.

1. INTRODUCTION

Note 1. — La présente méthode d'évaluation du bruit comprend les rubriques suivantes :

- (a) *les conditions d'essai et de mesure de certification acoustique ;*
- (b) *la mesure du bruit des avions perçu au sol ;*
- (c) *le calcul du niveau effectif de bruit perçu à partir des mesures de bruit ;*
- (d) *la communication de données au service de certification et correction des données mesurées.*

Note 2. — Les instructions et les procédures qui figurent dans cette méthode sont nettement délimitées afin d'assurer l'uniformité des essais de certification et de permettre la comparaison entre des essais effectués sur des types différents d'avions à des emplacements géographiques différents. Cette méthode ne s'applique qu'aux avions visés par les dispositions d'application de la Partie 2, Chapitre 16.2.

Note 3.— Une liste complète de symboles et d'unités, la formulation mathématique de la bruyance perçue, une procédure de détermination de l'absorption du son par l'atmosphère et des procédures détaillées pour ramener aux conditions de référence les niveaux de bruit déterminés dans d'autres conditions figurent aux sections 6 à 9 du présent appendice.

2. CONDITIONS D'ESSAI ET DE MESURE POUR LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE.

2.1 GÉNÉRALITÉS

La présente section stipule les conditions dans lesquelles seront effectués les essais de certification acoustique ainsi que les méthodes qui seront utilisées.


APPENDICES 1 : MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES

Note. — Un grand nombre de demandes de certification acoustique ne portent que sur des modifications mineures dans la conception de type de l'avion. Les changements acoustiques qui en résultent peuvent souvent être évalués de façon fiable sans qu'il soit nécessaire de recourir à un essai complet, comme celui qui est décrit dans le présent appendice. Pour cette raison, le service de certification est encouragé à permettre l'utilisation de « procédures équivalentes » appropriées. De plus il existe des procédures équivalentes qui peuvent être utilisées pour des essais complets de certification, en vue de réduire les coûts et d'obtenir des résultats fiables. Des éléments indicatifs sur l'utilisation des procédures équivalentes dans la certification acoustique des avions à réaction subsoniques figurent dans le Manuel technique environnemental des procédures de certification acoustique des aéronefs (Doc 9501). Volume I — Procédures de certification acoustique des aéronefs.

2.2 CONDITIONS GÉNÉRALES D'ESSAI

2.2.1 Les essais destinés à montrer qu'un avion est conforme aux spécifications établies pour la certification acoustique se composeront d'une série de décollages et d'atterrissages pendant lesquels des mesures seront faites aux points de mesure spécifiés par le service de certification. Ces points sont essentiellement les suivants :

- (a) le point de mesure survolé au décollage¹ ;
- (b) le point de mesure à l'approche
- (c) les points de mesure latéraux

qui, aux fins de la certification acoustique, sont spécifiés dans la Partie 2, chapitre 16.2, paragraphe 16.2.3. Pour garantir l'obtention du niveau de bruit subjectif maximal le long de la ligne latérale, on utilisera un nombre suffisant de points de mesure. Pour déterminer toute asymétrie du champ sonore, un poste de mesure au moins sera situé sur la parallèle, symétrique par rapport à l'axe. Au cours de chaque décollage, des mesures simultanées seront effectuées aux points de mesure latéraux de chaque côté de la piste ainsi qu'au point de mesure situé à la verticale de l'avion.

2.2.2 Les points de mesure du bruit d'un avion en vol seront entourés d'un terrain relativement plat ne présentant pas de caractéristiques d'absorption excessive du son telles que celles que peuvent causer de l'herbe dense, de hautes herbes, des broussailles ou des bois. Il n'y aura aucun obstacle qui puisse influencer sensiblement le champ sonore de l'avion à l'intérieur d'un volume conique ayant son sommet au point de mesure, son axe perpendiculaire au sol et un demi-angle au sommet de 75°. Si la hauteur du sol en un point de mesure diffère de plus de 6 m (20 ft) de celle du point de la piste le plus proche, il y aura lieu d'apporter des corrections aux mesures.

1. Aussi appelé « point de mesure du bruit au décollage »

**APPENDICES 1 : MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES**

Note. — Les personnes qui effectuent les mesures sont susceptibles de constituer elles-mêmes de tels obstacles.

2.2.3 Les essais seront effectués dans les conditions atmosphériques suivantes :

- (a) absence de précipitation ;
- (b) humidité relative comprise entre 30 % et 90 % ;
- (c) température ambiante comprise entre 2 °C et 30 °C à 10 m (33 ft) au-dessus du sol ;
- (d) vitesse moyenne du vent n'excédant pas 5,1 m/s (10 kt), avec composante moyenne de vent traversier n'excédant pas 2,6 m/s (5 kt) à 10 m (33 ft) au-dessus du sol. Il est recommandé que la moyenne soit calculée sur un intervalle de 30 s couvrant la période où le niveau de bruit est de 10 dB au-dessous du maximum ;

Note.— Les fenêtres d'essai de certification acoustique concernant des vitesses du vent exprimées en m/s résultent de la conversion de valeurs de vitesse utilisées de longue date exprimées en nœuds, conversion qui a été effectuée au moyen d'un facteur compatible avec les indications du RAG 05, Chapitre 05.3, Tableau 3-3, et dont les résultats ont été arrondis au 0,1 m/s près. Les valeurs indiquées ici, exprimées dans l'une ou l'autre unité, sont considérées équivalentes pour l'établissement du respect des fenêtres d'essai concernant des vitesses du vent pour les besoins de la certification acoustique.

- (e) absence de toute inversion de température ou de toute condition de vent anormale qui influencerait sensiblement sur le niveau de bruit de l'avion lorsque le bruit est enregistré aux points de mesure spécifiés par le service de certification.

2.3 PROCÉDURES D'ESSAI DES AVIONS

2.3.1 Les procédures d'essai seront acceptables pour le service de certification de navigabilité et le service de certification acoustique de l'État qui délivre le certificat.

2.3.2 Les procédures d'essai des avions et les mesures de bruit seront exécutées et traitées d'une manière agréée pour obtenir la mesure du bruit désignée sous le nom de niveau effectif de bruit perçu (EPNL), exprimé en unités EPNdB, défini à la section 4 du présent appendice.

2.3.3 La hauteur de l'avion et son écart latéral par rapport au prolongement de l'axe de piste seront déterminés par une méthode indépendante des instruments de bord ordinaires, telle que la poursuite radar, la triangulation au théodolite ou des techniques photographiques, et agréée par le service de certification.

**APPENDICES 1 : MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES**

2.3.4 La position de l'avion sur sa trajectoire sera rapportée au bruit enregistré aux points de mesure au moyen de signaux de synchronisation. La position de l'avion par rapport à la piste sera enregistrée à partir d'un point situé à 7,4 km (4 NM) au moins du seuil d'atterrissage lors de l'approche et d'un point situé à 11 km (6 NM) au moins du début du roulement au décollage lors du décollage.

2.3.5 Si l'essai au décollage est effectué à une masse différente de la masse maximale de décollage à laquelle la certification acoustique est exigée, la correction à apporter à l'EPNL n'excédera pas 2 EPNdB. Si l'essai à l'approche est effectué à une masse différente de la masse maximale d'atterrissage à laquelle la certification acoustique est exigée, la correction à apporter à l'EPNL n'excédera pas 1 EPNdB. Les données agréées par les services de certification seront utilisées pour déterminer les variations de l'EPNL avec la masse dans les conditions d'essai au décollage et à l'approche.

2.4 MESURES

2.4.1 Les données sur la position et les performances nécessaires pour apporter les corrections mentionnées à la section 5 du présent appendice seront enregistrées automatiquement à un taux d'échantillonnage agréé. La position de l'avion par rapport à la piste sera enregistrée à partir d'un point situé à 7,4 km (4 NM) au moins du seuil d'atterrissage pour les essais à l'approche et jusqu'à un point situé à 11 km (6 NM) au moins du point de départ du roulement au décollage pour les essais au décollage. L'appareillage de mesure sera agréé par le service de certification.

2.4.2 Les données sur la position et les performances seront ramenées, par les méthodes indiquées à la section 5 du présent appendice, aux conditions météorologiques de référence spécifiées au paragraphe 5.3 alinéa (a).

2.4.3 Les données acoustiques seront ramenées, par les méthodes indiquées à la section 5 du présent appendice, aux conditions météorologiques de référence spécifiées au paragraphe 5.3 alinéa (a) (1), (2) et (3). Des corrections seront également apportées aux données acoustiques pour ramener ces données aux valeurs correspondant aux conditions suivantes : variations de la distance minimale d'essai par rapport à la distance minimale de référence entre la trajectoire d'approche de l'avion et le point de mesure à l'approche ; trajectoire de décollage dans le plan vertical passant par le point de mesure à la verticale de l'avion ; différence de plus de 6 m (20 ft) entre la hauteur du point de mesure et celle du point de la piste le plus proche.

2.4.4 La tour de contrôle de l'aérodrome ou une autre installation sera adoptée comme emplacement central où les mesures des paramètres atmosphériques sont représentatives des conditions de la zone géographique dans laquelle les mesures de bruit sont effectuées. Toutefois, la

**APPENDICES 1 : MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES**

vitesse du vent et la température de l'air ambiant à la surface seront mesurées près de l'emplacement du microphone aux points de mesure à l'approche et au décollage ainsi qu'aux points de mesure latéraux, et les essais ne seront pas acceptables si les conditions ne sont pas conformes aux dispositions de la section 2 du présent appendice.

3. MESURE DU BRUIT DES AVIONS PERÇU AU SOL**3.1 GÉNÉRALITÉS**

3.1.1 Les mesures fourniront les données nécessaires pour déterminer, en fonction du temps et par bandes de tiers d'octave, le bruit engendré par un avion en vol en tout point de mesure spécifié.

3.1.2 La distance entre le point de mesure et l'avion sera déterminée par des moyens tels que : triangulation au théodolite, photographie de l'avion quand il passe à la verticale des points de mesure, altimètre radar et radar de poursuite. La méthode utilisée sera approuvée par le service de certification.

3.1.3 Les niveaux de pression acoustique pour l'évaluation du bruit seront déterminés à l'aide d'un équipement acoustique et de méthodes de mesure agréés et conformes aux spécifications données ci-après (paragraphe 16.3.2 à 16.3.4).

3.2 APPAREILLAGE DE MESURE

L'appareillage de mesure acoustique consistera en un équipement agréé équivalant à l'équipement suivant :

- (a) un système microphonique ayant une réponse en fréquence compatible avec la précision du dispositif de mesure et d'analyse indiquée au paragraphe 16.3.3 ;
- (b) un pied à trois branches ou autre support de microphone perturbant le moins possible le son mesuré ;
- (c) un équipement d'enregistrement et de reproduction ayant des caractéristiques, une réponse en fréquence et une gamme dynamique compatibles avec les spécifications de réponse et de précision du paragraphe 16.3.3 ;
- (d) des appareils d'étalonnage acoustique émettant un bruit sinusoïdal ou à large bande ayant niveau de pression acoustique connu. Si l'on utilise un bruit à large bande, le signal sera défini par sa valeur quadratique moyenne et maximale pour un niveau de signal sans surcharge ;

**APPENDICES 1 : MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES**

(e) un appareillage d'analyse conforme aux spécifications de réponse et de précision du paragraphe 16.3.4.

3.3 ÉQUIPEMENT DE DÉTECTION, D'ENREGISTREMENT ET DE REPRODUCTION

3.3.1 Le bruit engendré par l'avion sera enregistré de façon à recueillir des renseignements complets sur ce bruit, y compris ses variations dans le temps. Un magnétophone est acceptable à cette fin.

3.3.2 Les caractéristiques de l'équipement seront conformes aux recommandations de la publication n°179², de la Commission électrotechnique internationale (CEI) en ce qui concerne les sections relatives aux caractéristiques du microphone et de l'amplificateur.

Note. — Le texte et les spécifications de la publication n°179³ de la CEI intitulée « Sonomètres de précision » sont incorporés au présent appendice, dont ils font partie intégrante, au moyen de renvois³.

3.3.3 La réponse de l'ensemble de l'équipement à une onde sinusoïdale progressive sensiblement plane, d'amplitude constante, se trouvera dans les limites de tolérance spécifiées dans la publication n°179² de la CEI pour une gamme de fréquences allant de 45 Hz à 11 200 Hz.

3.3.4 Si les limites de la gamme dynamique de l'équipement l'exigent, une préaccentuation haute fréquence sera ajoutée à la voie d'enregistrement, et une désaccentuation correspondante à la voie de restitution. La préaccentuation sera effectuée de telle façon que le niveau de pression acoustique instantané enregistré entre les valeurs 800 Hz et 11 200 Hz du signal sonore maximal mesuré ne varie pas de plus de 20 dB entre les niveaux des bandes de tiers d'octave maximale et minimale.

3.3.5 L'équipement fera l'objet d'un étalonnage acoustique au moyen d'un appareillage d'étalonnage acoustique en champ libre et d'un étalonnage électronique, conformément aux dispositions du paragraphe 16.3.4.

3.3.6 Le microphone sera protégé des effets du vent au moyen d'un écran lors de toutes les mesures de bruit effectuées avec une vitesse du vent dépassant 3m/s (6 kt). Des corrections seront apportées aux mesures en fonction de la fréquence pour tenir compte des pertes causées par l'écran, et les corrections ainsi apportées seront incorporées dans le compte rendu.

2. Amendée.

3. Ce document a été publié pour la première fois en 1965 par le Bureau central de la Commission électrotechnique internationale, 3, rue de Varembé, Genève (Suisse).



3.4 ÉQUIPEMENT D'ANALYSE

3.4.1 Une analyse en fréquence du signal acoustique sera effectuée d'une manière équivalant à l'emploi de filtres de tiers d'octave conformément aux recommandations qui figurent dans la publication n°225⁴ de la Commission électrotechnique internationale (CEI).

Note.— Le texte et les spécifications de la publication n°225⁵ de la CEI intitulée « Filtres de bandes d'octave, demi octave et de tiers d'octave destinés à l'analyse des sons et des vibrations », sont incorporés au présent appendice, dont ils font partie intégrante, au moyen de renvois⁵.

3.4.2 Un jeu de 24 filtres consécutifs de tiers d'octave, ou son équivalent, sera utilisé. Le premier filtre de ce jeu sera centré sur une fréquence moyenne géométrique de 50 Hz et le dernier filtre sera centré sur une fréquence moyenne géométrique de 10 kHz.

3.4.3 L'indicateur de l'équipement d'analyse sera un dispositif analogique ou digital ou une combinaison des deux. La séquence préférable de traitement du signal sera la suivante :

- (a) élever au carré les signaux de sortie des filtres de tiers d'octave ;
- (b) calculer la moyenne des résultats ou les intégrer ;
- (c) convertir les fonctions linéaires en fonctions logarithmiques.

L'indicateur aura une capacité de facteur de crête minimale de 3 et mesurera avec une tolérance de $\pm 1,0$ dB le niveau moyen quadratique vrai du signal dans chacune des 24 bandes de tiers d'octave. Si un indicateur autre qu'un indicateur à moyenne quadratique vraie est utilisé, il sera étalonné pour des signaux non sinusoïdaux et des niveaux qui varient avec le temps. L'étalonnage fournira le moyen de convertir les niveaux de sortie en niveaux quadratiques moyens vrais.

3.4.4 La réponse dynamique de l'équipement d'analyse aux signaux d'entrée d'amplitude maximale et à 20 dB inférieurs à l'amplitude maximale sera conforme aux deux spécifications suivantes :

- (a) la valeur maximale de sortie sera de 4 dB ± 1 dB inférieure à la valeur obtenue pour un signal de la même fréquence et de la même amplitude en régime permanent lorsqu'une impulsion sinusoïdale d'une durée de 0,5 s à la fréquence centrale de chaque bande de tiers d'octave sera appliquée au signal d'entrée ;

³ Amendée.

⁴ Ce document a été publié pour la première fois en 1966 par le Bureau central de la Commission électrotechnique internationale, 3, rue de Varembe, Genève (Suisse).

**APPENDICES 1 : MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES**

(b) la valeur maximale de sortie excédera la valeur finale en régime permanent de $0,5 \pm 0,5$ dB lorsqu'un signal sinusoïdal en régime permanent à la moyenne géométrique des fréquences de chaque bande de tiers d'octave sera appliqué brusquement au signal d'entrée de l'équipement d'analyse et sera maintenu constant.

3.4.5 Une valeur unique du niveau moyen quadratique sera donnée toutes les $0,5 \pm 0,01$ s pour chacune des 24 bandes de tiers d'octave. Les niveaux des 24 bandes de tiers d'octave seront obtenus dans un intervalle de temps de 50 ms. Dans tout intervalle de 0,5 s, 5 ms au plus du signal seront exclues de la mesure.

3.4.6 Le pouvoir séparateur en amplitude de l'équipement d'analyse sera inférieur ou égal à 0,50 dB.

3.4.7 Chaque niveau de sortie de l'équipement d'analyse aura une précision de $\pm 1,0$ dB par rapport au signal d'entrée lorsque toutes les erreurs systématiques auront été éliminées. Le total des erreurs systématiques des niveaux de sortie n'excédera pas ± 3 dB. Pour les filtres contigus, la correction des erreurs systématiques entre voies adjacentes de tiers d'octave n'excédera pas 4 dB.

3.4.8 La gamme dynamique de l'équipement d'analyse pour la présentation du bruit d'un seul avion sera telle que la différence entre le niveau de sortie maximal et le niveau maximal de bruit de l'équipement d'analyse soit au moins de 45 dB.

3.4.9 L'ensemble de l'équipement électronique sera soumis à un étalonnage électrique en fréquence et amplitude au moyen de signaux sinusoïdaux ou à large bande, à des fréquences allant de 45 Hz à 11 200 Hz, et d'une amplitude qui couvre la gamme des niveaux de signaux fournis par le microphone. Si l'on utilise des signaux à large bande, ceux-ci seront définis par leurs valeurs quadratiques moyennes et maximales pour un niveau de signal sans surcharge.

3.5 MÉTHODES DE MESURE DU BRUIT

3.5.1 Les microphones seront orientés dans une direction connue de telle façon que le bruit maximal arrive d'une direction aussi proche que possible de la direction pour laquelle les microphones auront été étalonnés. Les microphones seront placés de telle façon que leurs éléments sensibles se trouvent à environ 1,2 m (4 ft) au-dessus du sol.

3.5.2 Immédiatement avant et après chaque essai, un enregistrement de l'étalonnage acoustique de l'équipement sera effectué sur le terrain à l'aide d'un appareil d'étalonnage acoustique, tant pour vérifier la sensibilité de l'équipement que pour fournir un niveau de référence acoustique pour l'analyse des données sur le niveau acoustique.

APPENDICES 1 : MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES

3.5.3 Afin de réduire au minimum les erreurs imputables à l'équipement et à l'opérateur, les étalonnages sur le terrain seront complétés chaque fois que possible par l'insertion d'un signal électrique connu à l'entrée du microphone, juste avant et après l'enregistrement du bruit de l'avion.

3.5.4 Le bruit de fond, y compris le bruit ambiant et le bruit électrique de l'équipement de mesure, sera enregistré et déterminé dans la zone des essais, l'amplification étant réglée aux niveaux qui seront utilisés pour les mesures du bruit des avions. Si les niveaux de pression acoustique de l'avion ne dépassent pas les niveaux de pression acoustique ambiante d'au moins 10 dB dans l'une quelconque des bandes de tiers d'octave significatives, on appliquera les corrections approuvées pour la contribution du niveau de pression acoustique ambiante au niveau de pression acoustique observé.

4 CALCUL DU NIVEAU EFFECTIF DE BRUIT PERÇU À PARTIR DES MESURES DE BRUIT

4.1 GÉNÉRALITÉS

4.1.1 L'élément fondamental des critères de certification acoustique sera la mesure de bruit appelée niveau effectif de bruit perçu (EPNL), exprimé en unités EPNdB, qui représente l'expression numérique des effets subjectifs du bruit des avions sur l'être humain. En termes plus simples, l'EPNL sera égal au niveau instantané de bruit perçu (PNL) corrigé pour les irrégularités spectrales (la correction, désignée par l'expression « facteur de correction de son pur » s'effectue pour le son pur maximal seulement à chaque intervalle de temps) et pour la durée.

4.1.2 Trois propriétés physiques fondamentales de la pression acoustique seront mesurées : niveau, distribution des fréquences et variation avec le temps. Pour être plus précis, il sera nécessaire de connaître le niveau de pression acoustique instantané dans chacune des 24 bandes de tiers d'octave du bruit pour chaque intervalle d'une demi-seconde lors du passage de l'avion.

4.1.3 La méthode de calcul de l'EPNL en tant qu'évaluation de la réaction subjective à partir des mesures physiques du bruit comprendra les cinq phases suivantes :

- (a) les 24 bandes de tiers d'octave du niveau de pression acoustique sont converties en bruyance perçue au moyen d'une table de bruyance⁶. Les valeurs de la bruyance en noys sont combinées puis transformées en niveaux instantanés de bruit perçu $PNL(k)$;
- (b) on calcule pour chaque spectre un facteur de correction de son pur $C(k)$ pour tenir compte de la réaction subjective à la présence d'irrégularités spectrales ;
- (c) on ajoute le facteur de correction de son pur au niveau de bruit perçu pour obtenir le niveau de bruit perçu corrigé pour les sons pur $PNLT(k)$ pour chaque intervalle d'une demi-seconde :


APPENDICES 1 : MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES

$$PNLT(k) = PNL(k) + C(k)$$

Les valeurs instantanées du niveau de bruit perçu corrigées pour les sons purs sont obtenues et la valeur maximale PNLTM est déterminée ;

- (d) un facteur de correction de durée D est calculé par intégration à partir de la courbe des niveaux de bruit perçu corrigés pour les sons purs en fonction du temps ;
- (e) le niveau effectif de bruit perçu EPNL est déterminé en faisant la somme algébrique du niveau maximal de bruit perçu corrigé pour les sons purs et du facteur de correction de durée :

$$EPNL = PNLTM + D$$

4.2 NIVEAU DE BRUIT PERÇU

Les niveaux instantanés de bruit perçu $PNL(k)$ seront calculés à partir des niveaux de pression acoustique de bande de tiers d'octave $SPL(i,k)$ de la façon suivante :

Phase 1. Convertir le niveau de pression acoustique de chaque bande de tiers d'octave $SPL(i,k)$, de 50 Hz à 10 000 Hz en bruyance perçue $n(i,k)$ au moyen du Tableau A1-1 ou de la formule mathématique de la table de bruyance qui figure à la section 7.

Phase 2. Combiner les valeurs de la bruyance perçue $n(i,k)$ calculées dans la phase 1 au moyen de la formule suivante :

$$N(k) = n(k) + 0,15 \left\{ \left[\sum_{i=1}^{24} n(i,k) \right] - n(k) \right\}$$

$$= 0,85 n(k) + 0,15 \sum_{i=1}^{24} n(i,k)$$

dans laquelle $n(k)$ est la plus grande des 24 valeurs de $n(i,k)$, et $N(k)$ la bruyance totale perçue.

Phase 3. Convertir la bruyance totale perçue $N(k)$ en niveau de bruit perçu $PNL(k)$ au moyen de la formule suivante :

$$PNL(k) = 40,0 + \frac{10}{\log 2} \log N(k)$$

qui est représentée graphiquement sur la Figure A1-1. On peut également obtenir $PNL(k)$ en choisissant $N(k)$ dans la colonne des 1 000 Hz du Tableau A1-1 et en lisant la valeur correspondante de $SPL(i,k)$ qui, à 1 000 Hz, est égale à $PNL(k)$.

6. Voir Tableau A1-1



APPENDICES 1 : MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES

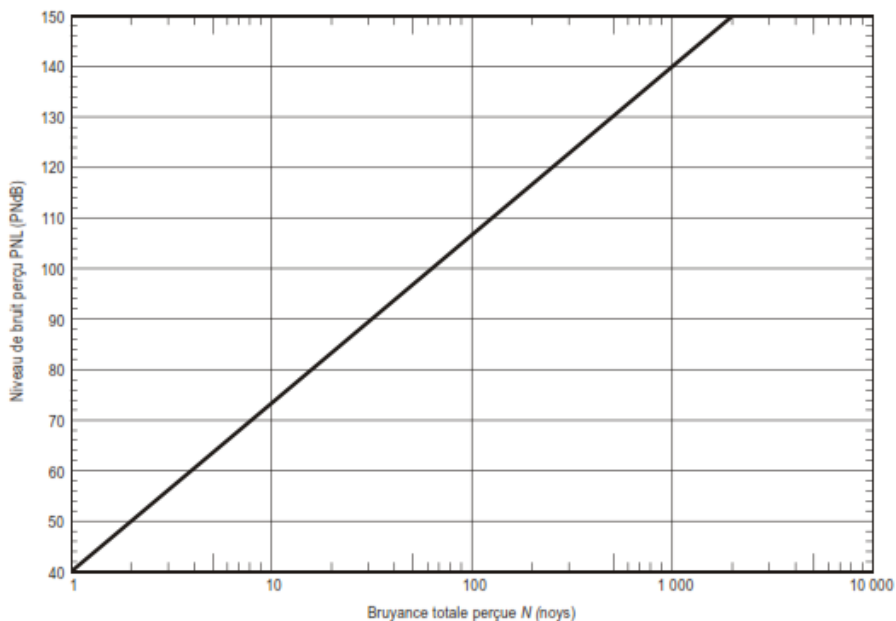


Figure A1-1. Niveau de bruit perçu en fonction de la bruyance totale perçue



4.3 CORRECTION DES IRRÉGULARITÉS SPECTRALES

Le bruit présentant des irrégularités spectrales marquées (par exemple la valeur maximale des fréquences discrètes ou sons purs) sera corrigé au moyen du facteur $C(k)$ calculé comme suit :

Phase 1. En partant du niveau de pression acoustique corrigé de la bande de tiers d'octave des 80 Hz (bande n°3) calculer les variations du niveau de pression acoustique (ou « pentes ») des autres bandes de tiers d'octave comme suit:

$$s(3,k) = \text{néant}$$

$$s(4,k) = \text{SPL}(4,k) - \text{SPL}(3,k)$$

•

•

•

$$s(i,k) = \text{SPL}(i,k) - \text{SPL}[(i-1),k]$$

•

•

•

$$s(24,k) = \text{SPL}(24,k) - \text{SPL}(23,k)$$

Phase 2. Entourer d'un cercle la valeur de la pente $s(i,k)$ pour laquelle la valeur absolue du changement de pente est supérieure à 5, c'est-à-dire pour laquelle

$$|\Delta s(i,k)| = |s(i,k) - s[(i-1),k]| > 5$$

Phase 3.

- Si la valeur de la pente $s(i,k)$ entourée d'un cercle est positive et supérieure en valeur algébrique à la pente $s[(i-1), k]$, entourer d'un cercle $\text{SPL}(i,k)$.
- Si la valeur de la pente $s(i,k)$ entourée d'un cercle est nulle ou négative et si la pente $s[(i-1),k]$ est positive, entourer d'un cercle $\text{SPL}[(i-1),k]$.
- Pour tous les autres cas, aucune valeur du niveau de pression acoustique ne doit être entourée d'un cercle.

Phase 4. En laissant de côté toutes les valeurs de $\text{SPL}(i,k)$ entourées d'un cercle dans la phase 3, calculer les nouveaux niveaux corrigés de pression acoustique $\text{SPL}'(i,k)$ de la façon suivante :



APPENDICES 1 : MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES

- (a) Pour les niveaux de pression acoustique non entourés d'un cercle, les nouveaux niveaux de pression acoustique sont égaux aux niveaux de pression acoustique originaux $SPL' (i,k) = SPL(i,k)$.
- (b) Pour les niveaux de pression acoustique entourés d'un cercle dans les bandes 1 à 23 inclusivement, le nouveau niveau de pression acoustique est égal à la moyenne arithmétique du niveau de pression acoustique qui précède et de celui qui suit :

$$SPL' (i,k) = (1/2) \{SPL[(i-1), k] + SPL[(i+1),k]\}$$

- (c) Si le niveau de pression acoustique dans la bande des fréquences les plus élevées ($i = 24$) est entouré d'un cercle, le nouveau niveau de pression acoustique dans cette bande devient :

$$SPL' (24,k) = SPL(23,k) + s(23,k)$$

Phase.5 Calculer les nouvelles pentes $s' (i,k)$ y compris une pente pour une 25^e bande imaginaire de la façon suivante :

$$s' (3,k) = s' (4,k)$$

$$s' (4,k) = SPL' (4,k) - SPL' (3,k)$$

•

•

•

$$s' (i,k) = SPL' (i,k) - SPL' [(i-1),k]$$

•

•

•

$$s' (24,k) = SPL' (24,k) - SPL' (23,k)$$

$$s' (25,k) = s' (24,k)$$

Phase 6. En prenant pour i les valeurs de 3 à 23, calculer la moyenne arithmétique de trois pentes successives de la façon suivante :

$$s(i,k) = (1/3) \{s' (i,k) + s' [(i+1),k] + s' [(i+2), k]\}$$



APPENDICES 1 : MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES

Phase 7. Calculer le niveau final de pression acoustique du bruit de fond dans la bande de tiers d'octave $SPL''(i,k)$ en commençant par la bande n°3 jusqu'à la bande n° 24 de la façon suivante :

$$SPL''(3,k) = SPL(3,k)$$

$$SPL''(4,k) = SPL''(3,k) + s(3,k)$$

•

•

•

$$SPL''(i,k) = SPL''(i-1, k) + s(i-1,k)$$

•

•

•

$$SPL''(24,k) = SPL''(23,k) + s(23,k)$$

Phase 8. Calculer la différence $F(i,k)$, entre le niveau original de pression acoustique et le niveau final de pression acoustique du bruit de fond de la façon suivante :

$$F(i,k) = SPL(i,k) - SPL''(i,k)$$

En ne retenant que les valeurs égales ou supérieures à trois.

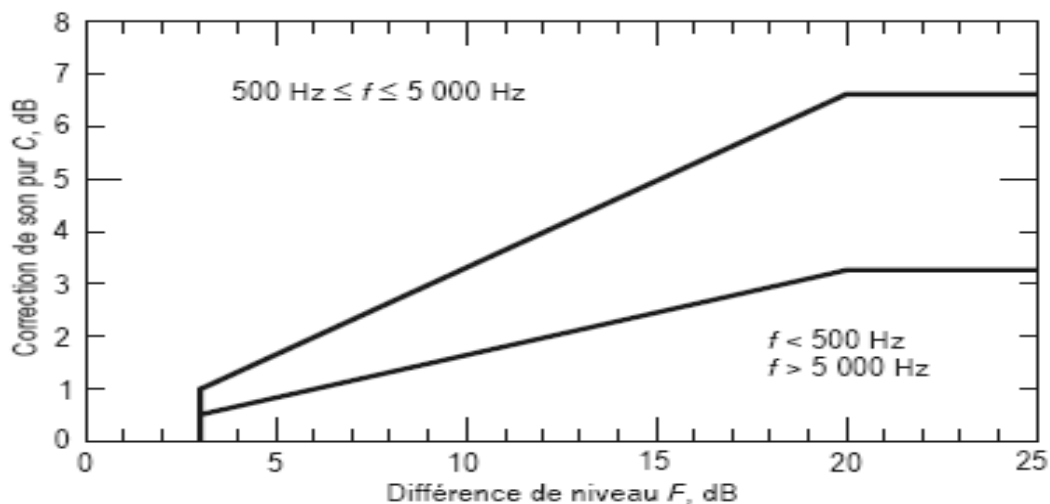
Phase 9. Pour chacune des bandes de tiers d'octave appropriées (3 à 24), déterminer les facteurs de correction de son pur à partir des différences de niveau de pression acoustique $F(i,k)$ et du Tableau A1-2.

Phase 10. Prendre pour facteur de correction de son pur $C(k)$ la plus grande des valeurs obtenues dans la phase 9. Un exemple de la procédure de correction de son pur figure dans le Tableau A1-3.



APPENDICES 1 : MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES

Tableau A1-2. Facteurs de correction de son pur



Fréquence f , Hz	Différence de niveau F , dB	Correction de son pur C , dB
$50 \leq f < 500$	$3^* \leq F < 20$	$F/6$
	$20 \leq F$	$3\frac{1}{3}$
$500 \leq f \leq 5\,000$	$3^* \leq F < 20$	$F/3$
	$20 \leq F$	$6\frac{2}{3}$
$5\,000 < f \leq 10\,000$	$3^* \leq F < 20$	$F/6$
	$20 \leq F$	$3\frac{1}{3}$

* Voir la phase 8 du § 4.3.



APPENDICES 1 : MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES

Tableau A1-3. Exemple de calcul de correction de son pur pour un réacteur à turbosoufflante

①	②	③	④	⑤	⑥	⑦	⑧	⑨	⑩	⑪
Bande (i)	f Hz	SPL dB	S dB Phase 1	1ΔS1 dB Phase 2	SPL' dB Phase 4	S' dB Phase 5	\bar{S} dB Phase 6	SPL'' dB Phase 7	F dB Phase 8	C dB Phase 9
1	50	—	—	—	—	—	—	—	—	—
2	63	—	—	—	—	—	—	—	—	—
3	80	70	—	—	70	-8	-2½	70	—	—
4	100	62	-8	—	62	-8	+3½	67½	—	—
5	125	70	+8	16	71	+9	+6½	71	—	—
6	160	80	+10	2	80	+9	+2½	77½	—	—
7	200	82	+2	8	82	+2	-1½	80½	—	—
8	250	83	+1	1	79	-3	-1½	79	4	¾
9	315	76	-7	8	76	-3	+½	77½	—	—
10	400	80	+4	11	78	+2	+1	78	—	—
11	500	80	0	4	80	+2	0	79	—	—
12	630	79	-1	1	79	-1	0	79	—	—
13	800	78	-1	0	78	-1	-½	79	—	—
14	1 000	80	+2	3	80	+2	-¾	78¾	—	—
15	1 250	78	-2	4	78	-2	-½	78	—	—
16	1 600	76	-2	0	76	-2	+½	77½	—	—
17	2 000	79	+3	5	79	+3	+1	78	—	—
18	2 500	85	+6	3	79	0	-½	79	6	2
19	3 150	79	-6	12	79	0	-2¾	78¾	—	—
20	4 000	78	-1	5	78	-1	-6½	76	—	—
21	5 000	71	-7	6	71	-7	-8	69¾	—	—
22	6 300	60	-11	4	60	-11	-8¾	61¾	—	—
23	8 000	54	-6	5	54	-6	-8	53	—	—
24	10 000	45	-9	3	45	-9	—	45	—	—
						-9				

Phase 1	$\textcircled{3}(i) - \textcircled{3}(i-1)$
Phase 2	$ \textcircled{4}(i) - \textcircled{4}(i-1) $
Phase 3	voir instructions
Phase 4	voir instructions
Phase 5	$\textcircled{6}(i) - \textcircled{6}(i-1)$

Phase 6	$[\textcircled{7}(i) + \textcircled{7}(i+1) + \textcircled{7}(i+2)] + 3$
Phase 7	$\textcircled{9}(i-1) + \textcircled{8}(i-1)$
Phase 8	$\textcircled{3}(i) - \textcircled{9}(i)$
Phase 9	voir Tableau A1-2

Les niveaux de bruit perçu corrigés pour les sons purs PNL $T(k)$ seront déterminés en ajoutant la valeur $C(k)$ aux valeurs correspondantes de PNL (k) , c'est-à-dire :

$$\text{PNLT}(k) = \text{PNL}(k) + C(k)$$

Si, dans une bande i de tiers d'octave dans le k -ième intervalle de temps, on soupçonne que le facteur de correction de son pur provient d'une cause autre qu'un son pur (ou qui s'ajoute à un son pur) ou toute irrégularité autre que le bruit de l'avion, on pourra procéder à une analyse supplémentaire en utilisant un filtre ayant une largeur de bande plus étroite qu'un tiers d'octave. Si cette analyse confirme les soupçons, on calculera une valeur révisée du niveau de pression acoustique de fond SPL " i,k " à partir de ladite analyse et on l'utilisera pour calculer un facteur de correction de son pur révisé pour la bande de tiers d'octave considérée.

4.4 NIVEAU MAXIMAL DE BRUIT PERÇU CORRIGÉ POUR LES SONS PURS

4.4.1 Le niveau maximal de bruit perçu corrigé pour les sons purs PNL TM , sera égal à la valeur maximale du niveau de bruit perçu corrigé pour les sons purs PNL $T(k)$. Il sera calculé conformément à la méthode indiquée au paragraphe 4.3 de la présente section. Pour obtenir une représentation satisfaisante des variations du bruit en fonction du temps, les mesures seront effectuées à intervalles de temps d'une demi-seconde.

Note.— La Figure A1-2 montre un exemple de variation du bruit en fonction du temps où la valeur maximale apparaît nettement.

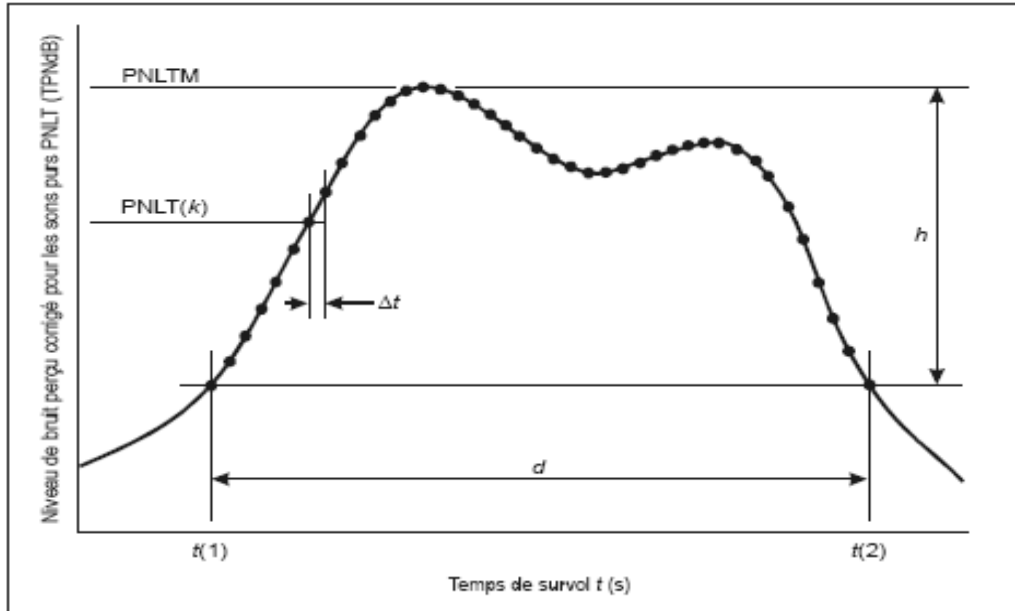


Figure A1-2. Exemple de variation du niveau de bruit perçu corrigé pour les sons purs en fonction du temps de survol de l'avion

4.4.2 Si le spectre ne présente pas d'irrégularités marquées, même si on l'examine par analyse sur bande étroite, on ne tiendra pas compte de la méthode indiquée au paragraphe 4.3 car PNL $T(k)$ serait identique à PNL (k) . Dans ce cas, PNL TM sera la valeur maximale de PNL (k) et serait égale à PNL M .

4.5 CORRECTION DE DURÉE

4.5.1 Le facteur de correction de durée D déterminé par intégration sera défini par l'expression :

$$D = 10 \log \left[\left(\frac{1}{T} \right) \int_{t(1)}^{t(2)} \text{antilog} \frac{\text{PNLT}}{10} dt \right] - \text{PNLTM}$$

dans laquelle T est une constante de temps normalisée et PNL TM est la valeur maximale de PNL T .

4.5.1.1 Si PNL TM est supérieur à 100 TPNdB, $t(1)$ sera le premier moment après lequel PNL T devient supérieur à PNL $TM - 10$ et $t(2)$ sera le moment après lequel PNL T reste constamment inférieur à PNL $TM - 10$.

4.5.1.2 Si PNL TM est inférieur à 100 TPNdB, $t(1)$ sera le premier moment après lequel PNL T devient supérieur à 90 TPNdB et $t(2)$ sera le moment après lequel PNL T reste constamment inférieur à 90 TPNdB.

4.5.1.3 Si PNL TM est inférieur à 90 TPNdB, la correction de durée utilisée devra être égale à zéro.

APPENDICES 1 : MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES

4.5.2 Étant donné que PNL_T est calculé à partir de valeurs mesurées de SPL, il n'y aura en général aucune équation de PNL_T en fonction du temps. En conséquence, l'équation sera écrite sous forme d'une sommation, au lieu d'une intégrale, de la façon suivante :

$$D = 10 \log \left[\left(\frac{1}{T} \right)^{d/\Delta t} \sum_{k=0}^{d/\Delta t} \Delta t \cdot \text{antilog} \frac{\text{PNLT}(k)}{10} \right] - \text{PNLT}_M$$

où Δt est la durée des intervalles égaux de temps pour lesquels PNL_T(k) est calculé et d l'intervalle de temps à une seconde près pendant lequel PNL_T(k) reste supérieur ou égal, soit à PNL_T_M – 10, soit à 90, selon les cas spécifiés aux paragraphes 4.5.1.1. à 4.5.1.3.

4.5.3 Pour obtenir une représentation satisfaisante du niveau de bruit perçu, on utilisera :

- (a) soit des intervalles Δt d'une demi-seconde ;
- (b) soit un intervalle de temps plus petit à condition d'utiliser des limites et des constantes agréées.

4.5.4 Les valeurs suivantes de T et Δt seront utilisées pour le calcul de D dans la méthode indiquée au paragraphe 4.5.2 :

$$T = 10 \text{ s}$$

$$\Delta t = 0,5 \text{ s}$$

En utilisant les valeurs ci-dessus, l'équation D devient

$$D = 10 \log \left[\sum_{k=0}^{2d} \text{antilog} \frac{\text{PNLT}(k)}{10} \right] - \text{PNLT}_M - 13$$

où le nombre entier d est la durée définie par les points correspondant aux valeurs PNL_T_M – 10 ou 90 selon les cas.

4.5.5 Si, dans la méthode indiquée au paragraphe 4.5.2, les limites de PNL_T_M – 10 ou 90 tombent entre les valeurs calculées de PNL_T(k), ce qui est le cas en général, les valeurs de PNL_T(k) définissant les limites de durée seront choisies parmi les valeurs de PNL_T(k) les plus proches de PNL_T_M – 10 ou 90, selon les cas.

4.6 NIVEAU EFFECTIF DE BRUIT PERÇU

L'effet subjectif total du bruit du survol d'un avion, appelé niveau effectif de bruit perçu (EPNL), sera égal à la somme algébrique de la valeur maximale du niveau de bruit perçu corrigé pour les sons purs (PNL_T_M) et de la correction de durée D , soit :

$$\text{EPNL} = \text{PNLT}_M + D$$


APPENDICES 1 : MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES

où PNLTM et D sont calculés conformément aux méthodes indiquées aux paragraphes 4.2, 4.3, 4.4 et 4.5. Si la correction de durée D est négative et supérieure à $PNLTM - 90$ en valeur absolue, on donnera à D une valeur égale à $90 - PNLTM$.

5 COMMUNICATION DES DONNÉES AU SERVICE DE CERTIFICATION ET CORRECTION DES DONNÉES MESURÉES

5.4 GÉNÉRALITÉS

Les données représentant les mesures physiques ou les corrections de ces mesures physiques seront enregistrées sous une forme permanente et jointe au dossier ; toutefois, il n'est pas nécessaire de rendre compte des corrections apportées aux mesures pour tenir compte des écarts normaux de réponse de l'équipement. Les autres corrections seront agréées. On fera en sorte que les erreurs propres à chacune des opérations effectuées pour obtenir les données finales soient aussi faibles que possible.

5.5 COMMUNICATION DES DONNÉES

5.5.1 Les niveaux de pression acoustique mesurés seront présentés sous forme de niveaux par bande de tiers d'octave obtenus avec un équipement conforme aux normes spécifiées à la section 3 du présent appendice.

5.5.2 Le type d'équipement utilisé pour les mesures et l'analyse des performances acoustiques d'un avion et des données météorologiques sera indiqué.

5.5.3 Les données atmosphériques ambiantes, mesurées immédiatement avant, après ou pendant la période d'essai au point de mesure prescrit à la section 2 du présent appendice, seront indiquées :

- (a) température de l'air et humidité relative ;
- (b) vitesse maximale, minimale et moyenne du vent ;
- (c) pression atmosphérique.

5.5.4 La topographie locale sera décrite, ainsi que la végétation et tout ce qui pourrait influencer sur les enregistrements.

5.5.5 Le compte rendu donnera les renseignements suivants sur l'avion :

- (a) type, modèle et numéro de série (s'il y a lieu) de l'avion et des moteurs ;
- (b) dimensions générales de l'avion et emplacement des moteurs ;
- (c) masse brute de l'avion pour chaque essai ;
- (d) configuration de l'avion : position des volets et du train d'atterrissage ;
- (e) vitesse indiquée en km/h (kt) ;


APPENDICES 1 : MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES

- (f) performances des moteurs : poussée nette, taux de compression des moteurs, température des gaz d'éjection et vitesse de rotation de l'arbre de la soufflante ou du compresseur déterminés d'après les instruments de bord et données du constructeur ;
- (g) hauteur de l'avion, déterminée par une méthode indépendante des instruments de bord agréée par les services de certification, telle que la poursuite radar, la triangulation au théodolite ou une technique photographique de mesure.

5.5.6 La vitesse et la position de l'avion, ainsi que les performances des moteurs seront enregistrées à des intervalles agréés suffisamment rapprochés pour pouvoir ramener les conditions de la certification acoustique aux conditions de référence prescrites dans la présente section et en synchronisation avec les mesures de bruit.

5.5.6.1 La position latérale de l'avion par rapport au prolongement de l'axe de la piste, sa configuration et sa masse brute seront signalées.

5.6 CONDITIONS DE RÉFÉRENCE DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE

La position et les performances de l'avion et les mesures de bruit seront ramenées aux conditions de référence pour la certification acoustique ci-après :

- (a) Conditions météorologiques :
 - (1) pression atmosphérique au niveau de la mer de 1 013,25 hPa ;
 - (2) température de l'air ambiant de 25 °C (soit ISA + 10 °C) ; toutefois, à la discrétion des services de certification, la température de 15 °C (soit ISA) peut être utilisée comme autre température ambiante de référence ;
 - (3) humidité relative de 70 % ;
 - (4) vent nul.
- (b) Conditions applicables à l'avion :
 - (1) masses maximales à l'atterrissage et au décollage pour lesquelles la certification acoustique est demandée ;
 - (2) angle d'approche de 3° ;
 - (3) hauteur de l'avion de 120 m (394 ft) au-dessus du point de mesure du bruit à l'approche.

5.7 CORRECTION DES DONNÉES

5.7.1 Les données sur le bruit seront ramenées aux conditions de référence pour la certification acoustique spécifiées au paragraphe 5.3. Les conditions atmosphériques mesurées seront celles qui sont obtenues conformément aux dispositions de la section 2 du présent appendice. Les spécifications d'atténuation du son par l'atmosphère figurent à la section 8 du présent appendice. Si l'on utilise une température ambiante de référence de


APPENDICES 1 : MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES

15 °C [voir paragraphe 5.3, alinéa a) 2)], on ajoutera aux niveaux de bruit obtenus au point de mesure au survol une correction supplémentaire de +1 EPNdB.

5.7.2 La trajectoire de vol mesurée sera corrigée d'une quantité égale à la différence entre la trajectoire de vol prévue par le postulant pour les conditions d'essai et la trajectoire correspondant aux conditions de référence pour la certification acoustique.

Note.— Les corrections à apporter à la trajectoire de vol ou aux performances de l'avion peuvent être calculées à partir de données agréées autres que les données des essais de certification.

5.7.2.1 La procédure de correction de la trajectoire de vol pour les mesures de bruit à l'approche sera ramenée à une hauteur de référence fixe et à l'angle d'approche de référence. La correction à apporter au niveau effectif de bruit perçu pour tenir compte des écarts ci-dessous sera inférieure à 2 EPNdB :

- (a) écart de l'avion par rapport à la verticale du point de mesure ;
- (b) écart entre la hauteur de référence et la hauteur réelle, entre l'antenne ILS de l'avion et le point de mesure à l'approche ;
- (c) écart entre l'angle d'approche de référence et l'angle réel au cours de l'essai.

Note. — Le détail des corrections nécessaires est indiqué à la section 9 du présent appendice.

5.7.3 Les résultats des essais portant sur des mesures spécifiques ne seront pas acceptés si la différence entre la valeur en EPNL calculée d'après des données mesurées et la valeur corrigée en fonction des conditions de référence dépasse 15 EPNdB.

5.7.4 Si le niveau de pression acoustique de l'avion n'excède pas le niveau de pression acoustique du bruit ambiant d'au moins 10 dB, dans une bande quelconque de tiers d'octave on apportera des corrections agréées pour tenir compte de la part du bruit ambiant dans le niveau de pression acoustique observé.

5.8 VALIDITÉ DES RÉSULTATS

5.8.1 Trois valeurs moyennes EPNL et leurs limites de probabilité de 90 % seront déterminées à partir des résultats des essais, chacune de ces valeurs étant la moyenne arithmétique des mesures acoustiques corrigées de tous les essais valides au point de mesure approprié (décollage, approche ou points latéraux). Si plusieurs équipements de mesure acoustique sont utilisés en un emplacement de mesure donné (pour les points de mesure latéraux, par exemple), on prendra comme mesure unique la moyenne des mesures enregistrées au cours de chaque essai.

5.8.2 L'échantillon acceptable pour chacun des trois types de point de mesure pour la certification acoustique sera de six mesures. L'échantillonnage devra être suffisamment grand pour établir statistiquement pour chacun des trois niveaux de certification acoustique moyens une limite de probabilité de 90 % n'excédant pas $\pm 1,5$ EPNdB. Aucun résultat d'essai ne sera écarté du calcul de la moyenne, sauf indication contraire du service de certification.

**APPENDICES 1 : MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES
AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES**

5.8.3 Les valeurs moyennes de l'EPNL et leurs limites de probabilité de 90 % obtenues par le processus ci-dessus seront utilisées pour comparer les performances acoustiques de l'avion aux critères de certification acoustique, et elles feront l'objet d'un compte rendu.

6 NOMENCLATURE**6.4 SYMBOLES ET UNITÉS**

Note. — La signification des différents symboles utilisés dans le présent appendice est indiquée ci-dessous. Les mêmes symboles peuvent représenter d'autres unités ou avoir une signification différente dans l'Appendice 2.



APPENDICES 1 : MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES

<i>Symbole</i>	<i>Unité</i>	<i>Signification</i>
antilog	—	<i>Antilogarithme de base 10.</i>
$C(k)$	dB	<i>Correction de son pur.</i> Facteur à ajouter à $PNL(k)$ pour tenir compte de la présence d'irrégularités spectrales, telles que les sons purs au k^e intervalle de temps.
d	s	<i>Durée.</i> Quantité utile de la durée du bruit mesurée par l'intervalle de temps entre les limites $t(1)$ et $t(2)$ arrondies à la seconde la plus proche.
D	dB	<i>Correction de durée.</i> Facteur à ajouter à $PNLTM$ pour tenir compte de la durée du bruit.
EPNL	EPNdB	<i>Niveau effectif de bruit perçu.</i> Valeur de PNL corrigée pour tenir compte de la présence d'irrégularités spectrales et de la durée du bruit. (On utilise comme unité EPNdB au lieu du dB.)
$f(i)$	Hz	<i>Fréquence.</i> Moyenne géométrique des fréquences de la i^e bande de tiers d'octave.
$F(i,k)$	dB	ΔdB . Différence entre le niveau de pression acoustique original et le niveau final de pression acoustique du bruit de fond dans la i^e bande de tiers d'octave au k^e intervalle de temps.
h	dB	Niveau qui retranché du $PNLTM$ définit la durée du bruit.
H	%	<i>Humidité relative.</i> Humidité relative de l'atmosphère ambiante.
i	—	<i>Indice de bande de fréquence.</i> Indice numérique qui désigne l'une des 24 bandes de tiers d'octave dont la moyenne géométrique des fréquences va de 50 Hz à 10 000 Hz.
k	—	<i>Indice d'intervalle de temps.</i> Indice numérique qui désigne le nombre d'intervalles de temps égaux qui se sont écoulés depuis le temps de référence zéro.
log	—	<i>Logarithme de base 10.</i>
$\log n(a)$	—	<i>Abscisse de discontinuité de bruyance.</i> Valeur de $\log n$ au point d'intersection des droites représentant la variation de SPL en fonction de $\log n$.
$M(b), M(c),$ etc.	—	<i>Pente inverse de bruyance.</i> Valeur inverse des pentes des droites représentant la variation de SPL en fonction de $\log n$.
n	noy	<i>Bruyance perçue.</i> Bruyance perçue à un instant donné dans une gamme de fréquences spécifiée.
$n(i,k)$	noy	<i>Bruyance perçue.</i> Bruyance perçue au k^e instant dans la i^e bande de tiers d'octave.
$n(k)$	noy	<i>Bruyance maximale perçue.</i> Désigne la plus grande des 24 valeurs de $n(i)$ au k^e instant.
$N(k)$	noy	<i>Bruyance totale perçue.</i> Bruyance totale perçue au k^e instant, calculée d'après les 24 valeurs instantanées de $n(i,k)$.


APPENDICES 1 : MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES

<i>Symbole</i>	<i>Unité</i>	<i>Signification</i>
$p(b), p(c)$, etc.	—	<i>Pente de bruyance.</i> Pente des droites qui représentent la variation de SPL en fonction de $\log n$.
PNL	PNdB	<i>Niveau de bruit perçu.</i> Niveau de bruit perçu à un instant donné. (On utilise comme unité le PNdB au lieu du dB.)
PNL(k)	PNdB	<i>Niveau de bruit perçu.</i> Niveau de bruit perçu calculé à partir des 24 valeurs de SPL(i, k) au k^{e} intervalle de temps. (On utilise comme unité le PNdB au lieu du dB.)
PNLM	PNdB	<i>Niveau maximal de bruit perçu.</i> Valeur maximale de PNL(k). (On utilise comme unité le PNdB au lieu du dB.)
PNLT	TPNdB	<i>Niveau de bruit perçu corrigé pour les sons purs.</i> Valeur de PNL corrigée pour tenir compte des irrégularités spectrales qui se produisent à un instant donné. (On utilise comme unité le TPNdB au lieu du dB.)
PNLT(k)	TPNdB	<i>Niveau de bruit perçu corrigé pour les sons purs.</i> Valeur de PNL(k) corrigée pour tenir compte des irrégularités spectrales qui se produisent dans le k^{e} intervalle de temps. (On utilise comme unité le TPNdB au lieu du dB.)
PNLTM	TPNdB	<i>Niveau de bruit maximal perçu corrigé pour les sons purs.</i> Valeur maximale de PNLT(k). (On utilise comme unité le TPNdB au lieu du dB.)
$s(i, k)$	dB	<i>Pente de niveau de pression acoustique.</i> Variation du niveau de pression acoustique entre deux bandes de tiers d'octave adjacentes pour la i^{e} bande au k^{e} instant.
$\Delta s(i, k)$	dB	<i>Variation de pente du niveau de pression acoustique.</i>
$s'(i, k)$	dB	<i>Pente corrigée du niveau de pression acoustique.</i> Variation entre les niveaux de pression acoustique corrigés de deux bandes adjacentes de tiers d'octave pour la i^{e} bande au k^{e} instant.
$\bar{s}(i, k)$	dB	<i>Pente moyenne du niveau de pression acoustique.</i>
SPL	dB base 20 μ Pa	<i>Niveau de pression acoustique.</i> Niveau de pression acoustique à un instant donné dans une gamme de fréquences spécifiée.
SPL(a)	dB base 20 μ Pa	<i>Coordonnée de discontinuité de bruyance.</i> Valeur de SPL au point d'intersection des droites qui représentent les variations de SPL en fonction de $\log n$.
SPL(b) SPL(c)	dB base 20 μ Pa	<i>Intersection de bruyance.</i> Intersection des droites représentant les variations de SPL en fonction de $\log n$ avec l'axe des ordonnées.
SPL(i, k)	dB base 20 μ Pa	<i>Niveau de pression acoustique.</i> Niveau de pression acoustique au k^{e} instant dans la i^{e} bande de tiers d'octave.
SPL'(i, k)	dB base 20 μ Pa	<i>Niveau de pression acoustique corrigé.</i> Première approximation du niveau de pression acoustique du bruit de fond dans la i^{e} bande de tiers d'octave au k^{e} instant.
SPL(i)	dB base 20 μ Pa	<i>Niveau maximal de pression acoustique.</i> Niveau de pression acoustique qui se produit dans la i^{e} bande de tiers d'octave du spectre au PNLTM.



APPENDICES 1 : MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES

<i>Symbole</i>	<i>Unité</i>	<i>Signification</i>
$SPL(i)_c$	dB base 20 μ Pa	<i>Niveau maximal de pression acoustique corrigé.</i> Niveau de pression acoustique qui se produit dans la i^e bande de tiers d'octave du spectre au PNLTM, corrigé en fonction de l'absorption du son par l'atmosphère.
$SPL''(i,k)$	dB base 20 μ Pa	<i>Niveau final de pression acoustique du bruit de fond.</i> Deuxième et dernière valeur approximative du niveau de pression acoustique du bruit de fond dans la i^e bande de tiers d'octave au k^e instant.
t	s	<i>Temps écoulé.</i> Temps mesuré à partir d'une référence zéro.
$t1, t2$	s	<i>Limites de temps.</i> Limites de la partie utile de la courbe du bruit en fonction du temps défini par h .
Δt	s	<i>Intervalles de temps.</i> Intervalles de temps égaux pour lesquels $PNL(k)$ et $PNLT(k)$ sont calculés.
T	s	<i>Constante de temps normalisée.</i> Constante utilisée comme référence dans la méthode d'intégration pour le calcul des corrections de durée. Cette constante est égale à 10 s.
$t(^{\circ}C)$	$^{\circ}C$	<i>Température.</i> Température de l'air ambiant.
$\alpha(i)$	dB/100 m	<i>Absorption atmosphérique pendant l'essai.</i> L'atténuation du son par l'atmosphère dans la i^e bande de tiers d'octave pour la température et l'humidité relative de l'atmosphère mesurée.
$\alpha(i)_o$	dB/100 m	<i>Absorption atmosphérique de référence.</i> Atténuation du son par l'atmosphère dans la i^e bande de tiers d'octave pour la température et l'humidité relative de l'atmosphère de référence.
β	degré	<i>Premier angle de montée à régime constant*.</i>
γ	degré	<i>Deuxième angle de montée à régime constant**.</i>
δ ϵ	degré degré	<i>Angles de réduction de poussée.</i> Angles qui définissent les points de la trajectoire de décollage où la réduction de poussée commence et finit.
η	degré	<i>Angle d'approche.</i>
η_r	degré	<i>Angle d'approche de référence.</i>
θ	degré	<i>Angle de bruit au décollage.</i> Angle que fait la trajectoire de vol avec le trajet du bruit au décollage. Cet angle est le même pour les trajectoires de vol mesurées et corrigées.
λ	degré	<i>Angle de bruit à l'approche.</i> Angle que fait la trajectoire de vol avec le trajet du bruit à l'approche. Cet angle est le même pour les trajectoires de vol mesurées et corrigées.
Δ_1	EPNdB	<i>Correction de PNLT.</i> Correction à ajouter à l'EPNL calculé à partir des données mesurées pour tenir compte des variations de niveau de bruit imputables aux différences d'absorption atmosphérique et de trajet du bruit entre les conditions de référence et les conditions d'essai.
Δ_2	EPNdB	<i>Correction de durée du trajet du bruit.</i> Correction à ajouter à l'EPNL calculé à partir des données mesurées pour tenir compte des variations de niveau de bruit imputables aux différences de durée du bruit résultant de hauteurs de survol différentes dans les conditions de référence et les conditions d'essai.


APPENDICES 1 : MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES

<i>Symbole</i>	<i>Unité</i>	<i>Signification</i>
Δ_3	EPNdB	<i>Correction de masse.</i> Correction à ajouter à l'EPNL calculé à partir des données mesurées pour tenir compte des différences de niveau de bruit imputables à la différence entre la masse maximale de l'avion et sa masse réelle à l'essai.
Δ_4	EPNdB	<i>Correction d'angle d'approche.</i> Correction à ajouter à l'EPNL calculé à partir des données mesurées pour tenir compte des différences de niveau de bruit imputables à la différence entre l'angle d'approche de référence et l'angle d'approche à l'essai.
ΔAB	mètre	<i>Différences de profil de décollage.</i> Différences algébriques dans les paramètres de base qui définissent le profil de décollage, imputables à la différence entre les conditions d'essai et les conditions de référence.
$\Delta\beta$	degré	
$\Delta\gamma$	degré	
$\Delta\delta$	degré	
$\Delta\varepsilon$	degré	

* Train rentré, vitesse au moins égale à $V_2 + 19$ km/h ($V_2 + 10$ kt), poussée de décollage.

** Train rentré, vitesse au moins égale à $V_2 + 19$ km/h ($V_2 + 10$ kt), après réduction de la poussée.

6.5 IDENTIFICATION DES POINTS DU PROFIL DE VOL

<i>Point</i>	<i>Description</i>
A	Début du roulement au décollage.
B	Envol.
C	Début de la première montée à régime constant.
D	Début de la réduction de poussée.
E	Début de la deuxième montée à régime constant.
E_c	Début de la deuxième montée à régime constant sur trajectoire de vol corrigée.
F	Fin de la trajectoire de décollage pour la certification acoustique.
F_c	Fin de la trajectoire de décollage corrigée pour la certification acoustique.
G	Début de la trajectoire d'approche pour la certification acoustique.
G_r	Début de la trajectoire d'approche de référence pour la certification acoustique.
H	Point de la trajectoire d'approche situé à la verticale du point de mesure.
H_r	Point de la trajectoire d'approche de référence situé à la verticale du point de mesure.
I	Début de l'arrondi.
I	Début de l'arrondi sur la trajectoire d'approche de référence.
J	Point d'impact.
K	Point de mesure du bruit au décollage.
L	Point(s) de mesure du bruit latéral (ne sont pas situés sur la route de vol).


APPENDICES 1 : MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES

- M Fin de la route de vol au décollage pour la certification acoustique.
- N Point de mesure du bruit à l'approche.
- O Seuil d'atterrissage.
- P Début de la route d'approche pour la certification acoustique.
- Q_c Point de la trajectoire de décollage mesurée correspondant au PNLTM apparent au point K. (Voir paragraphe 9.2.)
- Q Point de la trajectoire de décollage corrigée correspondant au PNLTM au point K. (Voir paragraphe 9.2.)
- R Point de la trajectoire de décollage mesurée le plus proche du point K.
- R_c Point de la trajectoire de décollage corrigée le plus proche du point K.
- S Fin de la trajectoire d'approche mesurée correspondant au PNLTM au point N.
- S_r Point de la trajectoire d'approche de référence correspondant au PNLTM au point N.
- T Point de la trajectoire d'approche mesurée le plus proche du point N.
- T_r Point de la trajectoire d'approche de référence le plus proche du point N.
- X Point de la trajectoire de décollage mesurée correspondant au PNLTM au point L.

6.6 DISTANCES DU PROFIL DE VOL

<i>Distance</i>	<i>Unité</i>	<i>Signification</i>
AB	mètre	Distance de roulement au décollage. Distance mesurée le long de la piste entre le début du roulement au décollage et l'envol.
AK	mètre	Distance de mesure au décollage. Distance entre le début du roulement au décollage et le point de mesure du bruit au décollage mesurée le long de l'axe de piste et de son prolongement.
AM	mètre	Longueur de la route de décollage. Distance entre le début du roulement au décollage et le point du prolongement de l'axe de piste à partir duquel il n'est plus nécessaire d'enregistrer la position de l'avion.
KQ	mètre	<i>Trajet mesuré du bruit au décollage.</i> Distance entre le point K et la position Q mesurée de l'avion.
KQ _c	mètre	<i>e Trajet corrigé du bruit au décollage.</i> Distance entre le point K et la position Q _c corrigée de l'avion.
KR	mètre	Distance minimale de décollage mesurée. Distance entre le point K et le point R sur la trajectoire de vol mesurée.
KR _r	mètre	Distance minimale de décollage corrigée. Distance entre le point K et le point R _c sur la trajectoire de vol corrigée.
LX	mètre	Trajet latéral mesuré du bruit. Distance entre le point L et la position X mesurée de l'avion.


APPENDICES 1 : MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES

<i>Distance</i>	<i>Unité</i>	<i>Signification</i>
NH	Mètre (pied)	Hauteur d'approche de l'avion. Hauteur de l'avion au-dessus du point de mesure à l'approche.
NH _r	Mètre (pied)	Hauteur d'approche de référence. Hauteur de la trajectoire d'approche de référence au-dessus du point de mesure à l'approche.
NS	mètre	Trajet mesuré du bruit à l'approche. Distance entre le point N et la position S mesurée de l'avion.
NS _r	mètre	Trajet de référence du bruit à l'approche. Distance entre le point N et la position S _r de référence de l'avion.
NT	mètre	Distance minimale d'approche mesurée. Distance entre le point N et le point T sur la trajectoire de vol mesurée.
NT _r	mètre	Distance minimale d'approche de référence. Distance entre le point N et le point T _r sur la trajectoire de vol corrigée.
ON	mètre	Distance de mesure à l'approche. Distance entre le seuil de piste et le point de mesure à l'approche mesurée le long du prolongement de l'axe de piste.
OP	mètre	Longueur de la route d'approche. Distance entre le seuil de piste et le point de la trajectoire d'approche sur le prolongement de l'axe de piste avant lequel il n'est pas nécessaire d'enregistrer la position de l'avion.

7 FORMULATION MATHÉMATIQUE DES TABLES DE BRUYANCE

Note 1. — La relation entre le niveau de pression acoustique et la bruyance perçue donnée dans le Tableau A1-1 est illustrée sur la Figure A1-3. La variation du SPL en fonction de $\log n$ pour une bande donnée de tiers d'octave est représentée par une ou deux droites selon la gamme de fréquences. La Figure A1-3 (a) illustre le cas de la double droite pour les fréquences inférieures à 400 Hz et supérieures à 6 300 Hz et la Figure A1-3 (b) illustre le cas de la ligne unique pour toutes les autres fréquences .

Les éléments importants de la formulation mathématique sont :

- (a) *les pentes des droites $p(b)$ et $p(c)$;*
- (b) *l'intersection des droites avec l'axe des ordonnées $SPL(b)$ et $SPL(c)$; et*
- (c) *les coordonnées du point de discontinuité $SPL(a)$ et $\log n(a)$.*

APPENDICES 1 : MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES

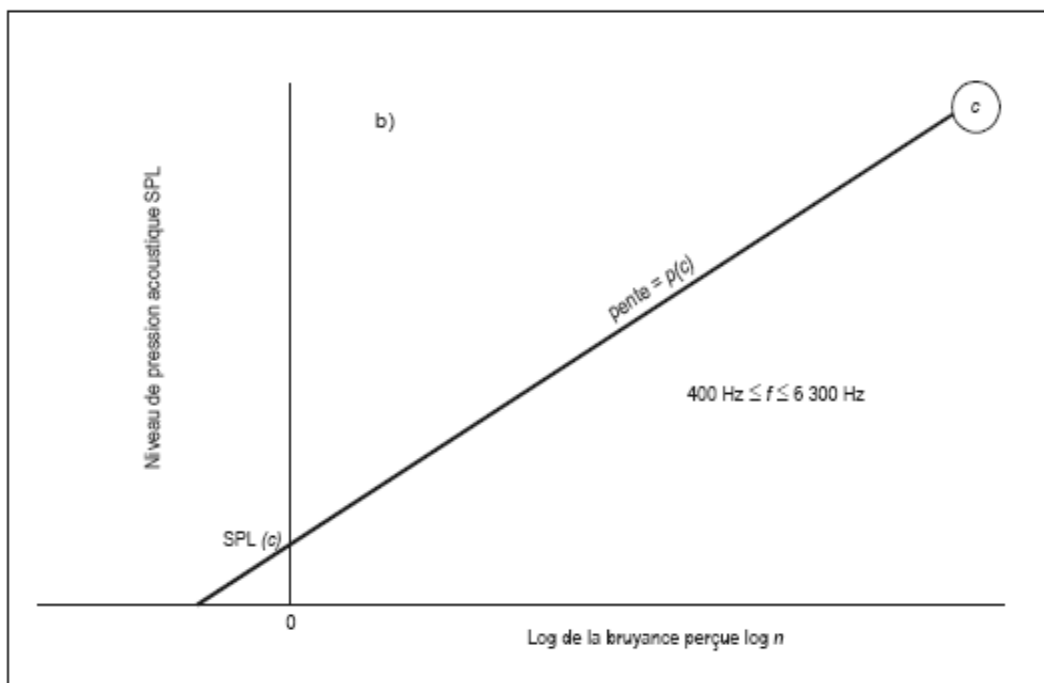
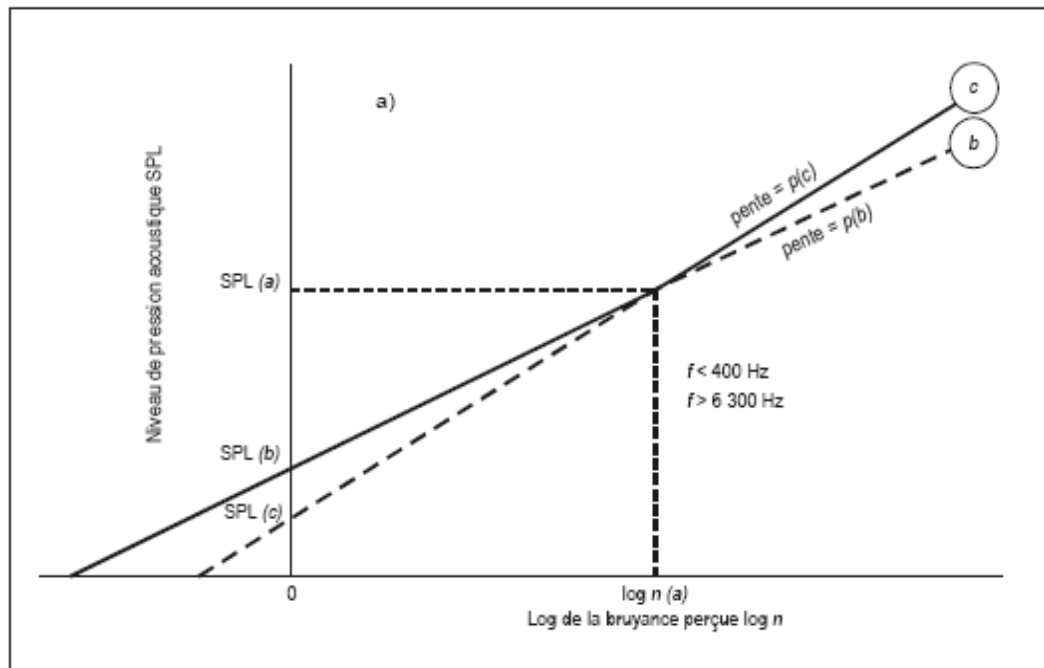


Figure A1-3. Niveau de pression acoustique en fonction de la bruyance


APPENDICES 1 : MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES

Note 2. — Mathématiquement, la relation s'exprime comme suit :

Cas 1 : Figure A1-3 a) : $f < 400$ Hz
 $f > 6\,300$ Hz

$$\text{SPL}(a) = \frac{p(c) \text{SPL}(b) - p(b) \text{SPL}(c)}{p(c) - p(b)}$$

$$\log n(a) = \frac{\text{SPL}(c) - \text{SPL}(b)}{p(b) - p(c)}$$

a) $\text{SPL} < \text{SPL}(a)$

$$n = \text{antilog} \frac{\text{SPL} - \text{SPL}(b)}{p(b)}$$

b) $\text{SPL} \geq \text{SPL}(a)$

$$n = \text{antilog} \frac{\text{SPL} - \text{SPL}(c)}{p(c)}$$

c) $\log n < \log n(a)$

$$\text{SPL} = p(b) \log n + \text{SPL}(b)$$

d) $\log n \geq \log n(a)$

$$\text{SPL} = p(c) \log n + \text{SPL}(c)$$



APPENDICES 1 : MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES

Cas 2 : Figure A1-3 b) : $400 \leq f \leq 6\,300$ Hz

$$n = \text{antilog} \frac{\text{SPL} - \text{SPL}(c)}{p(c)}$$

$$\text{SPL} = p(c) \log n + \text{SPL}(c)$$

Note 3.— Si l'on appelle les inverses des pentes

$$M(b) = 1/p(b)$$

$$M(c) = 1/p(c)$$

les équations de la Note 2 deviennent :

*Cas 1 : Figure A1-3 a) : $f < 400$ Hz
 $f > 6\,300$ Hz*

$$\text{SPL}(a) = \frac{M(b) \text{SPL}(b) - M(c) \text{SPL}(c)}{M(b) - M(c)}$$

$$\log n(a) = \frac{M(b) M(c) [\text{SPL}(c) - \text{SPL}(b)]}{M(c) - M(b)}$$

a) $\text{SPL} < \text{SPL}(a)$

$$n = \text{antilog} M(b) [\text{SPL} - \text{SPL}(b)]$$

b) $\text{SPL} \geq \text{SPL}(a)$

$$n = \text{antilog} M(c) [\text{SPL} - \text{SPL}(c)]$$

c) $\log n < \log n(a)$

$$\text{SPL} = \frac{\log n}{M(b)} + \text{SPL}(b)$$

d) $\log n \geq \log n(a)$

$$\text{SPL} = \frac{\log n}{M(c)} + \text{SPL}(c)$$



APPENDICES 1 : MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES

Cas 2 : Figure A1-3 b) : $400 \leq f \leq 6\,300$ Hz

$$n = \text{antilog } M(c) [\text{SPL} - \text{SPL}(c)]$$

$$\text{SPL} = \frac{\log n}{M(c)} + \text{SPL}(c)$$

Note 4. — Le Tableau A1-4 donne les valeurs des constantes importantes qui sont nécessaires pour calculer le niveau de pression acoustique en fonction de la bruyance perçue.

Tableau A1-4. Constantes de la formule mathématique de calcul de la bruyance

Bande (i)	f Hz	M(b)	SPL (b) dB	SPL (a) dB	M(c)	SPL (c) dB
1	50	0,043478	64	91,0	0,030103	52
2	63	0,040570	60	85,9		51
3	80	0,036831	56	87,3		49
4	100	"	53	79,9		47
5	125	0,035336	51	79,8		46
6	160	0,033333	48	76,0		45
7	200	"	46	74,0		43
8	250	0,032051	44	74,9		42
9	315	0,030675	42	94,6		41
10	400	—	—	—		40
11	500	—	—	—		40
12	630	—	—	—		40
13	800	—	—	—		40
14	1 000	—	—	—		40
15	1 250	—	—	—	0,030103	38
16	1 600	—	—	—	0,029960	34
17	2 000	—	—	—		32
18	2 500	—	—	—		30
19	3 150	—	—	—		29
20	4 000	—	—	—		29
21	5 000	—	—	—		30
22	6 300	—	—	—		31
23	8 000	0,042285	37	44,3		34
24	10 000	0,042285	41	50,7	0,029960	37

NON APPLICABLE



APPENDICES 1 : MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES

8 ATTÉNUATION DU SON PAR L'AIR

8.1 L'atténuation atmosphérique du son sera déterminée selon la procédure exposée ci-dessous.

8.2 La relation entre l'atténuation du son, la fréquence, la température et l'humidité est exprimée par les équations suivantes :

$$\alpha(i) = 10^{[2,05 \log(f_o/1000) + 1,1394 \times 10^{-3}\theta - 1,916984]} + \eta(\delta)$$

$$\times 10^{[\log(f_o) + 8,42994 \times 10^{-3}\theta - 2,755624]}$$

$$\delta = \frac{\sqrt{1010}}{\sqrt{f_o}} 10^{(\log H - 1,328924 + 3,179768 \times 10^{-2}\theta)}$$

$$\times 10^{(-2,173716 \times 10^{-4}\theta^2 + 1,7496 \times 10^{-6}\theta^3)}$$

où

$\eta(\delta)$ est donné par le Tableau A1-5 et f_o par le Tableau A1-6 ;

$\alpha(i)$ est le coefficient d'atténuation en dB/100 m ;

θ est la température en °C ;

H est l'humidité relative.

8.3 Les équations données au paragraphe 8.2 conviennent pour le calcul à l'aide d'un ordinateur. Pour les autres cas, les valeurs numériques déterminées à partir des équations sont données dans les Tableaux A1-7 à A1-16.

Tableau A1-5

δ	η	δ	η
0,00	0,000	2,30	0,495
0,25	0,315	2,50	0,450
0,50	0,700	2,80	0,400
0,60	0,840	3,00	0,370
0,70	0,930	3,30	0,330
0,80	0,975	3,60	0,300
0,90	0,996	4,15	0,260
1,00	1,000	4,45	0,245
1,10	0,970	4,80	0,230
1,20	0,900	5,25	0,220
1,30	0,840	5,70	0,210
1,50	0,750	6,05	0,205
1,70	0,670	6,50	0,200
2,00	0,570	7,00	0,200
		10,00	0,200

Tableau A1-6

Fréquence centrale de tiers d'octave	f_o (Hz)	Fréquence centrale de tiers d'octave	f_o (Hz)
50	50	800	800
63	63	1 000	1 000
80	80	1 250	1 250
100	100	1 600	1 600
125	125	2 000	2 000
160	160	2 500	2 500
200	200	3 150	3 150
250	250	4 000	4 000
315	315	5 000	4 500
400	400	6 300	5 600
500	500	8 000	7 100
630	630	10 000	9 000



APPENDICES 1 : MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES

Tableau A1-7. Coefficient d'atténuation du son en dB/100 m

Fréquence centrale de bande Hz	Humidité relative = 10 %										
	Température, °C										
	-10	-5	0	5	10	15	20	25	30	35	40
50	0,1	0,1	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
63	0,1	0,1	0,1	0,1	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
80	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1
100	0,1	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
125	0,2	0,2	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
160	0,2	0,2	0,3	0,2	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
200	0,2	0,3	0,3	0,3	0,2	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2
250	0,2	0,4	0,4	0,4	0,3	0,3	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2
315	0,2	0,4	0,5	0,6	0,5	0,4	0,3	0,2	0,2	0,2	0,2
400	0,3	0,5	0,7	0,8	0,6	0,5	0,4	0,3	0,3	0,3	0,3
500	0,3	0,5	0,8	1,0	0,9	0,7	0,6	0,5	0,4	0,4	0,4
630	0,3	0,6	0,9	1,2	1,2	1,0	0,9	0,7	0,6	0,5	0,5
800	0,4	0,6	1,0	1,5	1,7	1,5	1,2	1,0	0,8	0,7	0,6
1 000	0,4	0,7	1,2	1,8	2,1	2,0	1,7	1,4	1,2	1,0	0,9
1 250	0,4	0,8	1,3	2,1	2,6	2,8	2,4	2,0	1,7	1,4	1,2
1 600	0,5	0,9	1,4	2,3	3,3	3,8	3,4	2,9	2,4	2,0	1,7
2 000	0,6	1,0	1,6	2,6	3,9	4,7	4,7	4,1	3,4	2,8	2,3
2 500	0,7	1,1	1,8	2,9	4,5	5,8	6,4	5,6	4,8	4,0	3,3
3 150	0,8	1,2	2,0	3,2	5,1	7,1	8,3	7,7	6,8	5,7	4,8
4 000	0,9	1,4	2,3	3,6	5,7	8,5	10,5	11,0	9,6	8,3	6,9
5 000	1,0	1,6	2,4	3,8	6,1	9,2	11,7	12,8	11,3	9,9	8,3
6 300	1,3	1,9	2,8	4,3	6,8	10,4	14,2	16,4	15,5	13,7	11,7
8 000	1,6	2,3	3,4	5,0	7,7	11,8	17,0	20,8	22,0	19,4	16,8
10 000	2,1	2,9	4,1	6,0	8,9	13,4	19,9	25,9	29,5	27,2	24,1
12 500	2,9	3,7	5,0	7,1	10,3	15,3	22,7	31,2	36,9	37,6	33,4

Tableau A1-8. Coefficient d'atténuation du son en dB/100 m

Fréquence centrale de bande Hz	Humidité relative = 20 %										
	Température, °C										
	-10	-5	0	5	10	15	20	25	30	35	40
50	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
63	0,1	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
80	0,1	0,1	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1
100	0,1	0,1	0,1	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
125	0,2	0,1	0,1	0,1	0,0	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
160	0,2	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
200	0,3	0,2	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2
250	0,4	0,3	0,3	0,2	0,2	0,1	0,1	0,1	0,2	0,2	0,2
315	0,4	0,5	0,4	0,3	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2
400	0,5	0,6	0,5	0,4	0,3	0,3	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3
500	0,6	0,8	0,7	0,6	0,5	0,4	0,3	0,3	0,3	0,3	0,4
630	0,7	1,0	1,0	0,8	0,7	0,5	0,4	0,4	0,4	0,4	0,5
800	0,8	1,2	1,4	1,2	0,9	0,7	0,6	0,5	0,5	0,6	0,6
1 000	0,9	1,4	1,8	1,6	1,3	1,0	0,8	0,7	0,7	0,7	0,8
1 250	0,9	1,6	2,2	2,2	1,8	1,5	1,2	1,0	0,9	0,9	1,0
1 600	1,1	1,9	2,7	3,1	2,6	2,1	1,7	1,4	1,2	1,2	1,3
2 000	1,2	2,0	3,2	3,9	3,6	3,0	2,5	2,0	1,7	1,5	1,6
2 500	1,3	2,3	3,7	4,9	5,0	4,2	3,5	2,8	2,3	2,0	2,0
3 150	1,5	2,5	4,2	6,0	6,8	5,8	4,9	4,0	3,3	2,8	2,7
4 000	1,7	2,9	4,8	7,2	8,7	8,2	7,1	5,9	4,9	4,0	3,6
5 000	1,9	3,1	5,1	7,9	9,8	9,7	8,4	7,0	5,9	4,8	4,2
6 300	2,2	3,5	5,7	9,0	12,0	13,3	11,5	9,9	8,2	6,8	5,8
8 000	2,7	4,1	6,5	10,4	14,8	17,4	16,2	14,1	12,0	10,0	8,3
10 000	3,3	4,9	7,5	11,8	17,7	22,0	23,1	20,1	17,2	14,5	12,1
12 500	4,1	5,9	8,8	13,4	20,5	27,1	30,6	27,5	24,2	20,6	17,4



APPENDICES 1 : MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES

Tableau A1-9. Coefficient d'atténuation du son en dB/100 m

Fréquence centrale de bande	Humidité relative = 30 %											
	Température, °C											
	-10	-5	0	5	10	15	20	25	30	35	40	
50	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
63	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
80	0,1	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1	0,1
100	0,1	0,1	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
125	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
160	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
200	0,2	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2
250	0,3	0,2	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2	0,2	0,2
315	0,4	0,3	0,2	0,2	0,2	0,1	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2
400	0,6	0,5	0,4	0,3	0,2	0,2	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3	0,3
500	0,7	0,6	0,5	0,4	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,4
630	0,9	0,9	0,7	0,5	0,4	0,3	0,3	0,4	0,4	0,4	0,4	0,5
800	1,1	1,3	1,0	0,8	0,6	0,5	0,4	0,5	0,5	0,6	0,6	0,6
1 000	1,3	1,6	1,4	1,1	0,9	0,7	0,6	0,6	0,6	0,7	0,8	0,8
1 250	1,5	2,0	1,9	1,6	1,2	0,9	0,8	0,7	0,8	0,9	1,0	1,0
1 600	1,7	2,5	2,7	2,2	1,8	1,4	1,1	1,0	1,0	1,1	1,3	1,3
2 000	1,9	3,0	3,6	3,1	2,5	2,0	1,6	1,4	1,3	1,4	1,6	1,6
2 500	2,1	3,5	4,4	4,2	3,5	2,8	2,2	1,9	1,7	1,8	2,0	2,0
3 150	2,3	4,0	5,5	5,9	4,9	4,0	3,3	2,6	2,3	2,3	2,5	2,5
4 000	2,6	4,5	6,8	7,9	6,9	5,8	4,7	3,8	3,3	3,1	3,3	3,3
5 000	2,8	4,8	7,4	9,0	8,2	6,9	5,7	4,6	3,9	3,6	3,7	3,7
6 300	3,2	5,3	8,6	11,1	11,3	9,6	8,0	6,6	5,4	4,8	4,7	4,7
8 000	3,8	6,1	9,9	13,9	15,6	13,6	11,5	9,5	7,9	6,8	6,4	6,4
10 000	4,5	7,1	11,4	16,9	20,3	19,1	16,6	13,9	11,6	9,7	8,8	8,8
12 500	5,5	8,3	13,0	20,0	25,3	26,6	23,0	19,6	16,4	13,8	12,1	12,1

Tableau A1-10. Coefficient d'atténuation du son en dB/100 m

Fréquence centrale de bande	Humidité relative = 40 %											
	Température, °C											
	-10	-5	0	5	10	15	20	25	30	35	40	
50	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
63	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
80	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1	0,1
100	0,1	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
125	0,1	0,1	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
160	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
200	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2
250	0,2	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2	0,2	0,2	0,2
315	0,3	0,2	0,2	0,1	0,1	0,1	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2
400	0,5	0,4	0,3	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3	0,3
500	0,6	0,5	0,4	0,3	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3	0,3	0,4	0,4
630	0,9	0,7	0,5	0,4	0,3	0,3	0,3	0,4	0,4	0,4	0,5	0,5
800	1,2	1,0	0,8	0,6	0,4	0,4	0,4	0,5	0,5	0,6	0,6	0,6
1 000	1,4	1,4	1,1	0,8	0,6	0,5	0,5	0,6	0,6	0,7	0,8	0,8
1 250	1,8	1,9	1,5	1,2	0,9	0,7	0,7	0,7	0,8	0,9	1,0	1,0
1 600	2,1	2,6	2,1	1,7	1,3	1,0	0,9	0,9	1,0	1,1	1,3	1,3
2 000	2,5	3,2	2,9	2,4	1,9	1,5	1,2	1,2	1,3	1,4	1,6	1,6
2 500	2,8	4,0	4,1	3,3	2,6	2,1	1,7	1,6	1,7	1,8	2,0	2,0
3 150	3,2	4,9	5,6	4,7	3,8	3,0	2,4	2,1	2,1	2,3	2,5	2,5
4 000	3,6	5,9	7,2	6,5	5,4	4,3	3,5	3,0	2,8	3,0	3,3	3,3
5 000	3,8	6,3	8,1	7,7	6,5	5,2	4,2	3,5	3,3	3,4	3,7	3,7
6 300	4,3	7,2	10,0	10,7	9,0	7,3	6,0	4,9	4,4	4,3	4,7	4,7
8 000	5,0	8,3	12,3	14,4	12,6	10,6	8,7	7,1	6,1	5,8	6,2	6,2
10 000	5,8	9,5	14,8	18,4	17,8	15,2	12,7	10,5	8,8	8,1	8,1	8,1
12 500	6,9	10,9	17,2	22,9	24,7	21,2	17,8	14,9	12,4	10,9	10,6	10,6



APPENDICES 1 : MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES

Tableau A1-11. Coefficient d'atténuation du son en dB/100 m

Fréquence centrale de bande	Humidité relative = 50 %											
	Température, °C											
	Hz	-10	-5	0	5	10	15	20	25	30	35	40
50	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
63	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
80	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1
100	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
125	0,1	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
160	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
200	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2
250	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2	0,2	0,2
315	0,3	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2
400	0,4	0,3	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3
500	0,5	0,4	0,3	0,2	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,4
630	0,7	0,6	0,4	0,3	0,3	0,3	0,3	0,4	0,4	0,4	0,4	0,5
800	1,0	0,8	0,6	0,5	0,4	0,4	0,4	0,5	0,5	0,6	0,6	0,6
1 000	1,4	1,1	0,9	0,6	0,5	0,5	0,5	0,6	0,6	0,7	0,7	0,8
1 250	1,8	1,6	1,2	0,9	0,7	0,6	0,7	0,7	0,8	0,8	0,9	1,0
1 600	2,3	2,2	1,8	1,3	1,0	0,9	0,9	0,9	1,0	1,1	1,1	1,3
2 000	2,8	3,1	2,4	1,9	1,5	1,2	1,1	1,2	1,3	1,4	1,4	1,6
2 500	3,4	4,0	3,4	2,7	2,1	1,6	1,5	1,5	1,7	1,8	1,8	2,0
3 150	4,0	5,1	4,7	3,8	3,0	2,3	2,0	1,9	2,1	2,3	2,3	2,5
4 000	4,6	6,4	6,7	5,5	4,4	3,4	2,8	2,6	2,7	3,0	3,0	3,3
5 000	4,9	7,2	7,9	6,5	5,2	4,2	3,4	3,1	3,1	3,4	3,4	3,7
6 300	5,4	8,6	10,2	8,9	7,3	5,9	4,7	4,1	4,0	4,3	4,3	4,7
8 000	6,2	10,2	13,1	12,5	10,5	8,6	6,9	5,8	5,4	5,7	5,7	6,2
10 000	7,2	11,9	16,4	17,8	15,0	12,4	10,2	8,4	7,5	7,4	7,4	8,1
12 500	8,4	13,6	20,1	23,4	20,6	17,5	14,4	11,9	10,4	9,9	9,9	10,5



APPENDICES 1 : MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES

Tableau A1-12. Coefficient d'atténuation du son en dB/100 m

Fréquence centrale de bande Hz	Humidité relative = 60 %											
	Température, °C											
	-10	-5	0	5	10	15	20	25	30	35	40	
50	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
63	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
80	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1
100	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
125	0,1	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
160	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
200	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2
250	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2	0,2	0,2
315	0,2	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2
400	0,3	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3
500	0,5	0,3	0,2	0,2	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,4
630	0,6	0,5	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,4	0,4	0,4	0,4	0,5
800	0,9	0,7	0,5	0,4	0,4	0,4	0,4	0,5	0,5	0,6	0,6	0,6
1 000	1,2	1,0	0,7	0,5	0,5	0,5	0,5	0,6	0,6	0,7	0,8	0,8
1 250	1,7	1,3	1,0	0,7	0,6	0,6	0,7	0,7	0,8	0,9	1,0	1,0
1 600	2,3	1,9	1,5	1,1	0,9	0,8	0,9	0,9	1,0	1,1	1,3	1,3
2 000	2,9	2,6	2,1	1,6	1,2	1,1	1,1	1,2	1,3	1,4	1,6	1,6
2 500	3,6	3,6	2,9	2,2	1,7	1,4	1,4	1,5	1,7	1,8	2,0	2,0
3 150	4,4	5,0	4,1	3,2	2,5	2,0	1,8	1,9	2,1	2,3	2,5	2,5
4 000	5,3	6,6	5,7	4,6	3,6	2,8	2,5	2,5	2,7	3,0	3,3	3,3
5 000	5,8	7,4	6,8	5,5	4,3	3,4	2,9	2,9	3,1	3,4	3,7	3,7
6 300	6,6	9,2	9,3	7,7	6,1	4,9	4,0	3,8	4,0	4,3	4,7	4,7
8 000	7,6	11,4	13,0	10,9	8,9	7,2	5,8	5,2	5,2	5,7	6,2	6,2
10 000	8,7	13,8	16,9	15,3	12,8	10,4	8,5	7,3	7,0	7,4	8,1	8,1
12 500	10,0	16,1	21,1	21,2	18,0	14,8	12,2	10,2	9,5	9,6	10,5	10,5



APPENDICES 1 : MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES

Tableau A1-13. Coefficient d'atténuation du son en dB/100 m

Fréquence centrale de bande	Humidité relative = 70 %											
	Température, °C											
	Hz	-10	-5	0	5	10	15	20	25	30	35	40
50	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
63	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
80	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1
100	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
125	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
160	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
200	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2	0,1	0,1	0,1	0,2
250	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2	0,1	0,2	0,2	0,2
315	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2
400	0,3	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3
500	0,4	0,3	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3	0,4	0,4
630	0,6	0,4	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,4	0,4	0,4	0,5
800	0,8	0,6	0,4	0,4	0,4	0,4	0,4	0,4	0,5	0,5	0,6	0,6
1 000	1,1	0,8	0,6	0,5	0,4	0,5	0,5	0,6	0,7	0,7	0,8	0,8
1 250	1,5	1,1	0,9	0,7	0,6	0,6	0,7	0,7	0,8	0,8	0,9	1,0
1 600	2,1	1,7	1,2	0,9	0,8	0,8	0,9	1,0	1,0	1,1	1,1	1,3
2 000	2,9	2,3	1,8	1,3	1,0	1,0	1,1	1,2	1,3	1,4	1,4	1,6
2 500	3,7	3,2	2,5	1,9	1,5	1,3	1,4	1,5	1,7	1,8	1,8	2,0
3 150	4,6	4,4	3,5	2,7	2,1	1,8	1,8	1,9	2,1	2,3	2,3	2,5
4 000	5,7	6,3	5,1	4,0	3,1	2,5	2,3	2,5	2,7	3,0	3,0	3,3
5 000	6,3	7,3	6,0	4,7	3,7	3,0	2,7	2,9	3,1	3,4	3,4	3,7
6 300	7,5	9,3	8,2	6,6	5,2	4,2	3,6	3,6	4,0	4,3	4,3	4,7
8 000	8,8	11,8	11,6	9,5	7,6	6,1	5,1	4,9	5,2	5,7	5,7	6,2
10 000	10,2	14,8	16,4	13,7	11,1	9,0	7,4	6,8	6,8	7,4	7,4	8,1
12 500	11,6	18,0	21,4	18,8	15,7	12,8	10,5	9,2	9,0	9,6	9,6	10,5

Tableau A1-14. Coefficient d'atténuation du son en dB/100 m

Fréquence centrale de bande	Humidité relative = 80 %											
	Température, °C											
	Hz	-10	-5	0	5	10	15	20	25	30	35	40
50	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
63	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
80	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1
100	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
125	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
160	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
200	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2
250	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2	0,2	0,2
315	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2
400	0,2	0,2	0,1	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3
500	0,3	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3	0,3	0,4
630	0,5	0,3	0,3	0,2	0,3	0,3	0,3	0,3	0,4	0,4	0,4	0,5
800	0,7	0,5	0,4	0,3	0,3	0,4	0,4	0,4	0,5	0,5	0,6	0,6
1 000	1,0	0,7	0,5	0,4	0,4	0,5	0,5	0,6	0,6	0,6	0,7	0,8
1 250	1,3	1,0	0,7	0,6	0,6	0,6	0,7	0,7	0,8	0,9	0,9	1,0
1 600	1,9	1,5	1,1	0,8	0,7	0,8	0,9	0,9	1,0	1,1	1,1	1,3
2 000	2,6	2,0	1,5	1,1	1,0	1,0	1,1	1,2	1,3	1,4	1,4	1,6
2 500	3,6	2,9	2,2	1,6	1,3	1,3	1,4	1,5	1,7	1,8	1,8	2,0
3 150	4,7	4,0	3,1	2,4	1,9	1,7	1,8	1,9	2,1	2,3	2,3	2,5
4 000	5,9	5,6	4,5	3,4	2,7	2,3	2,3	2,5	2,7	3,0	3,0	3,3
5 000	6,6	6,6	5,3	4,1	3,2	2,7	2,6	2,8	3,1	3,4	3,4	3,7
6 300	8,1	9,1	7,4	5,9	4,6	3,7	3,4	3,6	4,0	4,3	4,3	4,7
8 000	9,8	12,0	10,4	8,4	6,7	5,4	4,8	4,8	5,2	5,7	5,7	6,2
10 000	11,5	15,3	14,8	12,2	9,8	7,8	6,7	6,4	6,8	7,4	7,4	8,1
12 500	13,3	18,9	20,5	17,0	13,9	11,3	9,4	8,7	8,9	9,6	9,6	10,5



APPENDICES 1 : MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES

Tableau A1-15. Coefficient d'atténuation du son en dB/100 m

Fréquence centrale de bande	Humidité relative = 90 %											
	Température, °C											
	Hz	-10	-5	0	5	10	15	20	25	30	35	40
50	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
63	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
80	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1
100	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
125	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
160	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
200	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2
250	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2	0,2	0,2
315	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2
400	0,2	0,2	0,1	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3
500	0,3	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,4
630	0,4	0,3	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3	0,4	0,4	0,4	0,4	0,5
800	0,6	0,4	0,3	0,3	0,3	0,4	0,4	0,5	0,5	0,6	0,6	0,6
1 000	0,9	0,6	0,5	0,4	0,4	0,5	0,5	0,6	0,6	0,7	0,8	0,8
1 250	1,2	0,9	0,6	0,5	0,6	0,6	0,7	0,7	0,8	0,9	1,0	1,0
1 600	1,7	1,3	0,9	0,7	0,7	0,8	0,9	0,9	1,0	1,1	1,1	1,3
2 000	2,4	1,8	1,3	1,0	0,9	1,0	1,1	1,2	1,3	1,4	1,4	1,6
2 500	3,3	2,6	1,9	1,4	1,2	1,3	1,4	1,5	1,7	1,8	2,0	2,0
3 150	4,6	3,6	2,8	2,1	1,7	1,6	1,8	1,9	2,1	2,3	2,5	2,5
4 000	6,0	5,1	4,0	3,0	2,4	2,2	2,3	2,5	2,7	3,0	3,3	3,3
5 000	6,7	6,0	4,8	3,7	2,9	2,6	2,6	2,8	3,1	3,4	3,7	3,7
6 300	8,3	8,3	6,7	5,2	4,0	3,4	3,3	3,6	4,0	4,3	4,7	4,7
8 000	10,4	11,7	9,5	7,6	6,0	4,9	4,5	4,8	5,2	5,7	6,2	6,2
10 000	12,6	15,4	13,5	11,0	8,8	7,1	6,3	6,3	6,8	7,4	8,1	8,1
12 500	14,8	19,4	18,6	15,4	12,4	10,1	8,7	8,3	8,9	9,6	10,5	10,5

Tableau A1-16. Coefficient d'atténuation du son en dB/100 m

Fréquence centrale de bande	Humidité relative = 100 %											
	Température, °C											
	Hz	-10	-5	0	5	10	15	20	25	30	35	40
50	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
63	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
80	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1
100	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
125	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
160	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
200	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2
250	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2	0,2	0,2
315	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2
400	0,2	0,1	0,1	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3	0,3
500	0,3	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3	0,3	0,4
630	0,4	0,3	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3	0,4	0,4	0,4	0,4	0,5
800	0,6	0,4	0,3	0,3	0,3	0,4	0,4	0,5	0,5	0,6	0,6	0,6
1 000	0,8	0,6	0,4	0,4	0,4	0,5	0,5	0,6	0,6	0,7	0,8	0,8
1 250	1,1	0,8	0,6	0,5	0,6	0,6	0,7	0,7	0,8	0,9	1,0	1,0
1 600	1,6	1,2	0,8	0,7	0,7	0,8	0,9	0,9	1,0	1,1	1,3	1,3
2 000	2,2	1,6	1,2	0,9	0,9	1,0	1,1	1,2	1,3	1,4	1,6	1,6
2 500	3,0	2,3	1,7	1,3	1,2	1,3	1,4	1,5	1,7	1,8	2,0	2,0
3 150	4,2	3,3	2,5	1,9	1,6	1,6	1,8	1,9	2,1	2,3	2,5	2,5
4 000	5,9	4,7	3,6	2,7	2,2	2,1	2,3	2,5	2,7	3,0	3,3	3,3
5 000	6,8	5,6	4,3	3,3	2,6	2,4	2,6	2,8	3,1	3,4	3,7	3,7
6 300	8,5	7,6	6,0	4,7	3,7	3,3	3,3	3,6	4,0	4,3	4,7	4,7
8 000	10,7	10,8	8,7	6,8	5,3	4,5	4,4	4,8	5,2	5,7	6,2	6,2
10 000	13,3	15,1	12,5	10,0	7,9	6,5	6,0	6,3	6,8	7,4	8,1	8,1
12 500	16,0	19,5	17,2	14,0	11,3	9,2	8,2	8,2	8,9	9,6	10,5	10,5



9 MÉTHODES DE CORRECTION DÉTAILLÉES

9.1 INTRODUCTION

9.1.1 Lorsque les conditions des essais de certification acoustique ne sont pas identiques aux conditions de référence, on apportera les corrections appropriées à l'EPNL calculé à partir des données mesurées par les méthodes exposées dans la présente section.

Note 1. — Les différences entre les conditions de référence et les conditions d'essai qui donnent lieu à des corrections sont les suivantes :

- (a) *une absorption atmosphérique du son, dans les conditions d'essai, différente de l'absorption dans les conditions de référence ;*
- (b) *une trajectoire de vol d'essai différente de la trajectoire de vol de référence, et*
- (c) *une masse d'essai différente de la masse maximale*

Note 2. — Des corrections négatives sont permises si l'absorption atmosphérique du son, dans les conditions d'essai, est inférieure à l'absorption dans les conditions de référence, et si la trajectoire de vol d'essai est plus basse que la trajectoire de vol de référence.

La trajectoire de décollage d'essai peut se trouver au-dessus de la trajectoire de décollage de référence lorsque les conditions météorologiques permettent d'améliorer les performances de l'avion (effet de « jour froid »). Inversement, l'effet de « jour chaud » peut abaisser la trajectoire de décollage d'essai au-dessous de la trajectoire de décollage de référence. La trajectoire d'approche d'essai peut se trouver plus haut ou plus bas que la trajectoire d'approche de référence quelles que soient les conditions météorologiques.

9.1.2 Les valeurs de mesure du bruit seront corrigées en fonction des conditions de référence soit au moyen des méthodes de correction présentées ci-après, soit au moyen d'un programme intégré qui sera agréé et reconnu équivalent.

9.1.2.1 Les méthodes de correction consisteront à ajouter algébriquement une ou plusieurs valeurs à l'EPNL calculé de façon à ramener les résultats des essais aux conditions de référence de la certification acoustique.

9.1.2.2 Les profils de vol seront déterminés pour le décollage et l'approche dans les conditions de référence et les conditions d'essai. Les méthodes d'essai exigeront l'enregistrement du bruit et de la trajectoire de vol avec un signal de temps synchronisé permettant de déterminer le profil de vol aux essais, y compris la position de l'avion pour laquelle le PNLTM est observé au point de mesure du bruit. Pour le décollage, un profil de vol ramené aux conditions de référence sera déterminé d'après des données agréées par les services de certification.

Note. — Pour l'approche, le profil de référence est défini par les conditions de référence du paragraphe 5.3.

**APPENDICES 1 : MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES**

9.1.2.3 Les différentes longueurs des trajets du bruit de l'avion jusqu'au point de mesure du bruit correspondant au PNLTM seront déterminées pour les conditions d'essai et les conditions de référence. Les valeurs du SPL dans le spectre des PNLTM seront ensuite corrigées pour tenir compte des effets :

- (a) des variations de l'absorption atmosphérique du son ;
- (b) de l'absorption atmosphérique du son sur les variations de la longueur du trajet du bruit ;
- (c) de la loi de l'inverse du carré sur les variations de la longueur du trajet du bruit

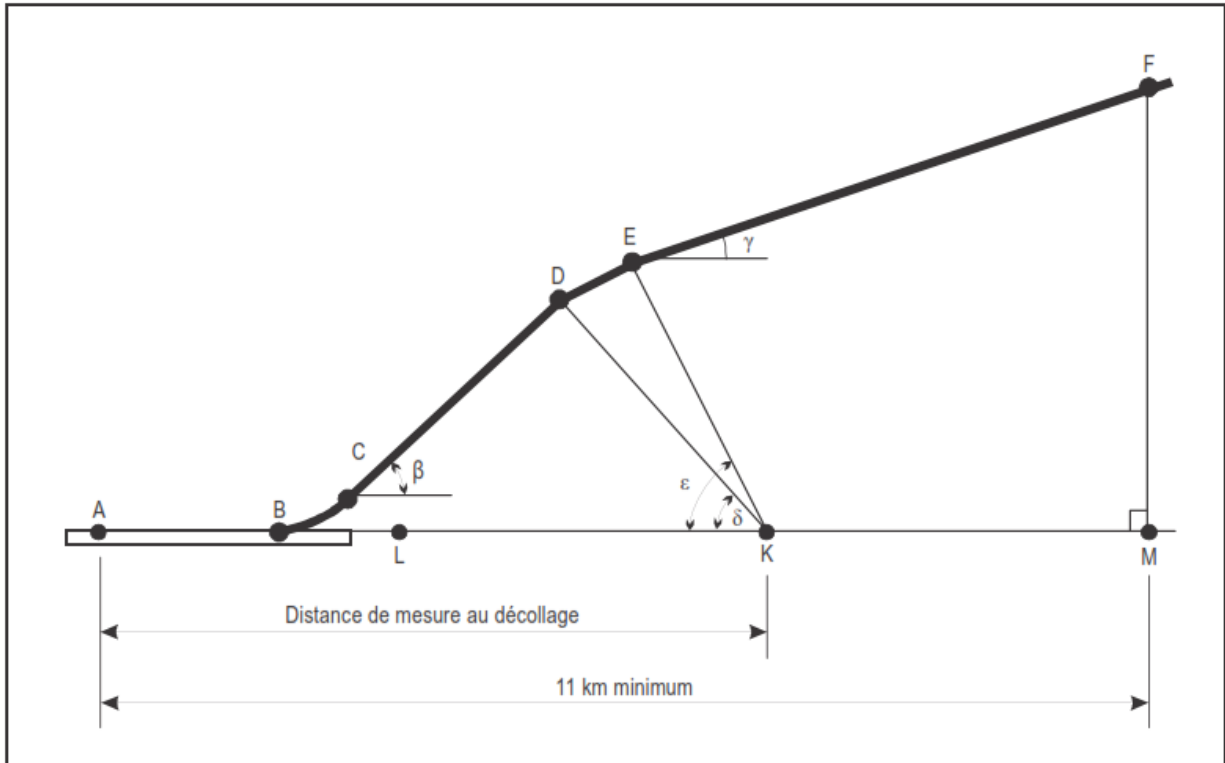
9.1.2.4 Les valeurs corrigées du SPL seront ensuite converties en PNLT dont on retranche PNLTM.

Note. — La différence représente la correction à ajouter algébriquement à l'EPNL calculé à partir des données mesurées.

9.1.3 Les distances minimales des profils d'essai et de référence jusqu'au point de mesure du bruit seront calculées et utilisées pour déterminer une correction de durée de bruit due à la différence de hauteur de survol de l'avion. La correction de durée est ajoutée algébriquement à l'EPNL calculé à partir des données mesurées.

9.1.4 À partir des données des constructeurs (agrées par les services de certification) présentées sous forme de courbes, de tableaux ou de quelque autre manière donnant la variation de l'EPNL en fonction de la masse au décollage et à l'atterrissage, on déterminera les corrections à ajouter à l'EPNL calculé à partir des données mesurées pour tenir compte des différences de niveau de bruit dues aux différences entre les masses maximales au décollage et à l'atterrissage et la masse d'essai de l'avion.

9.1.5 À partir des données des constructeurs (agrées par les services de certification) présentées sous forme de courbes, de tableaux ou de quelque autre manière donnant la variation de l'EPNL en fonction de l'angle d'approche, on déterminera les corrections à ajouter algébriquement à l'EPNL calculé à partir des données mesurées pour tenir compte des différences de niveau de bruit dues à la différence entre l'angle d'approche de référence et l'angle d'approche d'essai.

9.2 PROFIL DE DÉCOLLAGE

Figure A1-4. Profil de décollage mesuré

Note. —

- (a) La Figure A1-4 montre un profil de décollage type. L'avion commence le roulement au décollage au point A, quitte le sol au point B et amorce la première montée à régime constant au point C sous un angle β . La réduction de poussée destinée à atténuer le bruit commence au point D et se termine au point E, où commence le deuxième segment de montée à régime constant défini par l'angle γ (habituellement exprimé sous forme d'un pourcentage de pente).
- (b) La trajectoire de décollage pour la certification acoustique se termine lorsque l'avion atteint le point F dont la projection verticale sur la route de vol (prolongement de l'axe de piste) est le point M. La position de l'avion est enregistrée sur une distance AM d'au moins 11 km (6 NM).
- (c) Le point K est le point de mesure du bruit au décollage et la distance AK est la distance spécifiée pour la mesure au décollage. Le point L est le point de mesure du bruit latéral situé sur une parallèle à l'axe de piste, à la distance spécifiée de cet axe et à l'endroit où le niveau de bruit au décollage est le plus élevé.


APPENDICES 1 : MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES

(d) La poussée affichée après réduction, si elle est utilisée dans les conditions d'essai, est égale à celle qui produirait au moins le gradient minimal de certification dans les conditions de référence pour l'atmosphère et la masse.

(e) Le profil de décollage est lié aux cinq paramètres suivants :

- distance de roulement au décollage AB ,
- premier angle de montée à régime constant β ,
- deuxième angle de montée à régime constant γ et
- angles du début et de la fin de réduction de poussée δ et ϵ

Ces cinq paramètres sont fonction des performances et de la masse de l'avion et des conditions atmosphériques (température de l'air ambiant, pression et vitesse du vent). Lorsque les conditions atmosphériques d'essai diffèrent des conditions atmosphériques de référence les paramètres de profil d'essai et de référence correspondants seront différents, comme on peut le voir sur la Figure A1-5. Les différences des paramètres de profil, (ΔAB , $\Delta\beta$, $\Delta\gamma$, $\Delta\delta$, et $\Delta\epsilon$) peuvent être tirées des données du constructeur (approuvées par le service de certification) et sont utilisées pour définir le profil de vol ramené aux conditions atmosphériques de référence, la masse de l'avion restant inchangée par rapport à la masse d'essai. Les relations entre les profils de décollage mesurés et corrigés peuvent alors être utilisées pour déterminer les corrections qui sont apportées à l'EPNL calculé à partir des données mesurées.

(f) La Figure A1-6 montre des parties des trajectoires de décollage mesurées et corrigées ainsi que les relations géométriques qui influencent la propagation du son. EF représente la deuxième trajectoire de montée à régime constant mesurée dont l'angle de montée est γ et $E_c F_c$ représente la deuxième trajectoire de montée à régime constant corrigée qui se trouve à une altitude différente et dont l'angle de montée $\gamma + \Delta\gamma$ est différent.

(g) Le point Q représente la position de l'avion sur la trajectoire d'approche mesurée où le PNLTM est observé au point de mesure du bruit K, et Q_c est le point correspondant sur la trajectoire de vol corrigée. Les trajectoires de propagation du bruit mesurées et corrigées sont représentées respectivement par les segments KQ et KQ_c qui, par hypothèse, forment le même angle θ avec la trajectoire de vol correspondante. L'hypothèse selon laquelle cet angle θ est constant peut ne pas être vraie dans tous les cas. Plus de précision sera nécessaire dans l'avenir. Toutefois, pour

APPENDICES 1 : MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES

l'application actuelle de cette méthode d'essai les différences éventuelles sont considérées comme peu importantes.

- (h) *Le point R représente le point de la trajectoire de décollage mesurée le plus proche du point de mesure de bruit K, et R_c est le point correspondant sur la trajectoire de vol corrigée. Les distances minimales du point K aux trajectoires de vol mesurées et corrigées sont indiquées respectivement par les segments KR et KR_c qui sont perpendiculaires aux trajectoires de vol correspondantes.*

Si, au cours du survol, on observe deux valeurs de crête du PNLT différant de moins de 2 TPNdB, le niveau de bruit qui, une fois corrigé en fonction des conditions de référence, donne la valeur la plus élevée, sera utilisé pour le calcul de l'EPNL dans les conditions de référence. Dans ce cas, le point correspondant à la deuxième crête sera obtenu sur la trajectoire de vol corrigée en appliquant les données agréées du constructeur.

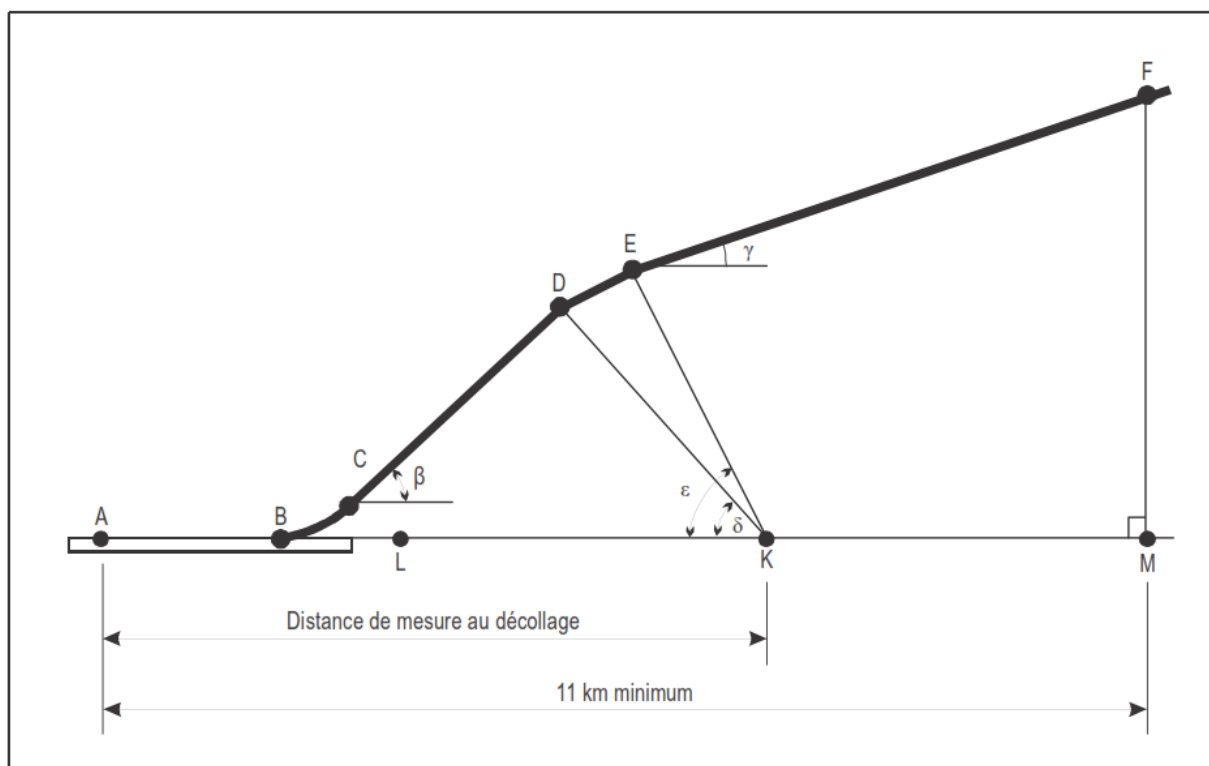


Figure A1-4. Profil de décollage mesuré

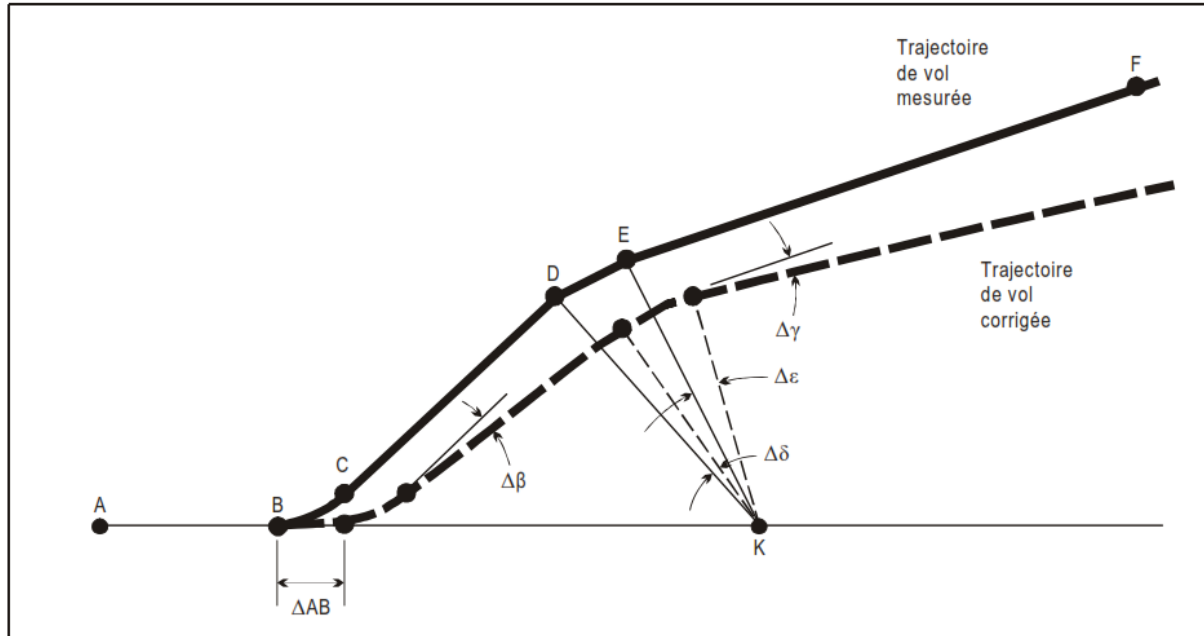


Figure A1-5. Comparaison des profils de décollage mesurés et corrigés

9.3 PROFIL D'APPROCHE

Note. — La Figure A1-7 montre un profil d'approche type. Le début du profil d'approche pour la certification acoustique est représenté par la position de l'avion du point G dont la projection verticale sur la route de vol (prolongement de l'axe de piste) est le point P. La position de l'avion est enregistrée sur la distance PO à partir de 7,4 km (4 NM) au moins du seuil de piste O.

- L'avion effectue son approche sous un angle η , passe à la verticale du point de mesure du bruit N à une hauteur NH, amorce son arrondi au point I et se pose au point J.
- Le profil d'approche est défini par l'angle d'approche η et la hauteur NH qui sont fonction de la conduite de l'avion par le pilote. Si les paramètres du profil d'approche mesuré diffèrent des paramètres correspondants du profil d'approche de référence, les corrections indiquées à la Figure A1-8 sont apportées à l'EPNL calculé à partir des données mesurées.
- La Figure A1-9 montre des parties de la trajectoire d'approche mesurée et de la trajectoire d'approche de référence, ainsi que les relations géométriques qui influencent la propagation du son. G I représente la trajectoire d'approche mesurée dont l'angle d'approche est η et G_r I_r représente la trajectoire d'approche de référence à l'altitude de référence et l'angle d'approche de référence η_r .

APPENDICES 1 : MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES

- (d) Le point S représente la position de l'avion sur la trajectoire d'approche mesurée où le PNLTM est observé au point de mesure du bruit N, et S_r est la position correspondante sur la trajectoire d'approche de référence. Les trajets de propagation du bruit mesurés et corrigés sont représentés respectivement par les segments NS et NS_r qui forment le même angle γ avec les trajectoires de vol correspondantes.
- (e) Le point T est le point de la trajectoire d'approche mesurée le plus proche du point de mesure du bruit N, et T_r est le point correspondant de la trajectoire d'approche de référence. Les distances minimales du point N à la trajectoire d'approche mesurée et à la trajectoire d'approche de référence sont représentées respectivement par les segments NT et NT_r qui sont perpendiculaires aux trajectoires de vol correspondantes.

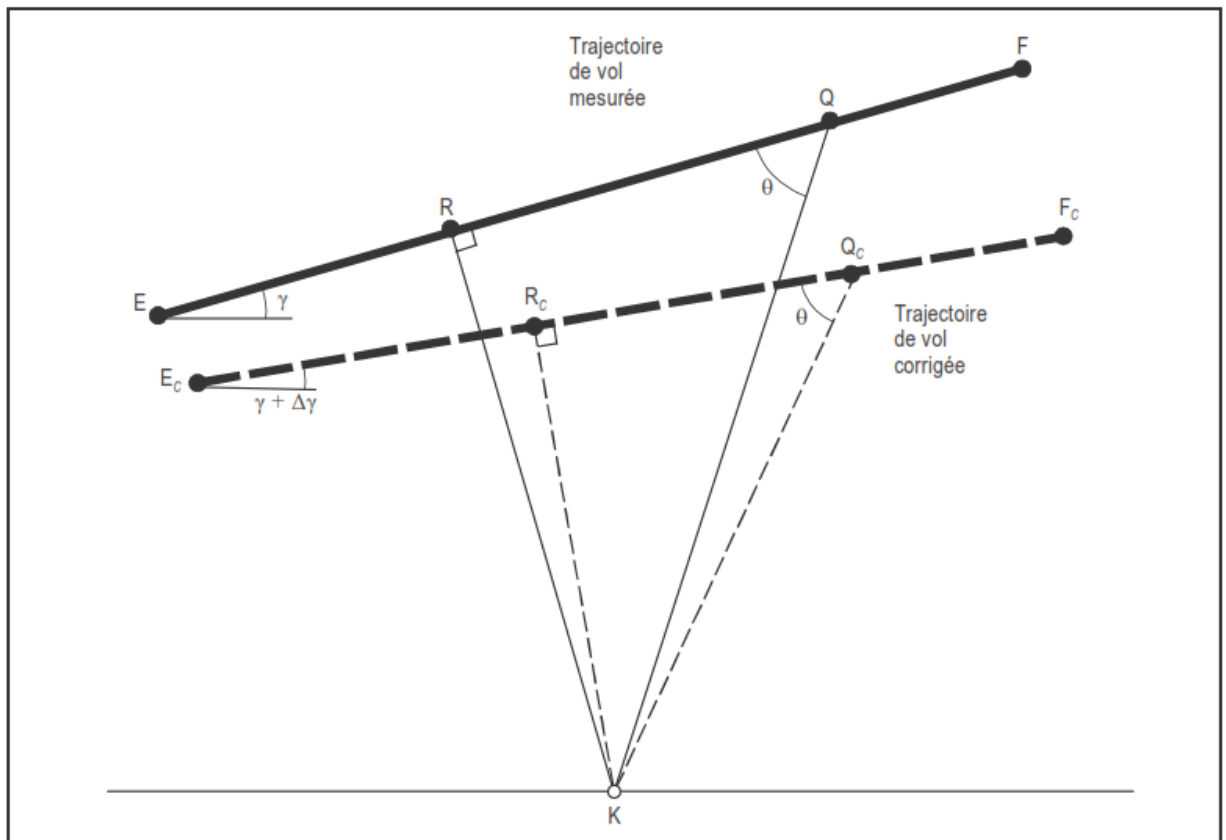


Figure A1-6. Caractéristiques du profil de décollage qui influent sur le niveau acoustique

APPENDICES 1 : MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES

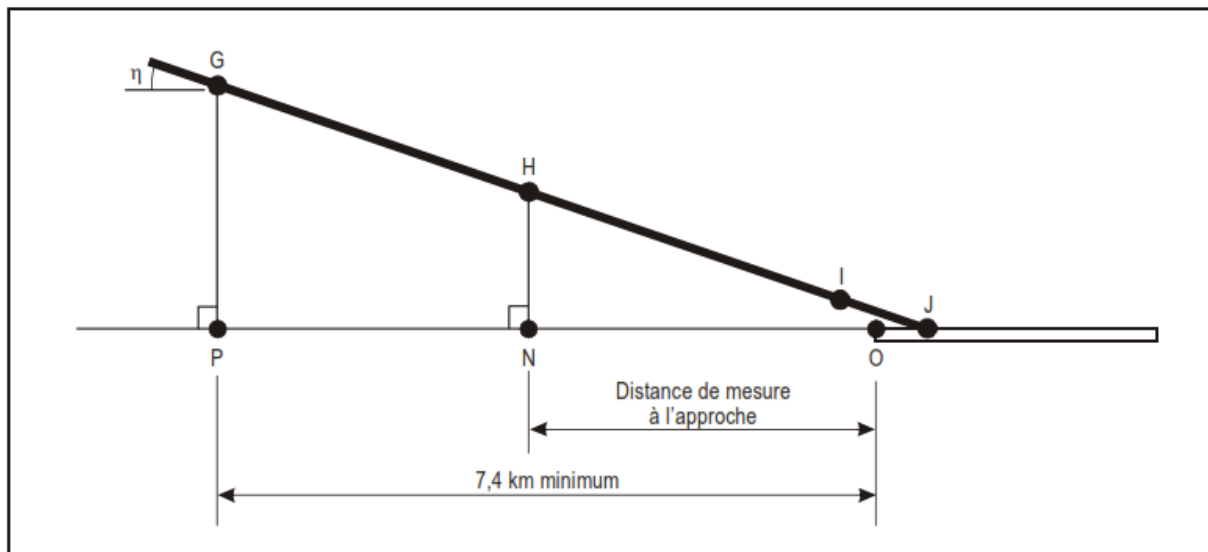


Figure A1-7. Profil d'approche mesuré

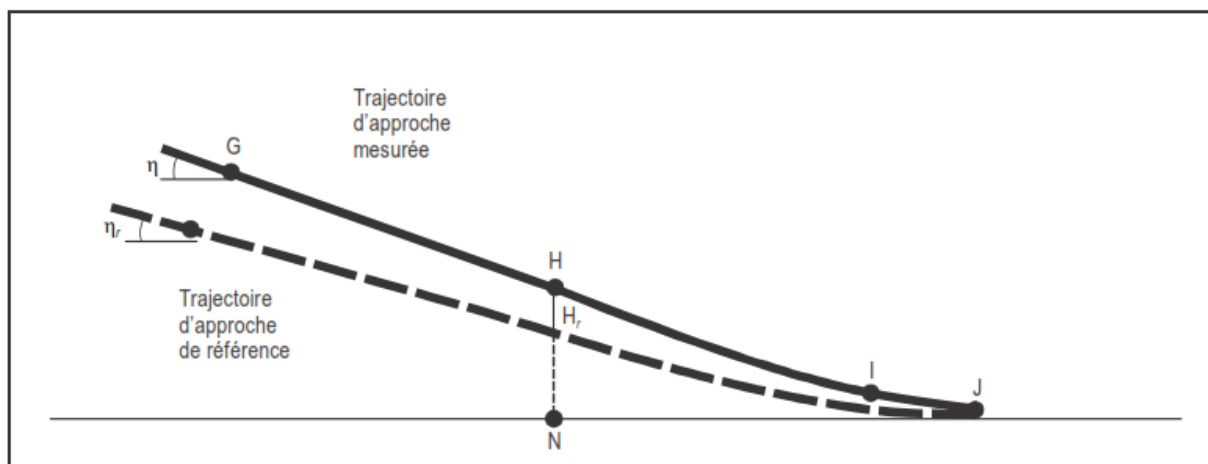


Figure A1-8. Comparaison des profils d'approche mesurés et corrigés

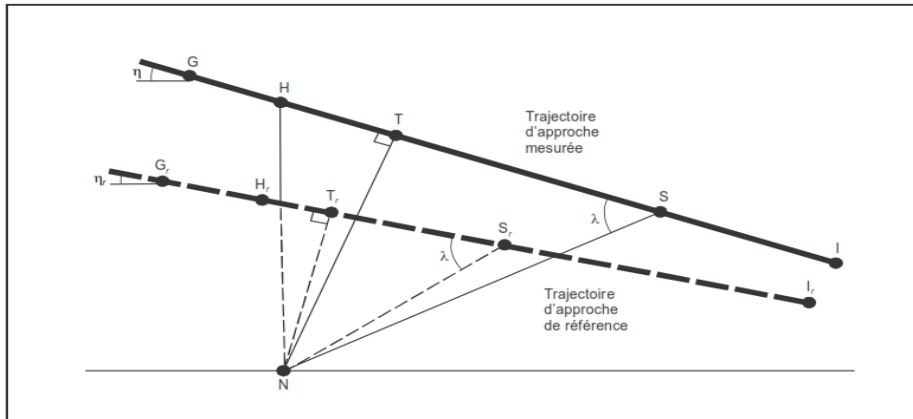


Figure A1-9. Caractéristiques du profil d'approche qui influent sur le niveau acoustique

9.4 CORRECTIONS DU PNL T

9.4.1 Lorsque les conditions atmosphériques ambiantes de température et d'humidité relative diffèrent des conditions de référence et/ou lorsque les trajectoires de décollage et d'approche mesurées diffèrent des trajectoires correspondantes de référence, les valeurs de l'EPNL calculées seront corrigées à partir des données mesurées. Ces corrections seront calculées comme il est indiqué ci-dessous.

9.4.1.1 Décollage

9.4.1.1.1 Si l'on se reporte à la trajectoire type de décollage indiquée sur la Figure A1-6, le spectre du PNLTM observé au point K, lorsque l'avion se trouve au point Q, est décomposé en ses valeurs élémentaires $SPL(i)$. Les valeurs corrigées sont alors calculées comme suit :

$$SPL(i)_c = SPL(i) + 0,01 [\alpha(i) - \alpha(i)_o] KQ + 0,01 \alpha(i)_o (KQ - KQ_c) + 20 \log (KQ/KQ_c)$$

- le terme $0,01 [\alpha(i) - \alpha(i)_o] KQ$ est destiné à tenir compte de l'effet des différences d'absorption du son par l'atmosphère, $\alpha(i)$ et $\alpha(i)_o$ étant respectivement les coefficients d'absorption du son pour les conditions d'essai et les conditions de référence pour la i -ième bande de tiers d'octave, et KQ étant la trajectoire de bruit mesurée au décollage ;
- le terme $0,01 \alpha(i)_o (KQ - KQ_c)$ est destiné à tenir compte de l'effet de l'absorption du son par l'atmosphère sur les variations de longueur du trajet du bruit, KQ_c représentant le trajet du bruit corrigé au décollage ;
- le terme $20 \log (KQ/KQ_c)$ est destiné à tenir compte de l'effet de la loi de l'inverse du carré sur les variations de longueur du trajet du bruit.

APPENDICES 1 : MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES

9.4.1.1.2 Les valeurs corrigées de $SPL(i)_c$ sont ensuite transformées en PNL_T, et une correction est calculée comme suit :

$$\Delta_1 = PNL_T - PNL_{TM}$$

où Δ_1 représente la correction à ajouter algébriquement à l'EPNL calculé à partir des données mesurées.

9.4.1.2 *Approche*. On utilise la même méthode pour la trajectoire d'approche mais dans ces cas les valeurs du $SPL(i)_c$ se rapportent aux trajets du bruit à l'approche représentés sur la Figure A1-9 comme suit:

$$SPL(i)_c = SPL(i) + 0,01 [\alpha(i) - \alpha(i)_o] NS + 0,01 \alpha(i)_o (NS - NS_r) + 20 \log (NS/NS_r)$$

NS et NS_r représentant respectivement le trajet du bruit mesuré à l'approche et le trajet du bruit de référence à l'approche. Le reste des calculs est le même que pour le cas de la trajectoire de décollage.

9.4.1.3 *Trajectoires latérales*. La même méthode est utilisée pour les trajectoires latérales de vol mais, dans ce cas, les valeurs du $SPL(i)_c$ se rapportent uniquement aux trajets latéraux du bruit, comme suit :

$$SPL(i)_c = SPL(i) + 0,01 [\alpha(i) - \alpha(i)_o] LX$$

LX étant le trajet latéral du bruit du point de mesure L (Figure A1-4) à la position X de l'avion où le PNL_{TM} est observé au point L. La seule correction prise en considération est celle qui se rapporte à l'effet des variations d'absorption du son par l'atmosphère. La différence entre les longueurs des trajets du bruit mesurés et corrigés est considérée comme négligeable pour les trajectoires latérales de vol. Le reste des calculs est le même que pour le cas de la trajectoire de décollage.

9.5 CORRECTIONS DE DURÉE

9.5.1 Lorsque les trajectoires de décollage et d'approche mesurées diffèrent des trajectoires corrigées et des trajectoires de référence correspondantes, on apportera des corrections de durée aux valeurs de l'EPNL calculées à partir des données mesurées. Ces corrections seront calculées comme il est indiqué ci-dessous :

9.5.1.1 *Décollage*. Si nous nous reportons à la trajectoire de décollage représentée à la Figure A1-6, la correction est comme suit :



$$\Delta_2 = 7,5 \log (KR/KR_c)$$

où Δ_2 représente la correction à ajouter algébriquement à l'EPNL calculé à partir des données mesurées. Les segments KR et KR_c représentent respectivement les distances minimales du point de mesure du bruit K aux trajectoires de décollage mesurées et corrigées. Le signe moins indique que, pour le cas particulier d'une correction de durée, l'EPNL calculé à partir des données mesurées est diminué si la trajectoire de vol mesurée se trouve au-dessus de la trajectoire de vol corrigée.

9.5.1.2 *Approche*. La même méthode est utilisée pour la trajectoire d'approche mais dans ce cas la correction se rapporte aux distances minimales d'approche indiquées sur la Figure A1-9 comme suit :

$$\Delta_2 = -7,5 \log (NT/NT_r)$$

NT étant la distance minimale du point de mesure du bruit N à la trajectoire d'approche mesurée.

9.5.1.3 *Trajectoires latérales*. Aucune correction de durée n'est calculée pour le trajet latéral du bruit car la différence entre la trajectoire de vol mesurée et la trajectoire de vol corrigée est considérée comme négligeable.

9.6 CORRECTION DE MASSE

Lorsque la masse de l'avion au cours des essais de certification acoustique au décollage ou à l'approche est différente de la masse maximale au décollage ou à l'atterrissage correspondante, la valeur de l'EPNL calculée à partir des données mesurées sera corrigée. Les corrections seront déterminées à partir des données du constructeur (agrées par les services de certification) présentées sous forme de tableaux ou de courbes, comme il est indiqué schématiquement sur les Figures A1-10 et A1-11. Les données du constructeur seront applicables aux conditions atmosphériques de référence de la certification acoustique.

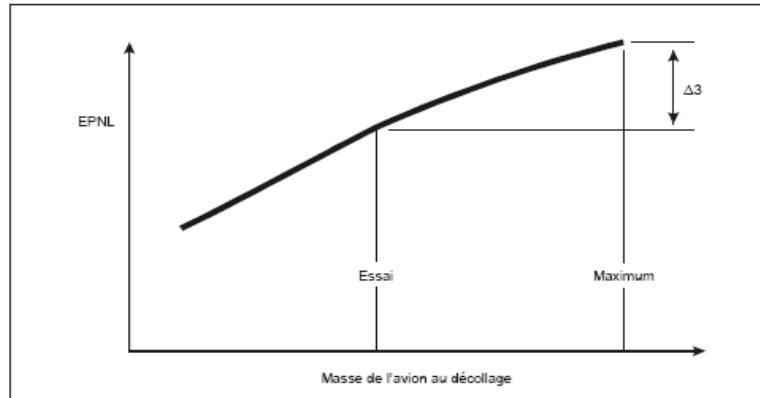


Figure A1-10. Correction de masse au décollage à apporter à l'EPNL

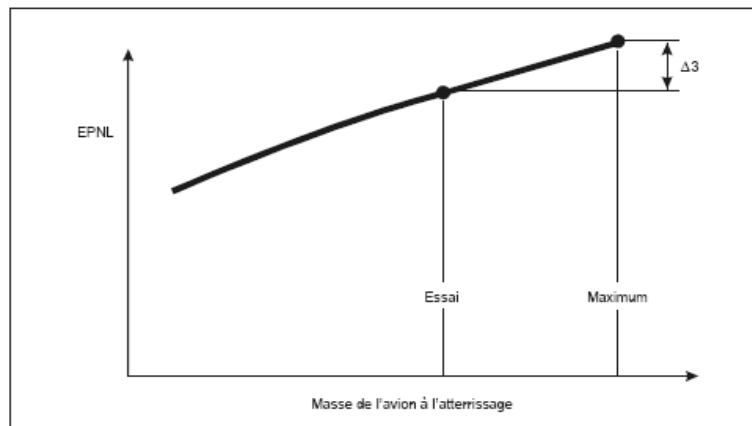


Figure A1-11. Correction de masse à l'atterrissage à apporter à l'EPNL

9.7 CORRECTION D'ANGLE D'APPROCHE

- (a) Lorsque l'angle d'approche de l'avion au cours d'un essai de certification acoustique à l'approche est différent de l'angle d'approche de référence, la valeur de l'EPNL calculée à partir des données mesurées sera corrigée. Les corrections seront déterminées à partir des données du constructeur (agrées par le service de certification) présentées sous forme de tableaux ou de courbes telles que celles qui sont indiquées schématiquement sur la Figure A1-12. Les données du constructeur seront applicables aux conditions atmosphériques de référence pour la certification acoustique à la masse d'essai à l'atterrissage.

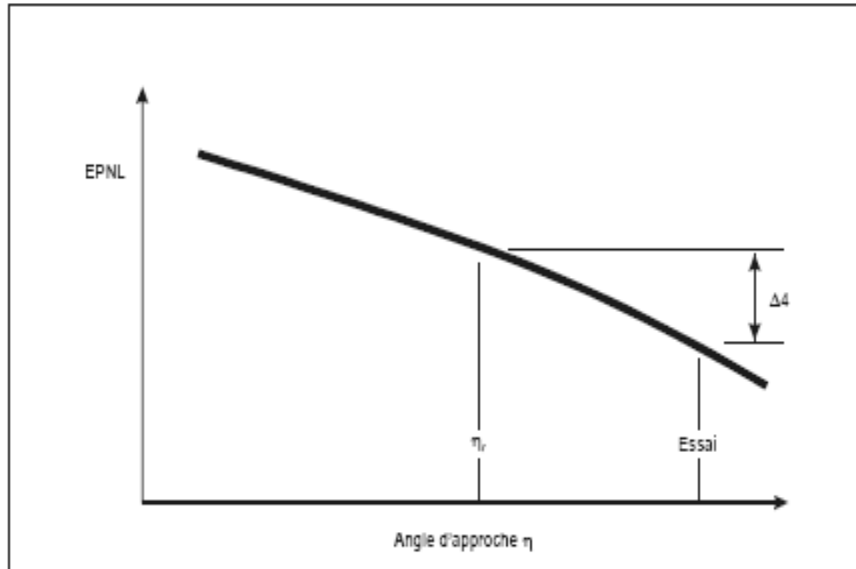


Figure A1-12. Correction d'angle d'approche à apporter à l'EPNL



APPENDICE 2.

MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE

1 AVIONS À RÉACTION SUBSONIQUES

Demande de certificat de type présentée le 6 octobre 1977 ou à une date ultérieure.

2 AVIONS À HÉLICES DE PLUS DE 8 618 kg

Demande de certificat de type présentée le 1^{er} janvier 1985 ou à une date ultérieure.

3 HÉLICOPTÈRES

4 AÉRONEFS À ROTORS BASCULANTS

Note. — Voir Partie 2, Chapitres 16.3, 16.4, 16.8, 16.13 et 16.14.

1. INTRODUCTION

Note 1. — Cette méthode d'évaluation du bruit comprend :

- (a) les conditions d'essai et de mesure pour la certification acoustique ;
- (b) la mesure du bruit des avions et des hélicoptères perçu au sol ;
- (c) le calcul du niveau effectif de bruit perçu à partir de mesures de bruit ;
- (d) la communication de données au service de certification et correction des données mesurées.

Note 2. — Les instructions et les procédures qui figurent dans cette méthode sont nettement délimitées afin d'assurer l'uniformité des essais de certification et de permettre la comparaison entre des essais effectués sur des types différents d'aéronefs à des emplacements géographiques différents.

Note 3. — Une liste complète de symboles et d'unités, la formulation mathématique de la bruyance perçue, une procédure de détermination de l'absorption du son par l'atmosphère et des procédures détaillées pour ramener aux conditions de référence les niveaux de bruit déterminés dans d'autres conditions figurent aux sections 6 à 9 du présent appendice.



2. CONDITIONS D'ESSAI ET DE MESURE POUR LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE

2.1 GÉNÉRALITÉS

La présente section stipule les conditions dans lesquelles seront effectués les essais de certification acoustique, ainsi que les méthodes qui seront utilisées.

Note. — Un grand nombre de demandes de certification acoustique ne portent que sur des modifications mineures de la conception de type de l'aéronef. Les modifications acoustiques qui en résultent peuvent souvent être évaluées d'une façon fiable sans qu'il soit nécessaire de procéder à des essais complets, comme ceux qui sont décrits dans le présent appendice. Le service de certification est donc encouragé à autoriser l'utilisation de « procédures équivalentes » appropriées. Il existe aussi des procédures équivalentes qui peuvent être utilisées pour des essais complets de certification en vue de réduire les coûts et d'obtenir des résultats fiables. Des éléments indicatifs sur l'emploi de procédures équivalentes dans la certification acoustique des avions à réaction subsoniques, des avions à hélices et des hélicoptères figurent dans le Manuel technique environnemental (Doc 9501), Volume I — Procédures de certification acoustique des aéronefs.

2.2 ENVIRONNEMENT D'ESSAI

2.2.1 Emplacement des microphones

Les points de mesure du bruit d'un aéronef en vol seront entourés d'un terrain relativement plat ne présentant pas de caractéristiques d'absorption excessive du son telles que celles que peuvent causer de l'herbe dense, de hautes herbes, des broussailles ou des bois. Il n'y aura aucun obstacle qui puisse influencer sensiblement le champ sonore de l'aéronef, à l'intérieur d'un volume conique ayant son sommet en un point du sol situé verticalement au-dessous du microphone, son axe normal au sol et un demi-angle au sommet de 80°.

Note. — Les personnes qui effectuent les mesures sont susceptibles de constituer de tels obstacles.

2.2.2 Conditions atmosphériques

2.2.2.1 Définitions et Spécifications

Aux fins de la certification acoustique qui fait l'objet de la présente section, les spécifications suivantes s'appliquent :

Coefficient d'atténuation du son : Réduction du niveau de son dans une bande de tiers d'octave, exprimée en dB par cent (100) mètres, due aux effets de l'absorption du son par l'atmosphère. Les



équations de calcul des coefficients d'atténuation du son à partir de valeurs de température atmosphérique et d'humidité relative sont fournies dans la section 7.

Composante moyenne de vent traversier : Cette composante sera déterminée au moyen de la série de valeurs de la composante « en transversale » (v) des échantillons de vent obtenus lors de l'essai avec aéronef, à l'aide d'une méthode de calcul de moyennes linéaires sur une durée de 30 secondes ou d'une méthode de calcul de moyennes dont la constante de temps n'excède pas 30 secondes, et le résultat en sera lu à un moment situé environ 15 secondes après le moment auquel l'aéronef passe soit au-dessus soit par le travers du microphone.

Composante maximale de vent traversier : Valeur maximale dans la série des valeurs de la composante « en transversale » (v) des échantillons de vent enregistrés chaque seconde pendant un intervalle de temps couvrant la période où le niveau de bruit est de 10 dB au-dessous du maximum.

Constante de distance (ou longueur de réaction) : Passage du vent (en mètres) nécessaire pour qu'un capteur de vitesse du vent indique $100 \times (1 - 1/e)$ pour cent (environ 63 %) d'une augmentation d'échelon de la vitesse d'entrée.

Constante de temps (d'un système de premier degré) : Délai nécessaire à un appareil pour détecter et indiquer $100 \times (1 - 1/e)$ pour cent (environ 63 %) d'une variation d'échelon. (La constante mathématique e est le nombre de base du logarithme naturel, soit environ 2,7183 — également connu sous le nom de *nombre d'Euler* ou de *constante de Napier*.)

Échantillon de direction du vent (à un certain moment) : Valeur obtenue à un moment donné au moyen d'un capteur/réseau de capteurs de direction du vent qui présente les caractéristiques suivantes:

Plage d'exploitation de la vitesse du vent : 1 m/s (2 kt) à plus de 10 m/s (20 kt) ;
 Linéarité : ± 5 degrés par rapport à la plage spécifiée ;
 Résolution : 5 degrés:

Note.— Pour l'ensemble du réseau de capteurs du vent utilisé pour obtenir la vitesse du vent et des échantillons de direction, les caractéristiques dynamiques combinées, y compris l'inertie physique des capteurs, et tout traitement temporel, tel que le filtrage des signaux des capteurs ou le lissage ou le calcul de moyennes des données des capteurs de vent, seront équivalentes à celles d'un système de premier degré (par exemple un circuit R/C) ayant une constante de temps ne dépassant pas 3 secondes pour une vitesse du vent de 5 m/s (10 kt).



Échantillon de la vitesse du vent (à un certain moment) : Valeur de la vitesse du vent mesurée à un moment donné au moyen d'un capteur/réseau de capteurs présentant les caractéristiques suivantes :

Plage : 1 m/s (2 kt) à plus de 10 m/s (20 kt) ;

Linéarité : $\pm 0,5$ m/s (± 1 kt) par rapport à la plage spécifiée ;

Constante de distance (longueur de réaction) : moins de cinq (5) mètres pour les systèmes ayant un comportement dynamique que caractérise mieux une constante de distance; ou

Constante de temps : moins de trois (3) secondes pour des vitesses du vent de 5 m/s (10 kt) ou plus pour les systèmes ayant un comportement dynamique que caractérise mieux une constante de temps.

Vecteur du vent (à un moment donné) : Le vecteur du vent sera déterminé chaque seconde au moins. Son amplitude sera représentée à un moment donné par l'échantillon de vitesse du vent de ce moment, et la direction du vecteur sera représentée par l'échantillon de direction du vent à ce moment.

Vitesse maximale du vent : Valeur maximale dans la série d'échantillons de vitesse du vent enregistrée chaque seconde pendant un intervalle de temps couvrant la période où le niveau de bruit est de 10 dB au-dessous du maximum.

Vitesse moyenne du vent : Cette vitesse sera déterminée au moyen des séries d'échantillons de vitesse du vent obtenues durant l'essai avec aéronef, en utilisant une méthode linéaire de calcul des moyennes sur une durée de trente (30) secondes ou une méthode de calcul de moyennes dont la constante de temps n'excède pas trente (30) secondes, et le résultat en sera lu à un moment survenant environ quinze (15) secondes après le moment auquel l'aéronef passe soit au-dessus soit par le travers du microphone. À titre de solution de rechange, chaque vecteur du vent sera ventilé selon ses composantes « en alignement » (u) et « en transversale » (v). Les moyennes des éléments u et v de la série d'échantillons du vent obtenues durant l'essai avec aéronef seront établies séparément au moyen d'une méthode de calcul de moyennes linéaires sur une durée de trente (30) secondes ou au moyen d'une méthode de calcul de moyennes dont la constante de temps n'excède pas trente (30) secondes, et le résultat en sera lu à un moment survenant environ quinze (15) secondes après le moment auquel l'aéronef passe soit au-dessus soit par le travers du microphone. La moyenne de la vitesse et de la direction du vent (par rapport à la trajectoire) sera ensuite calculée à l'aide des moyennes des éléments u et v, conformément au théorème de Pythagore et à la formule arc-tangente (v/u).



2.2.2.2 Mesures

2.2.2.2.1 Les mesures de la température ambiante et de l'humidité relative seront prises à 10 m (33 ft) au-dessus du sol. Pour les avions, la température ambiante et l'humidité relative seront aussi déterminées à intervalles verticaux ne dépassant pas 30 m (100 ft) sur la trajectoire de propagation du son. Pour qu'un essai en exploitation soit acceptable, les mesures de la température ambiante et de l'humidité relative doivent être obtenues avant et après l'essai. Ces deux mesures seront représentatives des conditions qui prévalent durant l'essai et au moins l'une des mesures de la température ambiante et de l'humidité relative sera prise à moins de trente (30) minutes de l'essai. Les données sur la température et l'humidité relative correspondant à l'heure exacte de l'essai seront interpolées en temps et en hauteur, selon les besoins, à partir des données météorologiques mesurées.

Note.— La température et l'humidité relative mesurées à 10 m (33 ft) sont présumées être constantes depuis 10 m (33 ft) jusqu'au sol.

2.2.2.2.2 Les mesures de la vitesse et de la direction du vent seront prises à 10 m (33 ft) au-dessus du sol tout au long de chaque essai.

2.2.2.2.3 Les conditions météorologiques à dix (10) m au-dessus du sol seront mesurées à moins de 2 000 m (6 562 ft) des emplacements des microphones. Elles seront représentatives des conditions qui prévalent dans la zone géographique dans laquelle les mesures du bruit sont prises.

2.2.2.3 Instruments

2.2.2.3.1 Les instruments de mesure de la température et de l'humidité entre le sol et l'avion, y compris les instruments servant à déterminer la hauteur à laquelle ces mesures sont prises, et la manière dont ces instruments sont utilisés permettront, avec l'aval du service de certification, l'échantillonnage des conditions atmosphériques à intervalles d'une hauteur verticale de 30 m (100 ft) ou moins.

2.2.2.3.2 Tous les échantillons de la vitesse du vent seront pris en installant le capteur de manière que la distance horizontale entre l'anémomètre et tout obstacle soit égale à au moins 10 fois la hauteur de l'obstacle. L'erreur d'installation pour le capteur de direction du vent ne sera pas supérieure à 5 degrés.

2.2.2.3.3 Les instruments de mesure du bruit et des conditions météorologiques, et la trajectographie des vols seront utilisés en respectant les limites environnementales spécifiées par le fabricant.



2.2.2.4 Fenêtre d'essai

2.2.2.4.1 Pour que les essais soient acceptables, ils doivent être réalisés dans les conditions atmosphériques ci-après, sauf indication contraire dans le paragraphe 2.2.2.4.2 :

- (a) il n'y aura pas de précipitation ;
- (b) la température atmosphérique ambiante ne sera pas supérieure à 35 °C ni inférieure à -10 °C sur la trajectoire de propagation du son entre l'aéronef et un point situé à 10 m (33 ft) au-dessus du sol ;
- (c) l'humidité relative ne sera pas supérieure à 95 % ni inférieure à 20 % sur la trajectoire de propagation du son entre l'aéronef et un point situé à 10 m (33 ft) au-dessus du sol ;
- (d) le coefficient d'atténuation du bruit dans la bande de tiers d'octave 8 kHz ne sera pas supérieur à 12 dB/100 m sur la trajectoire de propagation du son entre un point situé à 10 m (33 ft) au-dessus du sol et la hauteur de l'aéronef à PNLTM ;

Note.— La section 7 du présent appendice spécifie la méthode de calcul des coefficients d'atténuation du bruit fondée sur la température et l'humidité.

- (e) pour les avions, la vitesse moyenne du vent à 10 m (33 ft) au-dessus du sol n'excédera pas 6,2 m/s (12 kt) et la vitesse maximale du vent à 10 m (33 ft) au-dessus du sol n'excédera pas 7,7 m/s (15 kt) ;
- (f) pour les avions, la composante moyenne de vent traversier à 10 m (33 ft) au-dessus du sol n'excédera pas 3,6 m/s (7 kt) et la composante maximale de vent traversier à 10 m (33 ft) au-dessus du sol n'excédera pas 5,1 m/s (10 kt) ;
- (g) pour les hélicoptères, la vitesse moyenne du vent à 10 m (33 ft) au-dessus du sol 5,1 m/s (10 kt) ;
- (h) pour les hélicoptères, la composante moyenne de vent traversier à 10 m (33 ft) au-dessus du sol n'excédera pas 2,6 m/s (5 kt) ;
- (i) il n'y aura pas de conditions météorologiques ou de conditions de vent anormales qui influeraient de façon significative sur les niveaux de bruit mesurés.

Note.— Les fenêtres d'essai de certification acoustique concernant des vitesses du vent exprimées en m/s résultent de la conversion de valeurs de vitesse utilisées de longue date exprimées en nœuds, conversion qui a été effectuée au moyen d'un facteur compatible avec les indications du RAG 05, Chapitre 5.3, Tableau 3-3, et dont les résultats ont été arrondis au 0,1 m/s près. Les valeurs indiquées ici, exprimées dans l'une ou l'autre unité, sont considérées



équivalentes pour l'établissement du respect des fenêtres d'essai concernant des vitesses du vent pour les besoins de la certification acoustique.

2.2.2.4.2 Pour les hélicoptères, les spécifications du paragraphe 2.2.2.4.1, alinéas b), c) et d), ne s'appliqueront qu'à 10 m (33 ft) au-dessus du sol.

2.2.2.5 Couches multiples

2.2.2.5.1 Pour chaque essai sur avion, le coefficient d'atténuation du son dans la bande de tiers d'octave 3 150 Hz sera déterminé au moment du PNLTM, depuis 10 m (33 ft) au-dessus du sol jusqu'à la hauteur de l'avion, avec des intervalles verticaux ne dépassant pas 30 m (100 ft).

2.2.2.5.2 Si les valeurs individuelles du coefficient d'atténuation du son dans la bande de tiers d'octave 3 150 Hz en rapport avec les intervalles verticaux spécifiés au paragraphe 2.2.2.5.1 ne varient pas de plus de 0,5 dB/100 m par rapport à la valeur déterminée à 10 m (33 ft), le coefficient à utiliser dans l'ajustement des niveaux de bruit des avions pour chaque bande de tiers d'octave correspondra à la moyenne entre le coefficient calculé à partir de la température et de l'humidité à 10 m (33 ft) au-dessus du sol et le coefficient calculé à partir de la température et de l'humidité à la hauteur de l'avion servant à l'essai.

2.2.2.5.3 Si les valeurs individuelles du coefficient d'atténuation du son dans la bande de tiers d'octave 3 150 Hz en rapport avec les intervalles verticaux spécifiés en 2.2.2.5.1 varient de plus de 0,5 dB par 100 m par rapport à la valeur déterminée à 10 m (33 ft), alors des sections « en couches multiples » de l'atmosphère seront utilisées, conformément à la description qui en est donnée ci-après, aux fins du calcul du coefficient pour chaque bande de tiers d'octave à utiliser pour ajuster les niveaux de bruit de l'avion :

- (a) l'atmosphère depuis le sol jusqu'à la hauteur de l'avion au moins sera divisée en couches de 30 m (100 ft) d'épaisseur ;
- (b) pour chacune des couches spécifiées au paragraphe 2.2.2.5.3, alinéa (a), le coefficient d'atténuation du son sera déterminé pour chaque bande de tiers d'octave ;
- (c) pour chaque bande de tiers d'octave, le coefficient d'atténuation du son à utiliser pour ajuster les niveaux de bruit des avions correspondra à la moyenne des coefficients de chaque couche spécifiés au paragraphe 2.2.2.5.3, alinéa (b).

2.2.2.5.4 Pour les hélicoptères, le coefficient d'atténuation du bruit à utiliser pour ajuster les niveaux de bruit correspondant à chaque bande de tiers d'octave sera calculé à partir de la température et de l'humidité à 10 m (33 ft) au-dessus du sol.



2.3 MESURE DE LA TRAJECTOIRE DE VOL

2.3.1 La hauteur de l'aéronef et son écart latéral par rapport à la route de vol seront déterminés par une méthode indépendante des instruments de bord ordinaires, telle que la poursuite radar, la triangulation au théodolite ou des techniques photographiques, cette méthode devant être agréée par le service de certification.

2.3.2 La position de l'aéronef sur sa trajectoire sera rapportée au bruit enregistré aux points de mesure au moyen de signaux de synchronisation, sur une distance suffisante pour fournir les données nécessaires pendant le laps de temps où le bruit correspond, à 10 dB près, à la valeur maximale du PNLT.

2.3.3 Les données sur la position et sur les performances nécessaires pour effectuer les ajustements mentionnés à la section 8 du présent appendice seront enregistrées automatiquement à un taux d'échantillonnage agréé. L'appareillage de mesure sera agréé par le service de certification.

3. MESURE DU BRUIT DES AÉRONEFS PERÇU AU SOL

3.1 DÉFINITIONS

(a) Pour les besoins de la présente section, les définitions suivantes s'appliquent.

- (1) **Angle d'incidence du son** : Angle exprimé en degrés formé par l'axe principal d'un microphone et par une droite allant de la source sonore vers le centre de la membrane du microphone.

Note.— Quand l'angle d'incidence du son est de 0°, on dit que le son arrive au microphone sous « l'incidence normale (perpendiculaire) » ; quand l'angle d'incidence est de 90°, on dit que le son arrive sous « l'incidence rasante ». L'axe principal d'un microphone de mesures passe à angle droit par le centre de la membrane.

- (2) **Bruit à large bande** : Bruit dont le spectre de fréquences est continu (c'est-à-dire que l'énergie se retrouve à toutes les fréquences dans une gamme donnée) et qui ne présente aucun élément de fréquences discret (c'est-à-dire des tonalités).
- (3) **Bruit ambiant** : Bruit acoustique provenant de sources autres que les aéronefs d'essai captés à l'emplacement du microphone durant la mesure du bruit des aéronefs. Le bruit ambiant est l'un des éléments du bruit de fond.
- (4) **Bruit de fond** : Bruit combiné capté par un système de mesure, provenant de sources autres que les aéronefs d'essai, qui peut influencer sur les niveaux de bruit mesurés des aéronefs ou les



masquer. Les éléments types du bruit de fond sont (cette énumération n'étant pas limitative) : le bruit ambiant provenant de sources aux alentours de l'emplacement du microphone ; les parasites d'origine électrique thermique générés par les éléments du système de mesure ; le bruit d'induction magnétique (souffle de bande) provenant d'enregistreurs à bande analogique ; et le bruit de numérisation dû à l'erreur de quantification des convertisseurs numériques. Certains éléments du bruit de fond, tels que le bruit de numérisation, peuvent masquer le signal acoustique des aéronefs tandis que d'autres, tels que le bruit ambiant, peuvent aussi apporter de l'énergie au signal acoustique mesuré des aéronefs.

- (5) **Différence de niveaux** : En décibels, pour quelque fréquence médiane de bande de tiers d'octave nominale que ce soit, écart entre le niveau d'un signal de sortie mesuré quelle que soit la gamme de niveaux utilisée, et le niveau du signal électrique d'entrée correspondant.
- (6) **Différence de niveaux de référence** : En décibels, pour une fréquence spécifiée, différence de niveaux mesurée sur une gamme de niveaux pour un signal électrique d'entrée correspondant au niveau de pression acoustique d'étalonnage, ajustée, selon les besoins, en fonction de la gamme de niveaux.
- (7) **Direction de référence** : En degrés, direction d'incidence du son spécifiée par le constructeur du microphone par rapport à l'angle d'incidence de 0°, pour laquelle le niveau d'efficacité en champ libre du système microphonique reste à l'intérieur de limites de tolérance prescrites.
- (8) **Domaine de fonctionnement linéaire** : En décibels, pour une gamme de niveaux et une fréquence spécifiées, domaine des niveaux compris entre une limite inférieure et une limite supérieure, correspondant à des signaux électriques sinusoïdaux appliqués en régime permanent à l'entrée de l'ensemble du système de mesure, à l'exclusion du système microphonique mais à l'inclusion du préamplificateur du microphone et de tous autres éléments conditionneurs de signal considérés comme faisant partie du système microphonique, pour lequel la non-linéarité de niveau est comprise à l'intérieur de limites de tolérance prescrites.

Note.— Il n'est pas nécessaire de tenir compte des câbles prolongateurs de microphone comme étant configurés dans le champ.

- (9) **Efficacité d'un système microphonique en champ libre** : Pour une onde progressive plane sinusoïdale de fréquence spécifiée, et pour un angle d'incidence du son spécifié, quotient, exprimé en volts par pascal, de la valeur efficace de la tension produite à la sortie du système microphonique par la valeur efficace de la pression acoustique qui existerait à l'emplacement du microphone en l'absence de celui-ci.



- (10) **Fréquence de contrôle d'étalonnage** : Fréquence nominale, exprimée en hertz, du signal de pression acoustique sinusoïdal produit par le calibre acoustique.
- (11) **Gamme de niveaux** : En décibels, domaine de fonctionnement déterminé par la position de réglage des commandes dont est muni le système de mesure destiné à l'enregistrement et à l'analyse par bandes de tiers d'octave d'un signal acoustique d'entrée. La limite supérieure de quelque gamme de niveaux donnée que ce soit sera arrondie au décibel le plus proche.
- (12) **Gamme de niveaux de référence** : En décibels, gamme de niveaux utilisée pour déterminer l'efficacité acoustique du système de mesure et contenant le niveau de pression acoustique d'étalonnage.
- (13) **Moyenne temporelle du niveau de pression acoustique par bande** : En décibels, dix fois le logarithme décimal du rapport de la valeur moyenne prise sur une durée spécifiée du carré de la pression acoustique instantanée dans une bande de tiers d'octave spécifiée, au carré de la pression acoustique de référence de 20 μ Pa.
- (14) **Niveau d'efficacité en champ libre d'un système microphonique** : En décibels, vingt fois le logarithme décimal du rapport de l'efficacité en champ libre du système microphonique à l'efficacité de référence d'un volt par pascal.
- Note.— Le niveau d'efficacité en champ libre peut être déterminé en retranchant le niveau de pression acoustique incident (exprimé en décibels par rapport à 20 μ Pa) du niveau de tension de sortie du système microphonique (exprimé en décibels par rapport à 1 V), le résultat étant majoré de 93,98 dB.*
- (15) **Niveau de pression acoustique d'étalonnage** : En décibels, niveau de pression acoustique produit, dans des conditions d'environnement de référence, à l'intérieur de la cavité de couplage du calibre acoustique, qui est utilisé pour déterminer l'efficacité acoustique globale d'un système de mesure.
- (16) **Non-linéarité de niveau** : En décibels, écart entre la différence de niveaux mesurée, quelle que soit la gamme de niveaux, pour une fréquence médiane nominale de bande de tiers d'octave spécifiée, et la différence de niveaux de référence correspondante, tous les signaux d'entrée et de sortie étant relatifs à la même grandeur de référence.
- (17) **Perte due à l'écran pare-vent** : En décibels, pour une fréquence médiane de bande de tiers d'octave nominale spécifiée et pour un angle d'incidence spécifié du son sur le microphone,

**APPENDICE 2 : MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE**

différence entre le niveau de pression acoustique indiqué quand le pare-vent n'est pas installé et le niveau de pression acoustique indiqué quand le pare-vent est installé.

(18) **Système de mesure** : Combinaison d'instruments utilisée pour la mesure des niveaux de pression acoustique, incluant un calibre acoustique, un écran pare-vent, un système microphonique, des dispositifs d'enregistrement et de conditionnement du signal et un système d'analyse par bandes de tiers d'octave.

Note. — En pratique, les installations peuvent inclure un certain nombre de systèmes microphoniques, leurs sorties étant enregistrées simultanément avec un enregistreur/analyseur multipiste après passage, selon les besoins, dans des dispositifs de conditionnement du signal. Dans le cadre de la présente section, chaque chaîne de mesure complète est considérée comme un système de mesure auquel s'appliquent les prescriptions.

(19) **Système microphonique** : Composants du système de mesure qui produisent un signal électrique de sortie en réponse à un signal acoustique d'entrée et qui comportent généralement un microphone, un préamplificateur, des câbles prolongateurs et d'autres accessoires nécessaires.

3.2 CONDITIONS AMBIANTES DE RÉFÉRENCE

Les conditions ambiantes de référence pour la spécification des performances d'un système de mesure sont les suivantes :

- température de l'air : 23 °C
- pression statique : 101,325 k Pa
- humidité relative : 50 %.

3.3 GÉNÉRALITÉS

Note.— Les mesures de bruit d'aéronef effectuées au moyen d'instruments conformes aux spécifications de la présente section donnent des moyennes temporelles des niveaux de pression acoustique par bandes de tiers d'octave destinées à servir au calcul du niveau effectif de bruit perçu selon la méthode décrite à la section 4.



16.1.14 Le système de mesure sera constitué d'équipement approuvé par le service de certification et équivalent à l'ensemble suivant :

- (a) un écran pare-vent (voir paragraphe 3.4) ;
- (b) un système microphonique (voir paragraphe 3.5) ;
- (c) un système d'enregistrement et de reproduction permettant d'emmagasiner les données sur le bruit mesuré, en vue de leur analyse ultérieure (voir paragraphe 3.6) ;
- (d) un système d'analyse par bandes de tiers d'octave (voir paragraphe 3.7) ;
- (e) un système d'étalonnage pour maintenir l'efficacité acoustique des systèmes ci-dessus à l'intérieur de limites de tolérance spécifiées (voir paragraphe 3.8).

16.1.15 Dans chaque élément du système de mesure qui convertit un signal analogique en un signal numérique, la conversion sera assurée de façon que les niveaux des éventuelles distorsions de repliement et perturbations du processus de numérisation soient inférieurs d'au moins 50 dB à la limite supérieure du domaine de fonctionnement linéaire à quelque fréquence que ce soit au-dessous de 12,5 kHz. La fréquence d'échantillonnage sera d'au moins 28 kHz. Un filtre anti repliement sera placé en amont du processus de numérisation.

3.4 ÉCRAN PARE-VENT

En l'absence de vent et dans le cas des sons sinusoïdaux arrivant sous l'incidence rasante, la perte due à l'installation d'un écran pare-vent d'un type spécifié autour du microphone n'excédera pas $\pm 1,5$ dB aux fréquences médianes de bande de tiers d'octave nominales de 50 Hz à 10 kHz inclusivement.

3.5 SYSTÈME MICROPHONIQUE

3.5.1 Le système microphonique sera conforme aux spécifications des paragraphes 3.5.2 à 3.5.4. Le service de certification pourra approuver divers systèmes microphoniques s'il est démontré que leurs performances électroacoustiques générales sont équivalentes. Lorsque deux ou plusieurs systèmes microphoniques du même type seront employés, pour en établir leur conformité, il suffira de démontrer que l'un des systèmes au moins satisfait totalement aux spécifications.

Note. — Cette démonstration d'équivalence des performances n'élimine pas la nécessité d'étalonner et de vérifier chaque système comme il est indiqué au paragraphe 3.9.

3.5.2 Le microphone sera installé de façon que l'élément détecteur se trouve à 1,2 m (4 ft) au-dessus de la surface locale du sol et orienté pour une incidence rasante, c'est-à-dire à peu près dans le plan défini par la trajectoire de vol de référence prévue de l'aéronef et le poste de mesure. Le



microphone sera monté de manière que les supports perturbent le moins possible le son à mesurer. La Figure A2-1 illustre les angles d'incidence du son sur un microphone.

3.5.3 Le niveau d'efficacité en champ libre du microphone et du préamplificateur dans la direction de référence doit être le même à $\pm 1,0$ dB près pour les fréquences couvrant au moins la gamme des fréquences médianes nominales de tiers d'octave comprise entre 50 Hz et 5 kHz inclusivement, et à $\pm 2,0$ dB près pour les fréquences médianes nominales de 6,3 kHz, 8 kHz et 10 kHz, que le niveau d'efficacité acoustique en champ libre correspondant à la fréquence de contrôle d'étalonnage.

3.5.4 Dans le cas des ondes acoustiques sinusoïdales, pour chaque fréquence médiane nominale de bande de tiers d'octave comprise dans la gamme de 50 Hz à 10 kHz inclusivement, le niveau d'efficacité en champ libre du système microphonique pour des angles d'incidence du son de 30°, 60°, 90°, 120° et 150° ne doit pas s'écarter du niveau d'efficacité en champ libre correspondant à l'angle d'incidence du son de 0° (incidence normale) d'une valeur supérieure à celles indiquées dans le Tableau A2-1. Les différences de niveaux d'efficacité en champ libre pour des angles compris entre deux valeurs adjacentes du Tableau A2-1 ne doivent pas dépasser les limites de tolérance correspondant à l'angle supérieur.

3.6 SYSTÈME D'ENREGISTREMENT ET DE REPRODUCTION

3.6.1 On utilisera un système d'enregistrement et de reproduction, comme un enregistreur numérique, un enregistreur analogique à bande magnétique, un système à ordinateur ou un autre moyen de stockage permanent de données, pour emmagasiner les signaux de pression acoustique en vue de leur analyse ultérieure. Le son produit par l'aéronef sera enregistré de façon à obtenir le signal acoustique complet. Le système d'enregistrement et de reproduction sera conforme aux spécifications des paragraphes 3.6.2 à 3.6.9 pour les vitesses d'enregistrement et/ou fréquences d'échantillonnage de données utilisées aux fins des essais de certification acoustique. La conformité sera démontrée pour les largeurs de bande de fréquences et les voies d'enregistrement choisies pour les essais.

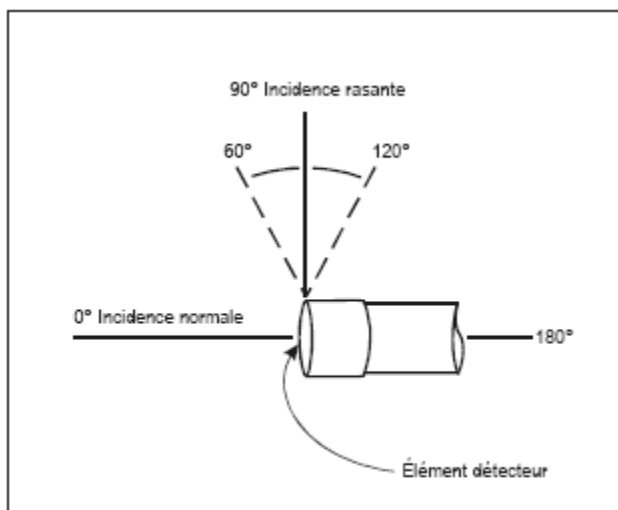


Figure A2-1. Illustration des angles d'incidence du son sur un microphone

Tableau A2-1. Prescriptions relatives à la réponse directionnelle du microphone

Fréquence médiane nominale kHz	Écart maximal entre le niveau d'efficacité en champ libre du système microphonique en incidence normale et le niveau d'efficacité en champ libre pour un angle d'incidence du son donné (dB)				
	Angle d'incidence du son (degrés)				
	30	60	90	120	150
0,05 à 1,6	0,5	0,5	1,0	1,0	1,0
2,0	0,5	0,5	1,0	1,0	1,0
2,5	0,5	0,5	1,0	1,5	1,5
3,15	0,5	1,0	1,5	2,0	2,0
4,0	0,5	1,0	2,0	2,5	2,5
5,0	0,5	1,5	2,5	3,0	3,0
6,3	1,0	2,0	3,0	4,0	4,0
8,0	1,5	2,5	4,0	5,5	5,5
10,0	2,0	3,5	5,5	6,5	7,5

3.6.2 Le système d'enregistrement et de reproduction sera étalonné comme il est indiqué au paragraphe 3.9.

Note.— Dans le cas de signaux de bruit d'aéronef pour lesquels les niveaux spectraux haute fréquence diminuent rapidement avec une augmentation de la fréquence, on pourra inclure des réseaux appropriés de préaccentuation et de pré-atténuation complémentaire dans le système de mesure. Si on inclut un réseau de préaccentuation, le gain électrique attribuable à ce réseau, pour la gamme de fréquences médianes de tiers d'octave nominales de 800 Hz à 10 kHz inclusivement, ne sera pas supérieur de 20 dB par rapport au gain à 800 Hz.



3.6.3 Pour des signaux électriques sinusoïdaux appliqués en régime permanent à l'entrée de l'ensemble du système de mesure, à l'exclusion du système microphonique mais à l'inclusion du préamplificateur du microphone et de tous autres éléments conditionneurs de signal considérés comme faisant partie du système microphonique, et pour un niveau de signal égal à 5 dB près au niveau correspondant au niveau de pression acoustique d'étalonnage dans la gamme de niveaux de référence, la valeur indiquée par le dispositif indicateur de sortie et correspondant à la moyenne temporelle des signaux doit être égale à $\pm 1,5$ dB près au niveau correspondant à la fréquence de contrôle d'étalonnage, pour toute fréquence correspondant aux fréquences médianes nominales des bandes de tiers d'octave comprises entre 50 Hz et 10 kHz inclusivement. La réponse en fréquence d'un système de mesure qui comprend des éléments convertissant des signaux analogiques en signaux numériques sera égale à $\pm 0,3$ dB près à la réponse à 10 kHz pour la gamme de fréquences de 10 kHz à 11,2 kHz.

Note. — Il n'est pas nécessaire de tenir compte des câbles prolongateurs de microphone comme étant configurés dans le champ.

3.6.4 Dans le cas des enregistrements analogiques sur bandes, les fluctuations d'amplitude d'un signal sinusoïdal à 1 kHz enregistré à moins de 5 dB du niveau correspondant au niveau de pression acoustique d'étalonnage ne varieront pas de plus de $\pm 0,5$ dB sur toute la longueur d'une bobine quelconque de ruban magnétique du type utilisé. La conformité à cette prescription sera démontrée au moyen d'un dispositif doté de propriétés de détermination de la moyenne temporelle équivalentes à celles de l'analyseur de spectre.

3.6.5 Pour toutes les gammes de niveaux appropriées et pour des signaux électriques sinusoïdaux appliqués en régime permanent à l'entrée de l'ensemble du système de mesure, à l'exclusion du système microphonique mais à l'inclusion du préamplificateur du microphone et de tous autres éléments conditionneurs de signal considérés comme faisant partie du système microphonique, aux fréquences médianes nominales des bandes de tiers d'octave de 50 Hz, 1 kHz et 10 kHz et à la fréquence de contrôle d'étalonnage, si elle ne fait pas partie de ces trois fréquences, la non-linéarité de niveau n'excédera pas $\pm 0,5$ dB pour un domaine de fonctionnement linéaire d'au moins 50 dB au-dessous de la limite supérieure de la gamme de niveaux.



Note 1. — La linéarité de niveau des éléments du système de mesure devrait être testée suivant les méthodes exposées dans la publication 61265¹ amendée de la CEI.

Note 2. — Il n'est pas nécessaire de tenir compte des câbles prolongateurs de microphone comme étant configurés dans le champ.

3.6.6 Sur la gamme des niveaux de référence, le niveau correspondant au niveau de pression acoustique d'étalonnage sera d'au moins 5 dB mais d'au plus 30 dB inférieur à la limite supérieure de la gamme des niveaux.

3.6.7 Les domaines de fonctionnement linéaire sur des gammes de niveaux adjacentes se recouvriront sur au moins 50 dB moins le changement d'affaiblissement introduit par un changement des réglages des commandes.

Note. — Il est possible qu'un système de mesure possède des réglages des commandes qui permettent des changements d'affaiblissement par pas de variation de, par exemple, 10 dB ou 1 dB. Le recouvrement minimal requis sera de 40 dB pour des pas de variation de 10 dB, et de 49 dB pour des pas de variation de 1 dB.

3.6.8 Des dispositions seront prises pour signaler toute surcharge sur quelque gamme de niveaux pertinente que ce soit.

3.6.9 Les atténuateurs prévus dans le système de mesure pour permettre des changements de gamme fonctionneront par intervalles de décibels connus.

3.7 SYSTÈME D'ANALYSE

3.7.1 Le système d'analyse sera conforme aux spécifications des paragraphes 3.7.2 à 3.7.7 compte tenu des largeurs de bandes de fréquences, des configurations de chaîne et des réglages de gain utilisés pour l'analyse.

1. CEI 61265 : 1995, « Électroacoustique — Instruments pour la mesure du bruit des aéronefs — Prescriptions relatives aux systèmes de mesure des niveaux de pression acoustique par tiers d'octave, pour la certification acoustique des avions de transport ». Cette publication de la CEI peut être obtenue du Bureau central de la Commission électrotechnique internationale, 3, rue de Varembe, Genève (Suisse).



3.7.1 Le système d'analyse donnera, à la sortie, des niveaux de pression acoustique en bande de tiers d'octave en fonction du temps, ces niveaux étant obtenus par traitement des signaux de bruit (de préférence, enregistrés) au moyen d'un système d'analyse offrant les caractéristiques suivantes :

- (a) un jeu de 24 filtres de bande de tiers d'octave, ou leur équivalent, ayant des fréquences médianes nominales comprises entre 50 Hz et 10 kHz inclusivement ;
- (b) des éléments de réponse et de détermination de la moyenne dans lesquels, en principe, la sortie de n'importe quelle bande de filtre de tiers d'octave est soumise à une élévation au carré, à une détermination de la moyenne et affichée ou emmagasinée sous forme de moyenne temporelle du niveau de pression acoustique ;
- (c) l'intervalle entre deux échantillonnages successifs de niveau de pression acoustique sera de 500 ms \pm 5 ms pour une analyse spectrale avec ou sans pondération temporelle LENTE
- (d) dans le cas des systèmes d'analyse qui ne traitent pas les signaux de pression acoustique pendant la période de temps nécessaire pour la lecture et/ou la réinitialisation de l'analyseur, la perte de données n'excédera pas une durée de 5 ms ;
- (e) le système d'analyse fonctionnera en temps réel de 50 Hz à au moins 12 kHz inclusivement. Cette prescription s'applique à toutes les voies opérationnelles d'un système d'analyse spectrale multivoie.

3.7.2 Le système d'analyse par bandes de tiers d'octave sera conforme aux spécifications de performance électrique de la classe 1 de la publication 61260² amendée de la CEI, sur la gamme des fréquences correspondant aux fréquences médianes nominales des bandes de tiers d'octave comprises entre 50 Hz et 10 kHz inclusivement.

Note 1. — Le service de certification peut autoriser l'utilisation d'un système d'analyse conforme à la classe 2 en remplacement d'un système de classe 1 répondant aux spécifications de performance électrique de la publication 61260² de la CEI.

Note 2. — Le système d'analyse par bandes de tiers d'octave devrait être testé conformément aux méthodes exposées dans la publication 61260² de la CEI ou à une procédure équivalente approuvée par le service de certification. Cette prescription concerne l'affaiblissement relatif, les filtres anti repliement, le fonctionnement en temps réel, la linéarité de niveau et la réponse intégrée des filtres (largeur de bande effective).

2. CEI 61260 : 1995, « Électroacoustique — Filtres de bande d'octave et de bande d'une fraction d'octave ». Cette publication de la CEI peut être obtenue du Bureau central de la Commission électrotechnique internationale, 3, rue de Varembe, Genève (Suisse).

3.7.3 Quand une pondération temporelle LENTE est effectuée dans l'analyseur, la réponse du système d'analyse par bandes de tiers d'octave à une application ou interruption subite d'un signal sinusoïdal constant à la fréquence médiane nominale de bande de tiers d'octave correspondante sera mesurée par échantillonnage 0,5 s, 1 s, 1,5 s et 2 s après l'application, et 0,5 s et 1 s après l'interruption du signal. La réponse en montée à 0,5 s sera de -4 ± 1 dB, à 1 s de $-1,75 \pm 0,75$ dB, à 1,5 s de $-1 \pm 0,5$ dB et à 2 s de $-0,5 \pm 0,5$ dB par rapport au niveau en régime permanent. La réponse en descente sera telle que la somme des niveaux du signal de sortie, par rapport au niveau initial en régime permanent, et de la lecture correspondante pour la réponse en montée sera de $-6,5 \pm 1$ dB, à la fois pour 0,5 s et pour 1 s. Aux instants suivants, la somme des réponses en montée et en descente sera égale ou inférieure à $-7,5$ dB. Cela équivaut à un processus de pondération exponentielle (pondération LENTE) avec constante de temps nominale de 1 s (c'est-à-dire un temps de calcul de la moyenne de 2 s).

Quand les niveaux de pression acoustique en bande de tiers d'octave sont déterminés à partir de la sortie de l'analyseur sans pondération temporelle LENTE, cette pondération sera simulée dans le traitement ultérieur. On peut obtenir des niveaux de pression acoustique à pondération LENTE simulée en utilisant un processus de calcul de la moyenne exponentielle continue avec l'équation suivante :

$$L_s(i,k) = 10 \log [(0,60653) 10^{0,1L_s[i,(k-1)]} + (0,39347) 10^{0,1L(i,k)}]$$

où $L_s(i,k)$ est le niveau de pression acoustique à pondération LENTE simulée et $L(i,k)$, le niveau de pression acoustique moyen mesuré sur une période de 0,5 s à partir de la sortie de l'analyseur au k -ième instant et dans la i -ième bande de tiers d'octave. Pour $k = 1$, le niveau de pression à pondération LENTE $L_s[i,(k-1 = 0)]$ situé du côté droit devra être réglé à 0 dB.

L'équation suivante représente une approximation du calcul de la moyenne exponentielle continue pour un processus à quatre échantillons et pour $k = 4$:

$$L_s(i,k) = 10 \log [(0,13) 10^{0,1L[i,(k-3)]} + (0,21) 10^{0,1L[i,(k-2)]} + (0,27) 10^{0,1L[i,(k-1)]} + (0,39) 10^{0,1L[i,k]}]$$

où $L_s(i,k)$ est le niveau de pression acoustique à pondération LENTE simulée et $L(i,k)$, le niveau de pression acoustique moyen mesuré sur une période de 0,5 s à partir de la sortie de l'analyseur au k -ième instant et dans la i -ième bande de tiers d'octave.

La somme des facteurs de pondération est de 1,0 dans les deux équations. Les niveaux de pression acoustique calculés au moyen de l'une ou l'autre équation sont valides à partir du 6^e échantillon de données sur 0,5 s, ou pour des temps de plus de 2,5 s après le début de l'analyse des données



Note. — Les coefficients des deux équations ont été calculés en vue d'être utilisés pour déterminer des niveaux de pression acoustique à pondération LENTE équivalents à partir d'échantillons de niveaux de pression acoustique moyens établis sur 0,5 s. Les équations ne devraient pas être utilisées dans le cas d'échantillons pour lesquels le temps de calcul de la moyenne n'est pas de 0,5 s.

3.7.4 L'instant qui caractérise un niveau de pression acoustique à pondération temporelle LENTE précédera de 0,75 s l'instant de lecture réel.

Note. — La définition de cet instant est nécessaire pour établir une corrélation entre le bruit enregistré et la position de l'aéronef au moment où ce bruit a été émis ; elle tient compte de la période de calcul de la moyenne du processus de pondération LENTE. Pour chaque enregistrement de données d'une demi-seconde, cet instant peut aussi être identifié comme étant de 1,25 seconde après le début de la période associée de calcul de la moyenne de 2 secondes.

3.7.5 La résolution des niveaux de pression acoustique affichés ou stockés sera de 0,1 dB ou meilleure.

3.8 INSTRUMENTATION D'ÉTALONNAGE

3.8.1 Toute l'instrumentation servant à l'étalonnage et à la détermination des corrections sera approuvée par le service de certification.

3.8.2 Le calibre acoustique sera au moins conforme aux spécifications de la classe 1 figurant dans la publication 60942³ de la CEI. Le niveau de pression acoustique produit dans la cavité de couplage du calibre acoustique sera calculé pour les conditions ambiantes d'essai en utilisant les renseignements du constructeur concernant l'influence de la pression atmosphérique et de la température. La sortie du calibre acoustique sera déterminée dans les six mois de chaque mesure du bruit d'un aéronef par une méthode traçable à un laboratoire national de métrologie. Les variations admissibles de la sortie par rapport à l'étalonnage précédent ne dépasseront pas 0,2 dB.

3.8.3 Si on utilise un bruit rose pour déterminer les corrections de réponse en fréquence du système en question au paragraphe 3.9.7, alors la sortie du générateur de bruit sera déterminée dans les six mois de chaque mesure du bruit d'un aéronef par une méthode traçable à un laboratoire national de métrologie. Les variations admissibles de la sortie relative à chaque bande de tiers d'octave, par rapport à l'étalonnage précédent, ne dépasseront pas 0,2 dB.

3. CEI 60942 : 2003, « Electroacoustique — Calibres acoustiques ». Cette publication de la CEI peut être obtenue du Bureau central de la Commission électrotechnique internationale, 3, rue de Varembe, Genève (Suisse).



3.9 ÉTALONNAGE ET VÉRIFICATION DU SYSTÈME

3.9.1 Le système de mesure et ses éléments constitutifs seront étalonnés et vérifiés à la satisfaction du service de certification conformément aux méthodes spécifiées aux paragraphes 3.9.2 à 3.9.9. Tous les réglages et corrections d'étalonnage, y compris ceux qui sont destinés à prendre en compte les effets de l'environnement sur le niveau de sortie du calibre acoustique, seront communiqués au service de certification et appliqués aux niveaux mesurés de pression acoustique de bande de tiers d'octave déterminés à partir de la sortie de l'analyseur. Les données de bruit d'un aéronef qui ont été collectées dans une situation de surcharge de quelque élément que ce soit du système de mesure dans le trajet du signal jusqu'à l'enregistreur, inclusivement, sont invalides et ne seront pas utilisées. Si la surcharge s'est produite pendant l'analyse, ou à un point du trajet du signal en aval de l'enregistreur, l'analyse sera recommencée à efficacité réduite afin de supprimer la surcharge.

3.9.2 L'efficacité acoustique du système de mesure sera déterminée à l'aide d'un calibre acoustique produisant un niveau de pression acoustique connu à une fréquence connue. Un nombre suffisant d'étalonnages du niveau de pression acoustique sera enregistré au cours de chaque journée d'essais pour garantir que l'efficacité acoustique du système de mesure est connue pour les conditions ambiantes dominantes correspondant à chaque mesure du bruit d'un aéronef. Les données de bruit mesurées ne seront pas considérées comme étant valides à des fins de certification si les mesures ne sont pas précédées et suivies d'étalonnages de niveau de pression acoustique valides. Le système de mesure sera jugé satisfaisant si la différence entre les niveaux d'efficacité acoustique enregistrés immédiatement avant et après chaque groupe de mesures de bruit au cours d'une journée donnée ne dépasse pas 0,5 dB. La limite de 0,5 dB s'applique après toute correction de pression atmosphérique apportée au niveau de sortie du calibre. La moyenne arithmétique des étalonnages « avant » et « après » sera utilisée pour représenter le niveau d'efficacité acoustique du système de mesure pour chaque groupe de mesures du bruit. Les corrections d'étalonnage seront communiquées au service de certification et appliquées aux niveaux mesurés de pression acoustique de bande de tiers d'octave déterminés à partir de la sortie de l'analyseur.

3.9.3 Si on utilise un enregistreur analogique (direct ou MF) à bande magnétique, chaque volume de support d'enregistrement (bobine, cartouche ou cassette) portera, au début et à la fin, un signal d'étalonnage de niveau de pression acoustique d'une durée d'au moins 10 secondes.

3.9.4 La réponse en fréquence en champ libre du système microphonique pourra être déterminée en utilisant un appareil électrostatique et les données du constructeur ou au moyen d'essais en installation anéchoïque en champ libre. Les corrections de réponse en fréquence seront établies dans les 90 jours de la mesure du bruit et communiquées au service de certification. Elles seront appliquées



aux niveaux mesurés de pression acoustique de bande de tiers d'octave déterminés à partir de la sortie de l'analyseur.

3.9.5 Pour les angles d'incidence du son émis par l'aéronef qui se situent à moins de $\pm 30^\circ$ de l'incidence rasante, au microphone (voir la Figure A2-1), un ensemble unique de corrections en champ libre basées sur l'incidence rasante est considéré suffisant pour la correction des effets de réponse directionnelle. Pour les autres cas, les corrections pour tenir compte des effets d'incidence seront déterminées à l'angle d'incidence pour chaque échantillon d'une demi-seconde. Ces corrections seront communiquées au service de certification et appliquées aux niveaux mesurés de pression acoustique de bande de tiers d'octave déterminés à partir de la sortie de l'analyseur. De telles corrections seront communiquées au service de certification et appliquée aux niveaux mesurés de pression acoustique de tiers d'octave déterminés à partir de la sortie de l'analyseur.

3.9.6 Les effets en champ libre attribuables à l'insertion d'un écran pare-vent, pour chaque fréquence médiane nominale de bande de tiers d'octave située entre 50 Hz et 10 kHz inclusivement, seront déterminés à l'aide de signaux acoustiques sinusoïdaux arrivant au microphone à des angles d'incidence appropriés. Dans le cas d'un écran pare-vent non endommagé et non souillé, les effets peuvent être tirés des données du constructeur. De plus, les effets attribuables à l'insertion d'un pare-vent peuvent être déterminés dans les six mois de chaque mesure du bruit d'un aéronef par une méthode traçable à un laboratoire national de métrologie. Les variations admissibles dans les effets d'insertion par rapport à l'étalonnage précédent, pour chaque bande de fréquences de tiers d'octave, ne dépasseront pas 0,4 dB. Les corrections pour tenir compte des effets en champ libre attribuables à l'insertion d'un écran pare-vent seront communiquées au service de certification et appliquées aux niveaux mesurés de pression acoustique de bande de tiers d'octave déterminés à partir de la sortie de l'analyseur.

3.9.7 La réponse en fréquence de l'ensemble du système de mesure, à l'exclusion du microphone et de l'écran pare-vent, mais en position déployée sur le terrain pour les essais, sera établie. Les corrections seront déterminées pour chaque fréquence médiane nominale de bande de tiers d'octave comprise dans la gamme de 50 Hz à 10 kHz inclusivement. La détermination sera effectuée à un niveau qui ne diffère pas de plus de 5 dB du niveau correspondant au niveau de pression acoustique d'étalonnage sur la gamme des niveaux de référence, et elle utilisera un bruit rose aléatoire ou pseudo-aléatoire ou encore des signaux sinusoïdaux discrets ou balayés. Les corrections pour tenir compte de la réponse en fréquence du système seront communiquées au service de certification et appliquées aux niveaux mesurés de pression acoustique de bande de tiers d'octave déterminés à partir de la sortie de



l'analyseur. Si ces corrections ne sont pas déterminées sur le terrain, des essais de réponse en fréquence seront effectués sur le terrain pour s'assurer de l'intégrité du système de mesure.

3.9.8 Si on utilise un enregistreur analogique (direct ou MF) à bande magnétique, chaque volume de support d'enregistrement (bobine, cartouche ou cassette) comportera, au début et à la fin, au moins 30 s de bruit rose aléatoire ou pseudo-aléatoire. Les données de bruit d'un aéronef obtenues à partir de signaux analogiques enregistrés sur une bande ne seront reconnues comme étant valides que si les différences de niveau dans la bande de tiers d'octave de 10 kHz ne dépassent pas 0,75 dB pour les signaux enregistrés au début et à la fin. Pour les systèmes utilisant des enregistreurs analogiques (directs ou MF) à bande magnétique, les corrections de la réponse en fréquence seront déterminées à partir d'enregistrements de bruit rose effectués sur le terrain pendant l'exécution des mesures du bruit.

3.9.9 Les performances des atténuateurs insérés par commutation dans l'équipement utilisé au cours des mesures de certification acoustique et des étalonnages seront vérifiées dans les six mois de chaque mesure du bruit d'un aéronef, afin de s'assurer que l'erreur maximale ne dépasse pas 0,1 dB. La précision des changements de gain sera testée ou déterminée à partir des spécifications du fabricant à la satisfaction du service de certification.

3.10 AJUSTEMENTS POUR TENIR COMPTE DU BRUIT DE FOND

3.10.1 Le bruit de fond sera enregistré (pendant au moins 30 secondes) aux points de mesure, le gain étant réglé aux niveaux utilisés pour les mesures du bruit des aéronefs. L'échantillon enregistré de bruit de fond sera représentatif de ce qui existe pendant l'essai. Les données de bruit d'aéronef enregistrées ne seront acceptées que si les niveaux de bruit de fond, une fois analysés de la même manière et traduits en PNL [voir paragraphe 4.1.3 alinéa a)] sont inférieurs d'au moins 20 dB au PNL maximal de l'aéronef.

3.10.2 Les niveaux de pression acoustique produits par les aéronefs entre les points où le niveau est de 10dB au-dessous du maximum (voir paragraphe 4.5.1) dépasseront les niveaux moyens de bruit de fond déterminés ci-dessus d'au moins 3 dB dans chaque bande de tiers d'octave ou seront ajustés par une méthode comparable à celle qui est décrite dans la section du *Manuel technique environnemental* (DOC 9501), volume I – *Procédures de certification acoustique des aéronefs* concernant l'ajustement des niveaux de bruit des aéronefs pour tenir compte de l'effet du bruit de fond.



4. CALCUL DU NIVEAU EFFECTIF DE BRUIT PERÇU À PARTIR DES MESURES DE BRUIT

4.1 GÉNÉRALITÉS

4.1.1 La mesure utilisée pour quantifier le niveau de bruit perçu (EPNL), exprimé en unités EPNdB, est un évaluateur à un chiffre qui tient compte des effets subjectifs du bruit des aéronefs sur l'être humain. Il est égal au niveau instantané de bruit perçu (PNL) ajusté pour tenir compte des irrégularités spectrales et de la durée.

4.1.2 Pour obtenir l'EPNL, trois propriétés physiques fondamentales du bruit des aéronefs seront mesurées : le niveau, la distribution des fréquences et la variation avec le temps. Il faut pour cela obtenir les niveaux de pression acoustique instantanés dans des spectres composés de 24 bandes de tiers d'octave qui seront établis pour chaque intervalle d'une demi-seconde tout au long de la période de mesure du bruit de l'aéronef.

4.1.3 La méthode de calcul qui recourt à des mesures physiques du bruit pour obtenir la mesure d'évaluation de la réaction subjective à l'EPNL comportera les cinq étapes suivantes :

- (a) chacun des 24 niveaux de pression acoustique dans les bandes de tiers d'octave de chacun des spectres d'une demi-seconde est converti en bruyance perçue grâce à la méthode décrite dans la section 4.7. Les valeurs moyennes sont combinées puis converties en niveaux instantanés de bruit perçu [PNL(k)] pour chaque spectre, mesuré au k^e instant de la durée, grâce à la méthode indiquée dans la section 4.2 ;
- (b) pour chaque spectre, un facteur de correction de son pur [C(k)] est calculé grâce à la méthode énoncée dans la section 4.3, afin de tenir compte de la réaction subjective à la présence d'irrégularités spectrales ;
- (c) le facteur de correction de son pur est ajouté au niveau de bruit perçu pour obtenir le niveau de bruit perçu corrigé pour les sons purs [PNLT (k)] correspondant à chaque spectre :

$$PNLT(k) = PNL(k) + C(k) ;$$

- (d) l'histoire des niveaux de bruit PNLT (k) est examinée pour identifier la valeur maximale (PNLTM) telle que déterminée grâce à la méthode de la section 4.4, ainsi que la durée du bruit, telle que déterminée grâce à la méthode de la section 4.5 ;



- (e) le niveau effectif de bruit perçu (EPNL) est déterminé en faisant la somme logarithmique des niveaux PNL_T sur la durée du bruit, et en normalisant la durée à 10 secondes, grâce à la méthode de la section 4.6.

4.2 NIVEAU DE BRUIT PERÇU

Les niveaux instantanés de bruit perçu PNL(*k*) seront calculés à partir des niveaux de pression acoustique de bande de tiers d'octave SPL(*i,k*) de la façon suivante :

Phase 1. Convertir le niveau de pression acoustique de chaque bande de tiers d'octave SPL(*i,k*) de 50 à 10 000 Hz en bruyance perçue *n(i,k)* au moyen de la formule mathématique des tables de bruyance qui figurent à la section 4.7 ou des indications de la section du *Manuel technique environnemental (Doc 9501), Volume I — Procédures de certification acoustique des aéronefs*, concernant les tables de référence utilisées pour le calcul manuel du niveau effectif de bruit perçu.

Phase 2. Combiner les valeurs de la bruyance perçue *n(i,k)* calculées dans la phase 1 au moyen de la formule suivante :

$$\begin{aligned}
 N(k) &= n(k) + 0,15 \left\{ \left[\sum_{i=1}^{24} n(i,k) \right] - n(k) \right\} \\
 &= 0,85 n(k) + 0,15 \sum_{i=1}^{24} n(i,k)
 \end{aligned}$$

dans laquelle *n(k)* est la plus grande des 24 valeurs de *n(i,k)* et *N(k)* la bruyance totale perçue.

Phase 3. Convertir la bruyance totale perçue *N(k)* en niveau de bruit perçu PNL(*k*) au moyen de la formule suivante :

$$\text{PNL}(k) = 40,0 + \frac{10}{\log 2} \log N(k)$$

Note. — Le niveau de bruit perçu [PNL(*k*)], en tant que fonction de la bruyance totale perçue, est représenté graphiquement dans la section du *Manuel technique environnemental (Doc 9501), Volume I — Procédures de certification acoustique des aéronefs*, concernant les tables de référence utilisées pour le calcul manuel du niveau effectif de bruit perçu.



4.3 CORRECTION DES IRRÉGULARITÉS SPECTRALES

4.3.1 Le bruit présentant des irrégularités spectrales marquées (par exemple la valeur maximale des fréquences discrètes ou sons purs) sera corrigé au moyen du facteur $C(k)$ calculé comme suit :

Phase 1. Sauf dans le cas des hélicoptères et des aéronefs à sustentation motorisée, qui commencent à 50 Hz (bande n°1), partir du niveau de pression acoustique corrigé de la bande de tiers d'octave des 80 Hz (bande n°3), et calculer les variations du niveau de pression acoustique (ou « pentes ») des autres bandes de tiers d'octave comme suit :

$$s(3,k) = \text{néant}$$

$$s(4,k) = \text{SPL}(4,k) - \text{SPL}(3,k)$$

•

•

•

$$s(i,k) = \text{SPL}(i,k) - \text{SPL}(i-1,k)$$

•

•

•

$$s(24,k) = \text{SPL}(24,k) - \text{SPL}(23,k)$$

Phase 2. Entourer d'un cercle la valeur de la pente $s(i,k)$ pour laquelle la valeur absolue du changement de pente est supérieure à cinq, c'est-à-dire pour laquelle :

$$|\Delta s(i,k)| = |s(i,k) - s(i-1,k)| > 5$$

Phase 3.

- (a) Si la valeur de la pente $s(i,k)$ entourée d'un cercle est positive et supérieure en valeur algébrique à la pente $s(i-1,k)$ entourée d'un cercle $\text{SPL}(i,k)$.
- (b) Si la valeur de la pente $s(i,k)$ entourée d'un cercle est nulle ou négative et si la pente $s(i-1,k)$ est positive, entourer d'un cercle $\text{SPL}(i-1,k)$.
- (c) Pour tous les autres cas, aucune valeur du niveau de pression acoustique ne doit être entourée d'un cercle.



Phase 4. Calculer les nouveaux niveaux corrigés de pression acoustique $SPL'(i,k)$ de la façon suivante :

- (a) Pour les niveaux de pression acoustique non entourés d'un cercle, les nouveaux niveaux de pression acoustique sont égaux aux niveaux de pression acoustique originaux $SPL'(i,k) = SPL(i,k)$.
- (b) Pour les niveaux de pression acoustique entourés d'un cercle dans les bandes 1 à 23 inclusivement, le nouveau niveau de pression acoustique est égal à la moyenne arithmétique du niveau de pression acoustique qui précède et de celui qui suit :

$$SPL'(i,k) = \frac{1}{2} [SPL(i-1,k) + SPL(i+1,k)]$$

- (c) si le niveau de pression acoustique dans la bande des fréquences les plus élevées ($i = 24$) est entouré d'un cercle, le nouveau niveau de pression acoustique dans cette bande devient

$$SPL'(24,k) = SPL(23,k) + s(23,k)$$

Phase 5. Calculer les nouvelles pentes $s'(i,k)$ y compris une pente pour une 25^e bande imaginaire de la façon suivante :

$$s'(3,k) = s'(4,k)$$

$$s'(4,k) = SPL'(4,k) - SPL'(3,k)$$

•
•
•

$$s'(i,k) = SPL'(i,k) - SPL'(i-1,k)$$

•
•
•

$$s'(24,k) = SPL'(24,k) - SPL'(23,k)$$

$$s'(25,k) = s'(24,k)$$

Phase 6. En prenant pour i les valeurs de 3 à 23 (ou de 1 à 23 dans le cas des hélicoptères), calculer la moyenne arithmétique de trois pentes successives de la façon suivante :

$$\bar{s}(i,k) = \frac{1}{3} [s'(i,k) + s'(i+1,k) + s'(i+2,k)]$$



Phase 7. Calculer le niveau final de pression acoustique dans la bande de tiers d'octave $SPL''(i,k)$ en commençant par la bande n°3 (ou par la bande n°1 dans le cas des hélicoptères) jusqu'à la bande n°24 de la façon suivante :

$$SPL''(3,k) = SPL(3,k)$$

$$SPL''(4,k) = SPL''(3,k) + s(3,k)$$

•

•

•

$$SPL''(i,k) = SPL''(i-1,k) + s(i-1,k)$$

•

•

•

$$SPL''(24,k) = SPL''(23,k) + s(23,k)$$

Phase 8. Calculer la différence $F(i,k)$ entre le niveau original de pression acoustique et le niveau final de pression acoustique du bruit à large bande de la façon suivante :

$$F(i,k) = SPL(i,k) - SPL''(i,k)$$

en ne retenant que les valeurs égales ou supérieures à 1,5.

Phase 9. Pour chacune des bandes de tiers d'octave appropriées (3 à 24), déterminer les facteurs de correction de son pur à partir des différences de niveau de pression acoustique $F(i,k)$ et du Tableau A2-2.

Phase 10. Prendre pour facteur de correction de son pur $C(k)$ la plus grande des valeurs obtenues dans la phase 9. Un exemple de la procédure de correction de son pur figure dans la section du Doc 9501, Volume I — *Procédures de certification acoustique des aéronefs*, concernant les tableaux de référence utilisés pour le calcul manuel du niveau effectif de bruit perçu.

Les niveaux de bruit perçu corrigés pour les sons purs $PNLT(k)$ seront déterminés en ajoutant la valeur $C(k)$ aux valeurs correspondantes de $PNL(k)$ c'est-à-dire :

$$PNLT(k) = PNL(k) + C(k)$$



Si, dans une i -ième bande de tiers d'octave dans le k -ième intervalle de temps, on soupçonne que le facteur de correction de son pur provient d'une cause autre qu'un son pur (ou qui s'ajoute à un son pur) ou toute irrégularité autre que le bruit de l'aéronef, on pourra procéder à une analyse supplémentaire en utilisant un filtre ayant une largeur de bande plus étroite qu'un tiers d'octave. Si cette analyse confirme les soupçons, on calculera une valeur révisée du niveau de pression acoustique à large bande SPL $^{(i,k)}$ à partir de ladite analyse et on l'utilisera pour calculer un facteur de correction de son pur révisé pour la bande de tiers d'octave considérée.

Note. — On pourra employer d'autres méthodes d'élimination des corrections de bruits parasites, telles que celles qui sont décrites dans l'Appendice 2 du Doc 9501 01 — Manuel technique environnemental, Volume I — Procédures de certification acoustique des aéronefs.

4.3.2 Cette procédure estimera l'EPNL par défaut si un son important est d'une fréquence telle qu'il se trouve enregistré dans deux bandes de tiers d'octave adjacentes. Il sera prouvé de façon satisfaisante au service de certification :

Soit que cela n'est pas survenu,

Soit que, si cela survient, la correction de sons purs a été ramenée à la valeur que l'on aurait eue si le son avait été entièrement enregistré dans une seule bande de tiers d'octave.

4.4 NIVEAU MAXIMAL DE BRUIT PERÇU CORRIGÉ POUR LES SONS PURS

4.4.1 Les niveaux maximaux de bruit perçus corrigés pour les sons purs [PNLT (k)] sont calculés à partir des valeurs de SPL mesurées chaque demi-seconde conformément à la procédure de la section 4.3. Le niveau maximal de bruit perçu corrigé pour les sons purs (PNLTM) sera la valeur maximale de PNL(k), ajustée s'il le faut en utilisant la méthode décrite au paragraphe 4.4.2 pour tenir compte d'éventuels partages de bandes. L'intervalle lié au PNLTM est désigné k_M .

Note. — La Figure A2-2 est un exemple de l'évolution du bruit en survol au fil du temps, dans lequel la valeur maximale est clairement indiquée.

4.4.2 Les sons purs à PNLTM peuvent être atténués en raison d'un partage de bande de tiers d'octave correspondant à ces sons purs. Pour déterminer si tel est le cas, on calcule la moyenne des facteurs de correction pour les sons purs du spectre PNLTM et des deux spectres précédents et suivants. Si la valeur du facteur de correction pour les sons purs $C(k_M)$ pour le spectre lié au PNLTM est inférieure à la valeur moyenne de $C(k)$ pour les cinq spectres consécutifs (k_M-2) à (k_M+2), alors la valeur



moyenne C_{avg} sera utilisée pour calculer un ajustement de partage de bande Δ_B , et une valeur de PNLTM ajustée pour le partage de bande.

$$C_{avg} = [C(k_M-2) + C(k_M-1) + C(k_M) + C(k_M+1) + C(k_M+2)] / 5$$

Si $C_{avg} > C(k_M)$, alors $\Delta_B = C_{avg} - C(k_M)$ et

$$PNLTM = PNL(k_M) + \Delta_B$$

4.4.3 La valeur de PNLTM ajustée pour le partage de bande doit être utilisée pour le calcul de l'EPNL.

4.5 DURÉE DU BRUIT

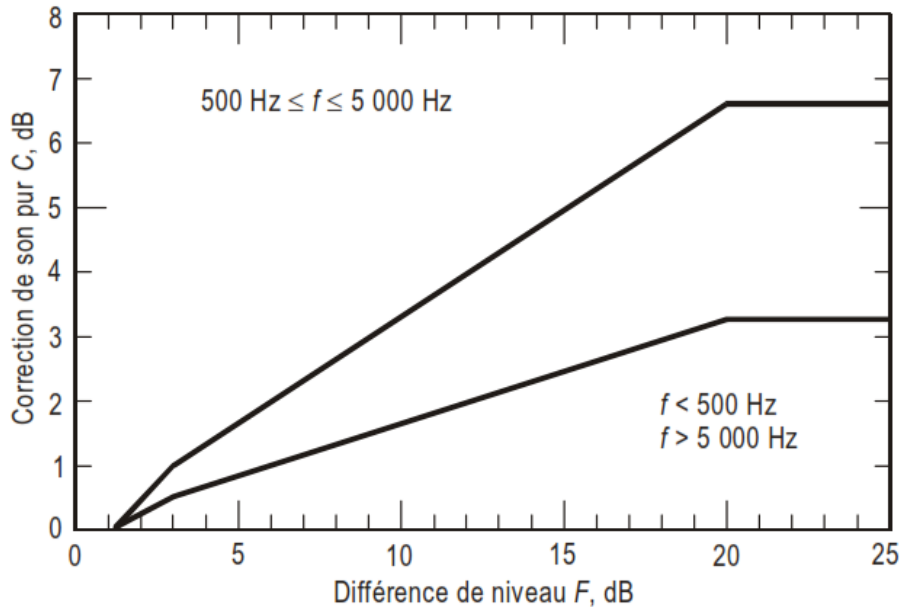
4.5.1 Les limites de la durée du bruit sont établies par les premier et dernier points où le niveau de bruit est de 10 dB au-dessous du maximum. Ces points sont déterminés en examinant l'évolution en durée des PNLT(k) par rapport au PNLTM :

- (a) la première valeur du PNLT(k) qui est supérieure au PNLTM-10 dB est identifiée. Cette valeur et la valeur du PNLT pour le point précédent sont comparées. Celui de ces deux points qui est associé à la valeur la plus proche du PNLTM -10 dB est identifié comme le premier point où le niveau de bruit est de 10 dB au-dessous du maximum. L'intervalle correspondant est désigné comme k_F ;
- (b) la dernière valeur des PNLT (k) qui est supérieure au PNLTM - 10 dB est identifiée. Cette valeur et la valeur du PNLT pour le point suivant sont comparées. Celui de ces deux points qui est associé à la valeur la plus proche du PNLTM - 10 dB est identifié comme le dernier point où le niveau de bruit est de 10 dB au-dessous du maximum. L'intervalle correspondant est désigné comme étant k_L .

Note.— La Figure A2-2 illustre le choix des premier et dernier points où le niveau de bruit est de 10 dB au-dessous du maximum, soit k_F et k_L .



Tableau A2-2. Facteurs de correction de son pur



Fréquence f , Hz	Différence de niveau F , dB	Correction de son pur C , dB
$50 \leq f < 500$	$1\frac{1}{2}^* \leq F < 3$	$F/3 - \frac{1}{2}$
	$3 \leq F < 20$	$F/6$
	$20 \leq F$	$3\frac{1}{3}$
$500 \leq f \leq 5\,000$	$1\frac{1}{2}^* \leq F < 3$	$2 F/3 - 1$
	$3 \leq F < 20$	$F/3$
	$20 \leq F$	$6\frac{2}{3}$
$5\,000 < f \leq 10\,000$	$1\frac{1}{2}^* \leq F < 3$	$F/3 - \frac{1}{2}$
	$3 \leq F < 20$	$F/6$
	$20 \leq F$	$3\frac{1}{3}$

* Voir la phase 8 du paragraphe 4.3.1.

4.5.2 La durée du bruit en secondes sera égale au nombre de valeurs de $PNLT(k)$ de k_F à k_L compris, multiplié par 0,5.

4.5.3 La valeur de PNLTM utilisée pour déterminer les points où le niveau de bruit est de 10 dB au-dessous du maximum doit inclure l'ajustement pour tenir compte du partage de bande Δ_B , grâce à la méthode indiquée au paragraphe 4.2.2.

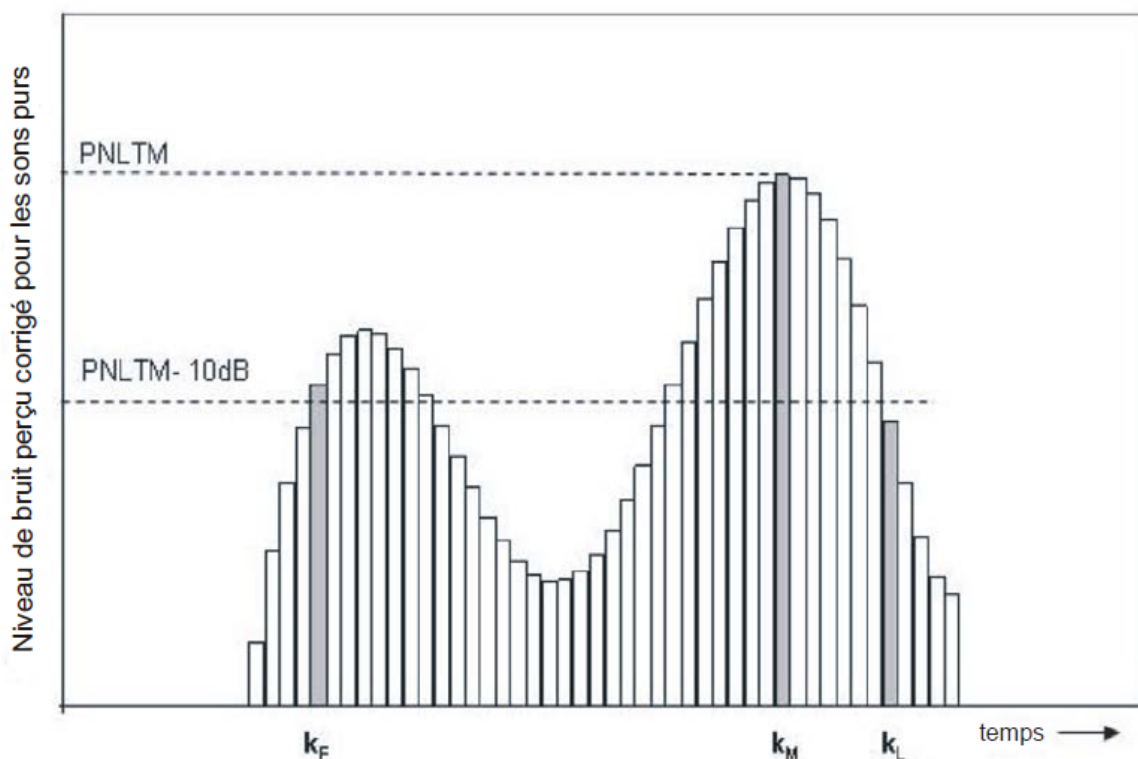


Figure A2-2. Exemple d'évolution du bruit en survol selon la durée

4.6 NIVEAU EFFECTIF DE BRUIT PERÇU

4.6.1 Si le niveau instantané de bruit perçu corrigé pour les sons purs est exprimé en termes de fonction continue dans la durée [PNLT (t)], alors le niveau effectif de bruit perçu (EPNL) serait défini comme le niveau, en (EPNdB), de l'intégrale de temps des PNL(t) par rapport à la durée du bruit en question, normalisé selon une durée de référence (T_0) de 10 secondes. La durée du bruit en question est limitée par t_1 , soit le moment où le PNL(t) est pour la première fois égal à PNLTM-10, et par t_2 , soit le moment où le PNL(t) est pour la dernière fois égal au PNLTM-10.



$$EPNL = 10 \log \frac{1}{T_0} \int_{t_1}^{t_2} 10^{0,1 PNL T(t)} dt$$

4.6.2 En pratique, le PNL T n'est pas exprimé comme une fonction continue dans la durée étant donné qu'il est calculé à partir de valeurs discrètes des PNL T(k) chaque demi-seconde. Dans ce cas, la définition pratique de base pour l'EPNL est obtenue en remplaçant l'intégrale du paragraphe 4.6.1 par l'équation de totalisation suivante :

$$EPNL = 10 \log \frac{1}{T_0} \sum_{k_F}^{k_L} 10^{0,1 PNL T(k)} \Delta t$$

Pour $T_0 = 10$ et $\Delta t = 0,5$, cette équation peut être simplifiée comme suit :

$$EPNL = 10 \log \sum_{k_F}^{k_L} 10^{0,1 PNL T(k)} - 13$$

Note.— 13 dB est une constante reliant les valeurs d'une demi-seconde des PNL T(k) à la durée T_0 de référence de 10 secondes : $10 \log (0,5/10) = -13$.

4.6.3 La valeur du PNL TM utilisée pour déterminer l'EPNL doit inclure l'ajustement pour tenir compte du partage de bande Δ_B , grâce à la méthode du paragraphe 4.4.2.

4.7 FORMULATION MATHÉMATIQUE DES TABLES DE BRUYANCE

4.7.1 La relation entre le niveau de pression acoustique (SPL) et le logarithme de la bruyance perçue est illustrée dans le Tableau A2-3 et dans la Figure A2-3.

4.7.2 Les éléments importants de la formulation mathématique sont :

- (a) les pentes des droites $M(b)$, $M(c)$, $M(d)$ et $M(e)$;
- (b) l'intersection des droites avec l'axe des pressions acoustiques : SPL(b) et SPL(c) ;
- (c) les coordonnées des points de discontinuité : SPL(a) et $\log n(a)$; SPL(d) et $\log n = -1,0$; SPL(e) et $\log n = \log (0,3)$.



Tableau A2-3. Constantes de la formule mathématique de calcul de la bruyance

BANDE (i)	f Hz	SPL (a)	SPL (b)	SPL (c)	SPL (d)	SPL (e)	M(b)	M(c)	M(d)	M(e)		
1	50	91,0	64	52	49	55	0,043478	0,030103	0,079520	0,058098		
2	63	85,9	60	51	44	51	0,040570	↑ 0,030103 ↓	0,068160	"		
3	80	87,3	56	49	39	46	0,036831		"	0,052288		
4	100	79,0	53	47	34	42	"		0,059640	0,047534		
5	125	79,8	51	46	30	39	0,035336		0,053013	0,043573		
6	160	76,0	48	45	27	36	0,033333		"	"		
7	200	74,0	46	43	24	33	"		"	0,040221		
8	250	74,9	44	42	21	30	0,032051	↑ 0,030103 ↓ NON APPLICABLE ↑	0,037349			
9	315	94,6	42	41	18	27	0,030675		0,034859			
10	400	∞	40	40	16	25	0,030103		↑ 0,030103 ↓	↑ 0,053013 ↓		
11	500	∞	40	40	16	25	∞				"	
12	630	∞	40	40	16	25	∞				"	
13	800	∞	40	40	16	25	∞				"	
14	1 000	∞	40	40	16	25	∞				0,053013	
15	1 250	∞	38	38	15	23	0,030103				0,059640	0,034859
16	1 600	∞	34	34	12	21	0,029960				0,053013	0,040221
17	2 000	∞	32	32	9	18	∞				"	0,037349
18	2 500	∞	30	30	5	15	∞	0,047712			0,034859	
19	3 150	∞	29	29	4	14	∞	"			↑ 0,034859 ↓	
20	4 000	∞	29	29	5	14	∞	0,053013				
21	5 000	∞	30	30	6	15	∞	"	0,034859			
22	6 300	∞	31	31	10	17	0,029960	0,029960	0,068160	0,037349		
23	8 000	44,3	37	34	17	23	0,042285	"	0,079520	"		
24	10 000	50,7	41	37	21	29	"	"	0,059640	0,043573		

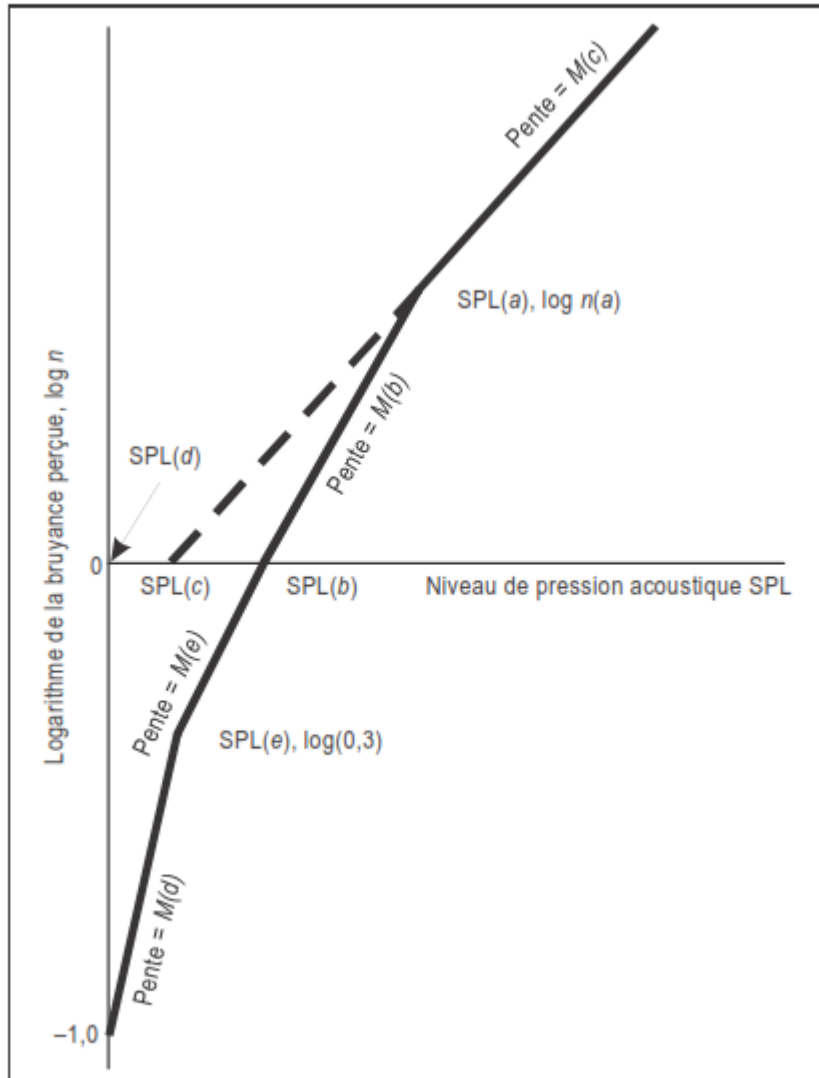


Figure A2-3. Bruyance perçue en fonction du niveau de pression acoustique

4.7.3 Les équations sont les suivantes :

(a) $SPL \geq SPL(a)$

$$n = \text{antilog} \{M(c) [SPL - SPL(c)]\}$$

(b) $SPL(b) \leq SPL < SPL(a)$

$$n = \text{antilog} \{M(b) [SPL - SPL(b)]\}$$



$$(c) \text{ SPL}(e) \leq \text{SPL} < \text{SPL}(b)$$

$$n = 0,3 \text{ antilog } \{M(e) [\text{SPL} - \text{SPL}(e)]\}$$

$$(d) \text{ SPL}(d) \leq \text{SPL} < \text{SPL}(e)$$

$$n = 0,1 \text{ antilog } \{M(d) [\text{SPL} - \text{SPL}(d)]\}$$

4.7.4 Le Tableau A2-3 donne les valeurs des constantes qui sont nécessaires pour calculer la bruyance perçue en fonction du niveau de pression acoustique.

5. COMMUNICATION DES DONNÉES AU SERVICE DE CERTIFICATION

5.1 GÉNÉRALITÉS

5.1.1 Les données représentant les mesures physiques ou les corrections de ces mesures physiques seront enregistrées sous une forme permanente et jointes au dossier.

5.1.2 Toutes les corrections devront être agréées par le service de certification. En particulier il est nécessaire de rendre compte des corrections apportées aux mesures pour tenir compte des écarts de réponse de l'équipement.

5.1.3 Des estimations des erreurs propres à chacune des opérations effectuées pour obtenir les données finales seront communiquées, selon les besoins.

5.2 COMMUNICATION DES DONNÉES

5.2.1 Les niveaux de pression acoustique mesurés seront présentés sous forme de niveaux par bande de tiers d'octave obtenus avec un équipement conforme aux exigences spécifiées à la section 3 du présent appendice.

5.2.2 Le type d'équipement utilisé pour les mesures et l'analyse des performances acoustiques et des données météorologiques sera indiqué.

5.2.3 Les données atmosphériques ambiantes, mesurées immédiatement avant, après ou pendant la période d'essai aux points de mesure prescrits à la section 2 du présent appendice, seront indiquées:

- (a) température de l'air et humidité relative ;
- (b) vitesses et directions du vent ;
- (c) pression atmosphérique.

5.2.4 La topographie locale sera décrite, ainsi que la végétation et tout ce qui pourrait influencer sur les enregistrements.



5.2.5 Le compte rendu donnera les renseignements suivants :

- (a) type, modèle et numéro de série (s'il y a lieu) de l'aéronef, des moteurs et des hélices ou des rotors (selon le cas) ;
- (b) dimensions générales de l'aéronef et emplacement des moteurs et des rotors (s'il y a lieu) ;
- (c) masse brute de l'aéronef pour chaque essai et plage dans laquelle se situe le centre de gravité pour chaque série d'essais ;
- (d) configuration de l'aéronef ; position des volets, des aérofreins et du train d'atterrissage et pas des hélices (s'il y a lieu) ;
- (e) si les groupes auxiliaires de puissance (GAP) sont en fonctionnement, lorsqu'il y en a ;
- (f) état des prélèvements pneumatiques et des extracteurs de puissance des moteurs ;
- (g) vitesse indiquée en km/h (kt) ;
- (h)
 - (1) *avions à réaction* : performances des moteurs : poussée nette, taux de compression des moteurs, température des gaz d'éjection et vitesse de rotation de l'arbre de la soufflante ou du compresseur, déterminées d'après les instruments de bord et les données du constructeur ;
 - (2) *avions à hélices* : performances des moteurs : puissance au frein et poussée résiduelle ou puissance équivalente sur l'arbre ou couple moteur et vitesse de rotation de l'hélice, déterminées d'après les instruments de bord et les données du constructeur ;
 - (3) *hélicoptères* : performances des moteurs et vitesse de rotation des rotors exprimée en nombre de tours par minute pour chaque démonstration ;
- (i) trajectoire et vitesse-sol de l'aéronef pour chaque démonstration ;
- (j) toute modification de l'aéronef ou tout équipement non standard qui pourrait influencer sur les caractéristiques acoustiques de l'aéronef, qui a été approuvé par le service de certification.



5.3 COMMUNICATION DES CONDITIONS DE RÉFÉRENCE DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE

La position et les performances de l'aéronef et les mesures de bruit seront ramenées aux conditions atmosphériques pour la certification acoustique conformément aux paragraphes correspondants de la Partie 2 et ces conditions comprenant les paramètres, les procédures et la configuration de référence feront l'objet d'un compte rendu.

5.4 VALIDITÉ DES RÉSULTATS

5.4.1 Trois valeurs moyennes de référence de l'EPNL et leurs intervalles de confiance à 90 % seront déterminés à partir des résultats des essais et communiqués, chacune de ces valeurs étant la moyenne arithmétique des mesures acoustiques corrigées de tous les essais valides au point de mesure approprié (décollage, approche ou points latéraux, ou survol dans le cas des hélicoptères). Si plusieurs équipements de mesure acoustique sont utilisés en un emplacement de mesure donné, on prendra comme mesure unique la moyenne des mesures enregistrées au cours de chaque essai. Dans le cas des hélicoptères, on prendra la moyenne des résultats des trois microphones comme mesure unique pour chaque vol. Le calcul sera effectué comme suit :

- (a) calcul de la moyenne arithmétique pour chaque phase du vol, en utilisant les valeurs provenant de chaque point où se trouve un microphone de référence ;
- (b) calcul de la moyenne arithmétique générale pour chaque condition de référence appropriée (décollage, survol ou approche), en utilisant les valeurs mentionnées à l'alinéa a) et les limites de confiance à 90 % s'y rapportant.

Note. — Dans le cas des hélicoptères, un vol ne sera considéré comme étant valide que si des mesures simultanées sont faites aux trois points de mesure du bruit.

5.4.2 La taille minimale de l'échantillon est de six mesures pour chacun des trois points de mesure pour la certification acoustique dans le cas des avions et pour chaque ensemble de trois microphones dans le cas des hélicoptères. L'échantillonnage doit être suffisamment grand pour établir statistiquement pour chacun des trois niveaux de certification acoustique moyens un intervalle de confiance à 90 % n'excédant pas $\pm 1,5$ EPNdB. Aucun résultat d'essai ne sera écarté du calcul de la moyenne, sauf indication contraire du service de certification.

Note. — Des méthodes de calcul de la limite de confiance de 90 % sont données dans la section du Manuel technique environnemental (Doc 9501), Volume I — Procédures de certification acoustique des aéronefs, qui traite du calcul des limites de confiance.



5.4.3 Les valeurs moyennes de l'EPNL obtenues par le processus ci-dessus seront utilisées pour comparer les performances acoustiques de l'aéronef aux critères de certification acoustique.

6. NOMENCLATURE : SYMBOLES ET UNITÉS

<i>Symbole</i>	<i>Unité</i>	<i>Signification</i>
antilog	—	<i>Antilogarithme de base 10.</i>
$C(k)$	dB	<i>Correction de son pur.</i> Facteur à ajouter à $PNL(k)$ pour tenir compte de la présence d'irrégularités spectrales, telles que les sons purs au k^e intervalle de temps.
d	s	<i>Durée.</i> Quantité utile de la durée du bruit mesurée par l'intervalle de temps entre les limites $t(1)$ et $t(2)$ arrondies à la demi-seconde la plus proche.
D	dB	<i>Correction de durée.</i> Facteur à ajouter à $PNLTM$ pour tenir compte de la durée du bruit.
EPNL	EPNdB	<i>Niveau effectif de bruit perçu.</i> Valeur de PNL corrigée pour tenir compte de la présence d'irrégularités spectrales et de la durée du bruit. (On utilise comme unité EPNdB au lieu du dB.)
$f(i)$	Hz	<i>Fréquence.</i> Moyenne géométrique des fréquences de la i^e bande de tiers d'octave.



<i>Symbole</i>	<i>Unité</i>	<i>Signification</i>
$F(i,k)$	dB	ΔdB . Différence entre le niveau de pression acoustique original et le niveau final de pression acoustique du bruit à large bande dans la i^{e} bande de tiers d'octave au k^{e} intervalle de temps.
h	dB	Niveau qui retranché du PNLTM définit la durée du bruit.
H	%	<i>Humidité relative</i> . Humidité relative de l'atmosphère ambiante.
i	—	<i>Indice de bande de fréquences</i> . Indice numérique qui désigne l'une des 24 bandes de tiers d'octave dont la moyenne géométrique des fréquences va de 50 Hz à 10 000 Hz.
k	—	<i>Indice d'intervalle de temps</i> . Indice numérique qui désigne le nombre d'intervalles de temps égaux qui se sont écoulés depuis le temps de référence zéro.
log	—	<i>Logarithme de base 10</i> .
log $n(a)$	—	<i>Abscisse de discontinuité de bruyance</i> . Valeur de log n au point d'intersection des droites représentant la variation de SPL en fonction de log n .
$M(b), M(c)$, etc.	—	<i>Pente inverse de bruyance</i> . Valeur inverse des pentes des droites représentant la variation de SPL en fonction de log n .
n	noy	<i>Bruyance perçue</i> . Bruyance perçue à un instant donné dans une gamme de fréquences spécifiée.
$n(i,k)$	noy	<i>Bruyance perçue</i> . Bruyance perçue au k^{e} instant dans la i^{e} bande de tiers d'octave.
$n(k)$	noy	<i>Bruyance maximale perçue</i> . Désigne la plus grande des 24 valeurs de $n(i)$ au k^{e} instant.
$N(k)$	noy	<i>Bruyance totale perçue</i> . Bruyance totale perçue au k^{e} instant, calculée d'après les 24 valeurs instantanées de $n(i,k)$.
$p(b), p(c)$, etc.	—	<i>Pente de bruyance</i> . Pente des droites qui représentent la variation de SPL en fonction de log n .
PNL	PNdB	<i>Niveau de bruit perçu</i> . Niveau de bruit perçu à un instant donné. (On utilise comme unité le PNdB au lieu du dB.)
PNL(k)	PNdB	<i>Niveau de bruit perçu</i> . Niveau de bruit perçu calculé à partir des 24 valeurs de SPL(i,k) au k^{e} intervalle de temps. (On utilise comme unité le PNdB au lieu du dB.)
PNLM	PNdB	<i>Niveau maximal de bruit perçu</i> . Valeur maximale de PNL(k). (On utilise comme unité le PNdB au lieu du dB.)
PNLT	TPNdB	<i>Niveau de bruit perçu corrigé pour les sons purs</i> . Valeur de PNL corrigée pour tenir compte des irrégularités spectrales qui se produisent à un instant donné. (On utilise comme unité le TPNdB au lieu du dB.)
PNLT(k)	TPNdB	<i>Niveau de bruit perçu corrigé pour les sons purs</i> . Valeur de PNL(k) corrigée pour tenir compte des irrégularités spectrales qui se produisent dans le k^{e} intervalle de temps. (On utilise comme unité le TPNdB au lieu du dB.)



APPENDICE 2 : MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE

<i>Symbole</i>	<i>Unité</i>	<i>Signification</i>
PNLTM	TPNdB	Niveau de bruit maximal perçu corrigé pour les sons purs. Valeur maximale de PNL(<i>k</i>). (On utilise comme unité le TPNdB au lieu du dB.)
PNLT,	TPNdB	Niveau de bruit perçu avec correction de son pur ramené aux conditions de référence.
$s(i,k)$	dB	Pente de niveau de pression acoustique. Variation du niveau de pression acoustique entre deux bandes de tiers d'octave adjacentes pour la i^e bande au k^e instant.
$\Delta s(i,k)$	dB	Variation de pente du niveau de pression acoustique.
$s'(i,k)$	dB	Pente corrigée du niveau de pression acoustique. Variation entre les niveaux de pression acoustique corrigés de deux bandes adjacentes de tiers d'octave pour la i^e bande au k^e instant.
$\bar{s}(i,k)$	dB	Pente moyenne du niveau de pression acoustique.
SPL	dB base 20 μ Pa	Niveau de pression acoustique. Niveau de pression acoustique à un instant donné dans une gamme de fréquences spécifiée.
SPL(<i>a</i>)	dB base 20 μ Pa	Coordonnée de discontinuité de bruyance. Valeur de SPL au point d'intersection des droites qui représentent les variations de SPL en fonction de $\log n$.
SPL(<i>b</i>) SPL(<i>c</i>)	dB base 20 μ Pa	Intersection de bruyance. Intersection des droites représentant les variations de SPL en fonction de $\log n$ avec l'axe des ordonnées.
SPL(<i>i,k</i>)	dB base 20 μ Pa	Niveau de pression acoustique. Niveau de pression acoustique au k^e instant dans la i^e bande de tiers d'octave.
SPL'(<i>i,k</i>)	dB base 20 μ Pa	Niveau de pression acoustique corrigé. Première approximation du niveau de pression acoustique du bruit à large bande dans la i^e bande de tiers d'octave au k^e instant.
SPL(<i>i</i>)	dB base 20 μ Pa	Niveau maximal de pression acoustique. Niveau de pression acoustique qui se produit dans la i^e bande de tiers d'octave du spectre au PNLTM.
SPL(<i>i</i>) _c	dB base 20 μ Pa	Niveau maximal de pression acoustique corrigé. Niveau de pression acoustique qui se produit dans la i^e bande de tiers d'octave du spectre au PNLTM, corrigé en fonction de l'absorption du son par l'atmosphère.
SPL''(<i>i,k</i>)	dB base 20 μ Pa	Niveau final de pression acoustique du bruit à large bande. Deuxième et dernière valeur approximative du niveau de pression acoustique du bruit à large bande dans la i^e bande de tiers d'octave au k^e instant.
<i>t</i>	s	Temps écoulé. Temps mesuré à partir d'une référence zéro.
<i>t</i> ₁ , <i>t</i> ₂	s	Limites de temps. Limites de la partie utile de la courbe du bruit en fonction du temps défini par <i>h</i> .
Δt	s	Intervalles de temps. Intervalles de temps égaux pour lesquels PNL(<i>k</i>) et PNL(<i>k</i>) sont calculés.



APPENDICE 2 : MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE

<i>Symbole</i>	<i>Unité</i>	<i>Signification</i>
T	s	<i>Constante de temps normalisée.</i> Constante utilisée comme référence dans la méthode d'intégration pour le calcul des corrections de durée. Cette constante est égale à 10 s.
t (°C)	°C	<i>Température.</i> Température de l'air ambiant.
$\alpha(i)$	dB/100 m	<i>Absorption atmosphérique pendant l'essai.</i> L'atténuation du son par l'atmosphère dans la i^{e} bande de tiers d'octave pour la température et l'humidité relative de l'atmosphère mesurée.
$\alpha(i)_0$	dB/100 m	<i>Absorption atmosphérique de référence.</i> Atténuation du son par l'atmosphère dans la i^{e} bande de tiers d'octave pour la température et l'humidité relative de l'atmosphère de référence.
A_1	degré	<i>Premier angle de montée à régime constant*.</i>
A_2	degré	<i>Deuxième angle de montée à régime constant**.</i>
δ ϵ	degré degré	<i>Angles de réduction de poussée.</i> Angles qui définissent les points de la trajectoire de décollage où la réduction de poussée commence et finit.
η	degré	<i>Angle d'approche.</i>
η_r	degré	<i>Angle d'approche de référence.</i>
θ	degré	<i>Angle de bruit (par rapport à la trajectoire de vol).</i> Angle que fait la trajectoire de vol avec le trajet du bruit. Cet angle est le même pour les trajectoires de vol mesurées et corrigées.
ψ	degré	<i>Angle de bruit (par rapport au sol).</i> Angle que font les trajets du bruit avec le sol. Cet angle est identifié pour les trajectoires de vol mesurées et corrigées.
μ	degré	<i>Paramètre de l'émission acoustique des moteurs</i> (voir § 9.3.4).
Δ_1	EPNdB	<i>Correction de PNLT.</i> Correction à ajouter à l'EPNL calculé à partir des données mesurées pour tenir compte des variations de niveau de bruit imputables aux différences d'absorption atmosphérique et de trajet du bruit entre les conditions de référence et les conditions d'essai.
Δ_2	EPNdB	<i>Ajustement de la correction de durée.</i> Ajustement à apporter à l'EPNL calculé à partir des données mesurées pour tenir compte des variations de niveau de bruit imputables aux différences de durée du bruit entre les conditions de référence et les conditions d'essai.
Δ_3	EPNdB	<i>Ajustement du niveau de bruit à la source.</i> Ajustement à apporter à l'EPNL calculé à partir des données mesurées pour tenir compte des différences de niveau de bruit imputables à la différence entre le régime moteur de référence et le régime à l'essai.

* Train rentré, vitesse au moins égale à $V_2 + 19$ km/h ($V_2 + 10$ kt), poussée de décollage.

** Train rentré, vitesse au moins égale à $V_2 + 19$ km/h ($V_2 + 10$ kt), après réduction de la poussée.



7. ATTÉNUATION DU SON PAR L'AIR

7.1 L'atténuation atmosphérique du son sera déterminée selon la procédure exposée ci-dessous.

7.2 La relation entre l'atténuation du son, la fréquence, la température et l'humidité est exprimée par les équations suivantes :

$$\alpha(i) = 10^{[2,05 \log(f_o/1000) + 1,1394 \times 10^{-3} \theta - 1,916984]}$$

$$+ \eta(\delta) \times 10^{[\log(f_o) + 8,42994 \times 10^{-3} \theta - 2,755624]}$$

$$\delta = \sqrt{\frac{1010}{f_o}} 10^{(\log H - 1,328924 + 3,179768 \times 10^{-2} \theta)}$$

$$\times 10^{(-2,173716 \times 10^{-4} \theta^2 + 1,7496 \times 10^{-6} \theta^3)}$$

où :

$\eta(\delta)$ est donné par le Tableau A2-4 et f_o par le Tableau A2-5 ;

$\alpha(i)$ est le coefficient d'atténuation en dB/100 m ;

θ est la température en °C ;

H est l'humidité relative exprimée en pourcentage.

7.3 Les équations données au paragraphe 7.2 conviennent pour le calcul au moyen d'un ordinateur.

8. AJUSTEMENT DES RÉSULTATS DES ESSAIS EN VOL DES AÉRONEFS

8.1 PROFILS DE VOL ET GÉOMÉTRIE DU BRUIT

Les profils de vol pour les conditions d'essai et les conditions de référence sont décrits au moyen de leur géométrie par rapport au sol, à la vitesse sol correspondante de l'aéronef et, dans le cas des avions, aux paramètres correspondants de contrôle des moteurs utilisés pour déterminer l'émission acoustique de l'avion. Des profils de vol d'aéronefs idéalisés sont décrits dans la section 8.1.1 en ce qui concerne les avions et dans la section 8.1.2 en ce qui concerne les hélicoptères.

Note. — La « trajectoire de vol bruit » dont il est question dans les sections 8.1.1 et 8.1.2 est définie conformément aux spécifications du paragraphe 2.3.2.



8.1.1 Profils de vol d'avion

8.1.1.1 Caractéristiques des profils de référence à pleine puissance en latéral

La Figure A2-4 illustre les caractéristiques des profils pour la procédure de décollage des avions aux fins de mesures du bruit prises aux points de mesure acoustique à pleine puissance en latéral :

- (a) l'avion commence le roulement au décollage au point A et s'envole au point B à pleine puissance. L'angle de montée augmente entre les points B et C. À partir du point C, l'angle de montée est constant jusqu'au point F qui constitue la fin de la trajectoire de vol bruit ;

Tableau A2-4. Valeurs de $\eta(\delta)$

δ	$\eta(\delta)$	δ	$\eta(\delta)$
0,00	0,000	2,50	0,450
0,25	0,315	2,80	0,400
0,50	0,700	3,00	0,370
0,60	0,840	3,30	0,330
0,70	0,930	3,60	0,300
0,80	0,975	4,15	0,260
0,90	0,996	4,45	0,245
1,00	1,000	4,80	0,230
1,10	0,970	5,25	0,220
1,20	0,900	5,70	0,210
1,30	0,840	6,05	0,205
1,50	0,750	6,50	0,200
1,70	0,670	7,00	0,200
2,00	0,570	10,00	0,200
2,30	0,495		

Utiliser au besoin un terme d'interpolation quadratique.

Tableau A2-5. Valeur de f_o

Fréquence centrale de la bande de tiers d'octave (Hz)	f_o (Hz)	Fréquence centrale de la bande de tiers d'octave (Hz)	f_o (Hz)
50	50	800	800
63	63	1 000	1 000
80	80	1 250	1 250
100	100	1 600	1 600
125	125	2 000	2 000
160	160	2 500	2 500
200	200	3 150	3 150
250	250	4 000	4 000
315	315	5 000	4 500
400	400	6 300	5 600
500	500	8 000	7 100
630	630	10 000	9 000

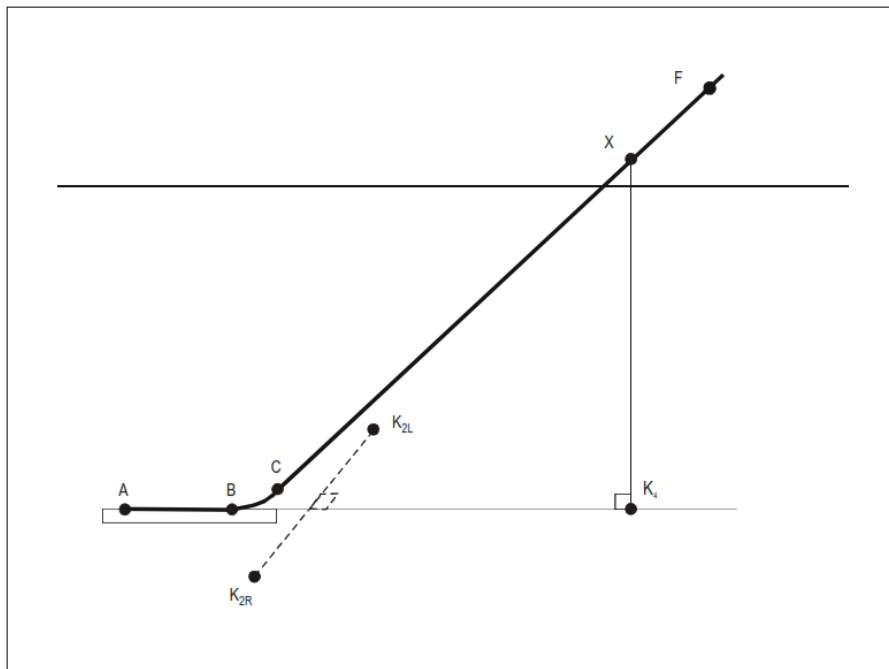


Figure A2-4. Caractéristiques du profil de référence de l'avion à pleine puissance en latéral

- (b) les positions K_{2L} et K_{2R} sont les points gauche et droite de mesure du bruit en latéral pour les avions à réaction, et ils sont situés sur une parallèle à l'axe de piste, à la distance spécifiée par le travers de cet axe, où le niveau de bruit au décollage est le plus élevé. La position K_4

est le point de mesure du bruit à pleine puissance « en latéral » pour les avions à hélices, et il est situé sur le prolongement de l'axe de la piste, à la verticale au-dessous du point de la trajectoire de montée initiale où l'avion se trouve à la hauteur spécifiée.

8.1.1.2 Caractéristiques du profil de survol de référence

La Figure A2-5 illustre les caractéristiques du profil pour la procédure de décollage des avions aux fins des mesures du bruit prises aux points de mesure du bruit en survol :

- (a) l'avion commence le roulement au décollage au point A et s'envole au point B à pleine puissance. L'angle de montée augmente entre les points B et C. À partir du point C, l'angle de montée est constant jusqu'au point D où l'on commence à réduire la poussée (ou la puissance). Au point E, la poussée (ou la puissance) et l'angle de montée sont de nouveau stabilisés et l'avion continue de monter à un angle constant jusqu'au point F qui constitue la fin de la trajectoire de vol bruit ;

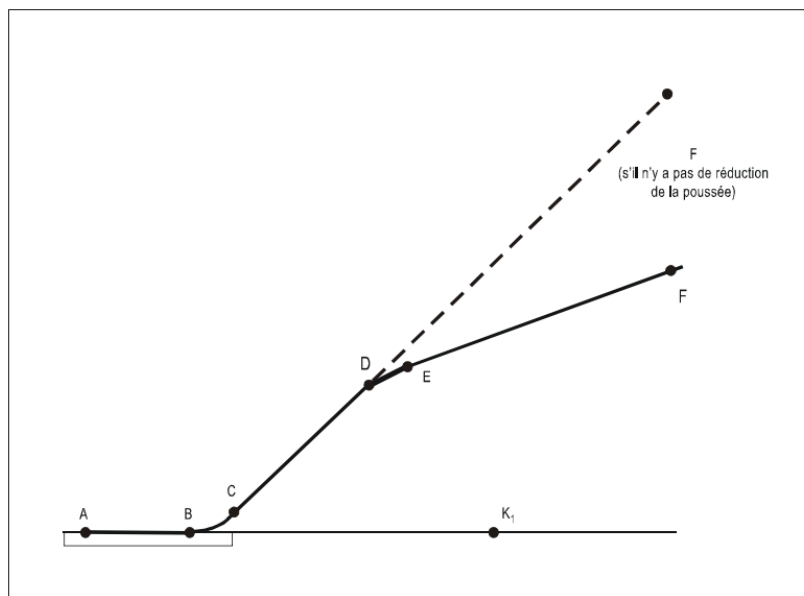


Figure A2-5. Caractéristiques du profil de référence de l'avion en survol

Note. — Le profil en survol peut être suivi sans réduction de la poussée (puissance), auquel cas le point C sera préservé jusqu'au point D à un angle de montée constante.

- (b) la position K_1 est le point de mesure du bruit en survol et AK_1 représente la distance spécifiée à partir du début du roulement jusqu'au point de mesure du bruit en survol.

8.1.1.3 Caractéristiques du profil d'approche de référence

La Figure A2-6 illustre les caractéristiques du profil pour la procédure d'approche des avions aux fins des mesures du bruit prises aux points de mesure du bruit à l'approche :

- l'avion est initialement stabilisé sur la pente de descente spécifiée au point G et continue jusqu'au point H et au point I pour toucher la piste au point J ;
- la position K_3 est le point de mesure du bruit à l'approche et K_3O représente la distance spécifiée à partir du point de mesure du bruit à l'approche jusqu'au seuil de piste.

Note. — Le point de référence de l'avion durant les mesures à l'approche sera l'antenne ILS.

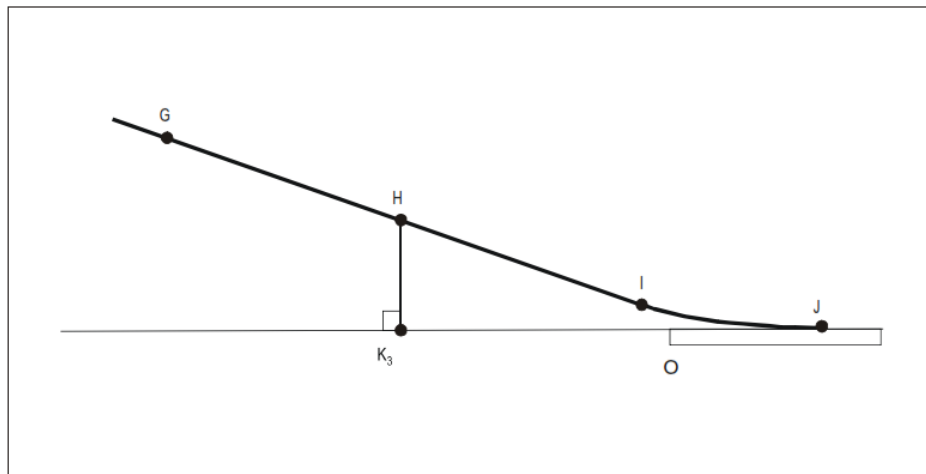


Figure A2-6. Caractéristiques du profil de référence de l'avion en approche

8.1.2 Profils de vol d'hélicoptère

8.1.2.1 Caractéristiques des profils de décollage de référence

La figure A2-7 illustre les caractéristiques des profils pour la procédure de décollage des hélicoptères aux fins des mesures du bruit prises aux points de mesures du bruit au décollage :

- L'hélicoptère est initialement stabilisé en palier à la meilleure vitesse ascensionnelle V_y . Il continue jusqu'à un point B où la puissance de décollage est appliquée et où une montée en régime stabilisé est amorcée. La montée en régime stabilisé est maintenue passé le point X et au-delà jusqu'au point F qui marque la fin de la trajectoire de vol bruit ;
- La position K_1 est le point de mesure du bruit au décollage et NK_1 représente la distance spécifiée à partir du début de la montée en régime stabilisé jusqu'au point de mesure du bruit de référence au décollage. Les positions K_1' et K_1'' sont les points de mesure du bruit corrélatifs

situés sur une ligne K_1' et K_1'' passant par K_1 à angle droit par rapport à la trajectoire de vol au décollage TM, à une distance spécifiée de chaque côté de K_1 .

Note.— En pratique, le point auquel la puissance de décollage est appliquée se trouvera à une certaine distance avant le point B.

8.1.2.2 Caractéristiques du profil de survol de référence

La figure A2-8 illustre les caractéristiques des profils pour la procédure de survol des hélicoptères aux fins des mesures du bruit prises aux points de mesure du bruit en survol :

- L'hélicoptère est stabilisé en palier au point D et passe par le point W, à la verticale du point de mesure du bruit en survol K_2 , jusqu'au point E qui est la fin de la trajectoire de vol bruit ;
- La position K_2 est le point de mesure du bruit en survol et K_2W est la hauteur spécifiée de l'hélicoptère à la verticale du point de mesure du bruit en survol. Les positions K_2' et K_2'' sont les points de mesure du bruit corrélatifs situés sur une ligne $K_2' K_2''$ jusqu'à K_2 , à angle droit par rapport à la trajectoire de vol en survol RS et à la distance spécifiée de chaque côté de K_2 .

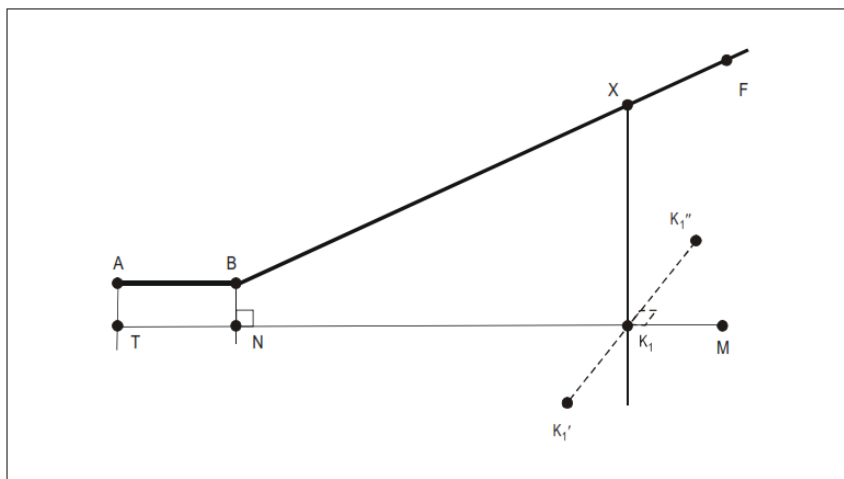


Figure A2-7. Caractéristiques du profil de référence de l'hélicoptère au décollage

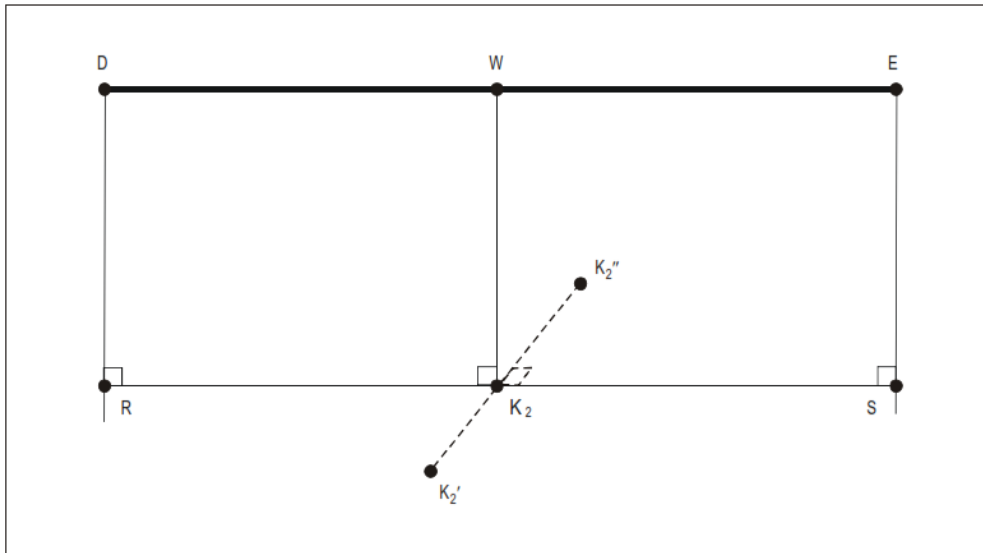


Figure A2-8. Caractéristiques du profil de référence de l'hélicoptère au survol

8.1.2.3 Caractéristiques des profils d'approche de référence

La figure A2-9 illustre les caractéristiques des profils pour la procédure d'approche des hélicoptères aux fins des mesures du bruit prises aux points de mesure du bruit en approche :

- L'hélicoptère est initialement stabilisé sur la pente de descente spécifiée au point G et continue en passant par le point I pour atteindre le point J de toucher des roues ;
- la position K_3 est le point de mesure du bruit en approche et $K_3 H$ correspond à la hauteur spécifiée de l'hélicoptère à la verticale du point de mesure du bruit en approche. Les positions K_3' et K_3'' sont les points de mesure du bruit corrélatifs situés sur une ligne $K_3'K_3''$, à angle droit par rapport à la trajectoire de vol en approche PU et à la distance spécifiée de chaque côté de K_3 .

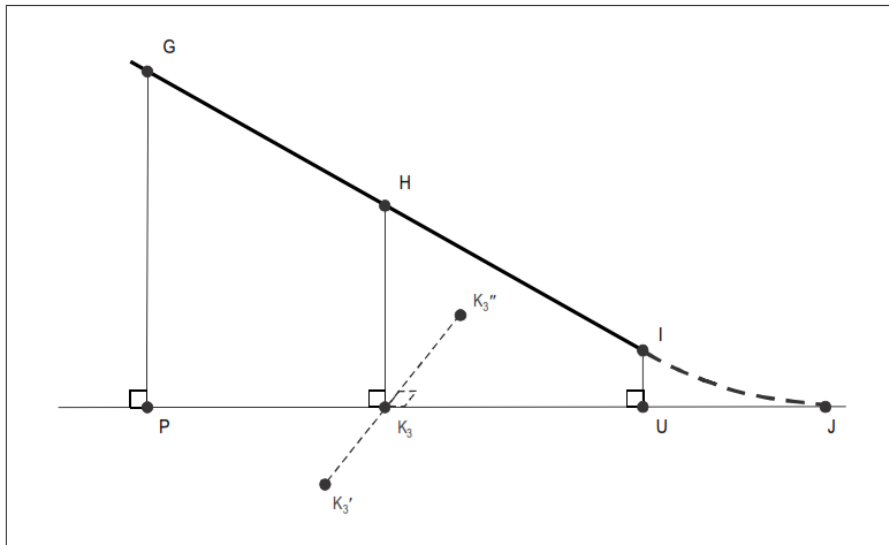


Figure A2-9. Caractéristiques du profil de référence de l'hélicoptère en approche

8.1.3 Ajustement des niveaux de bruit mesurés depuis le profil mesuré jusqu'au profil de référence pour le calcul de l'EPNL

Note. — L'expression « portion utile de la trajectoire de vol mesurée » utilisée dans la présente section est définie en conformité avec les spécifications du paragraphe 2.3.2.

8.1.3.1 Dans le cas d'un microphone placé au-dessous de la trajectoire de vol, les portions de la trajectoire de vol d'essai et de la trajectoire de vol de référence qui sont significatives pour l'ajustement des niveaux de bruit mesurés depuis le profil mesuré jusqu'au profil de référence dans le calcul de l'EPNL sont illustrées dans la Figure A2-10, où :

- (a) XY représente la portion utile de la trajectoire de vol mesurée [Figure A2-10 a)], et $X_r Y_r$ celle de la trajectoire de vol de référence correspondante [Figure A2-10 b)] ;
- (b) K est le point de mesure du bruit réel et K_r est le point de mesure du bruit de référence. Q représente la position de l'aéronef sur la trajectoire de vol mesurée à laquelle le bruit a été émis et observé comme le PNLTM au point K. L'angle entre QK et la direction du vol le long de la trajectoire de vol mesurée est θ , soit l'angle d'émission acoustique. Q_r est la position correspondante sur la trajectoire de vol de référence où l'angle entre $Q_r K_r$ et la trajectoire de vol de référence est également θ . QK et $Q_r K_r$ sont respectivement les trajectoires de propagation du bruit mesuré et de référence.



Note. — Cette situation s'appliquera dans le cas des avions pour les mesures du bruit en survol, à l'approche et, pour les avions à hélices seulement, à pleine puissance en latéral, et dans le cas des hélicoptères, pour les mesures du bruit au décollage, en survol et à l'approche pour le microphone central seulement.

8.1.3.2 Dans le cas d'un microphone déplacé latéralement sur le côté de la trajectoire de vol, les portions de la trajectoire de vol d'essai et de la trajectoire de vol de référence qui sont significatives pour l'ajustement des niveaux de bruit mesurés depuis le profil mesuré jusqu'au profil de référence, dans le calcul de l'EPNL, sont illustrées dans la Figure A2-11, où :

- (a) XY représente la portion utile de la trajectoire de vol mesurée [Figure A2-11 a)], et $X_r Y_r$, celle de la trajectoire de vol de référence correspondante [Figure A2-11 b)] ;
- (b) K est le point de mesure du bruit réel et K_r le point de mesure du bruit de référence. Q représente la position de l'aéronef sur la trajectoire de vol mesurée à laquelle le bruit a été émis et observé comme étant le PNLTM au point K. L'angle entre QK et la direction du vol le long de la trajectoire de vol mesurée est θ , soit l'angle d'émission acoustique. L'angle entre QK et le sol est ψ , soit l'angle de site. Q_r est la position correspondante sur la trajectoire de vol de référence où l'angle entre $Q_r K_r$ et la direction du vol le long de la trajectoire de vol de référence est également θ , et l'angle entre $Q_r K_r$ et le sol est ψ_r , où dans le cas des avions, la différence entre ψ et ψ_r est minimisée.

Note. — Cette situation s'appliquera dans le cas des avions à réaction pour les mesures du bruit à pleine puissance en latéral, et dans le cas des hélicoptères pour les mesures du bruit au décollage, en survol et à l'approche, pour les deux microphones déplacés latéralement seulement.

8.1.3.3 Dans les deux situations, l'angle d'émission acoustique θ sera établi en utilisant une géométrie à trois dimensions.

8.1.3.4 Dans le cas de mesures du bruit à pleine puissance en latéral pour les avions à réaction, la mesure dans laquelle les différences entre ψ et ψ_r peuvent être minimisées dépend des restrictions géométriques imposées par la nécessité de laisser le microphone de référence sur une ligne parallèle au prolongement de l'axe de piste.

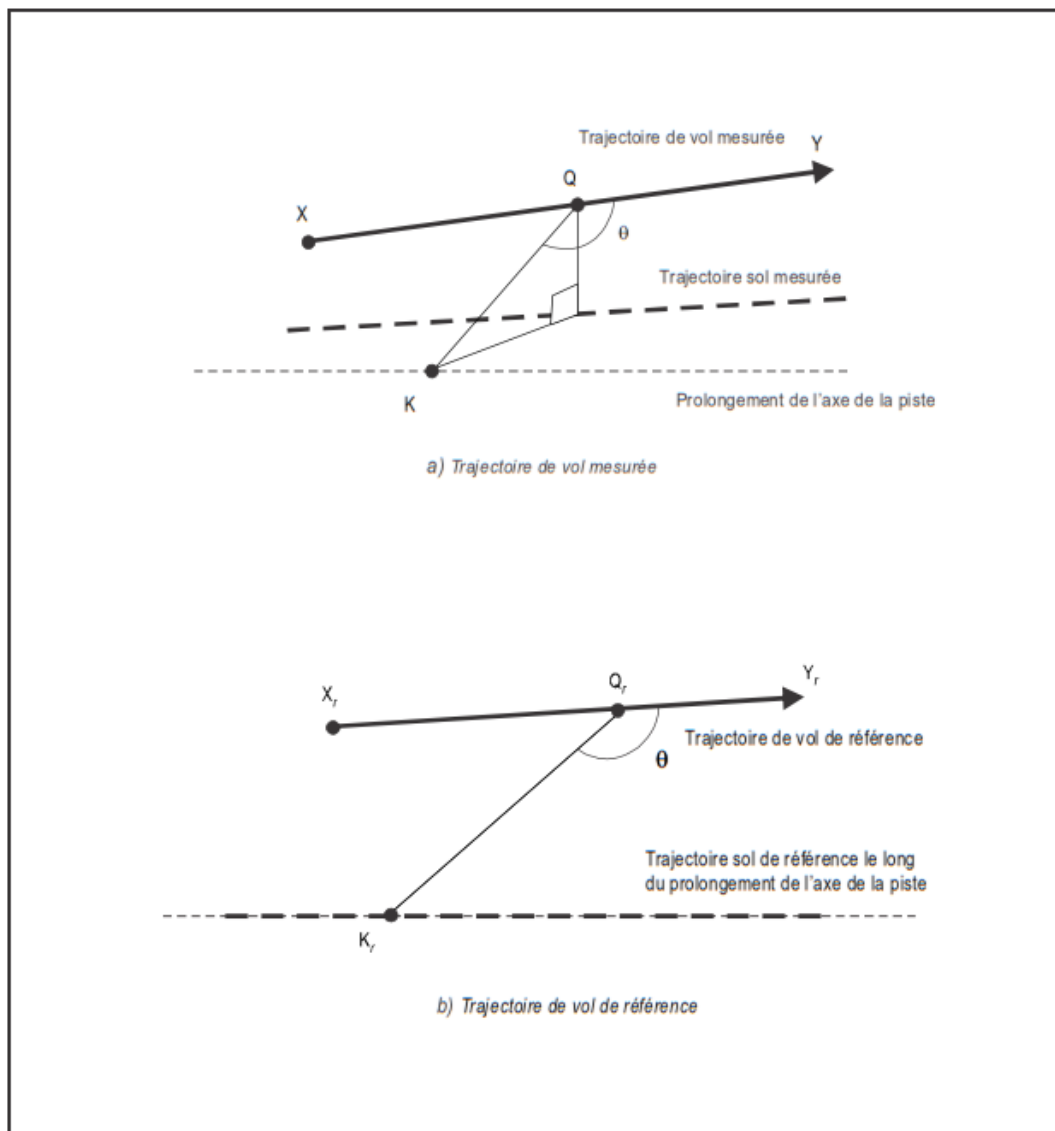


Figure A2-10. Caractéristiques du profil qui influent sur le niveau de bruit pour un microphone placé au-dessous de la trajectoire de vol

Note.— Dans le cas des mesures pour les hélicoptères, il n'est pas exigé de minimiser la différence entre ψ et ψ_r . Cependant ces angles peuvent être déterminés et indiqués.

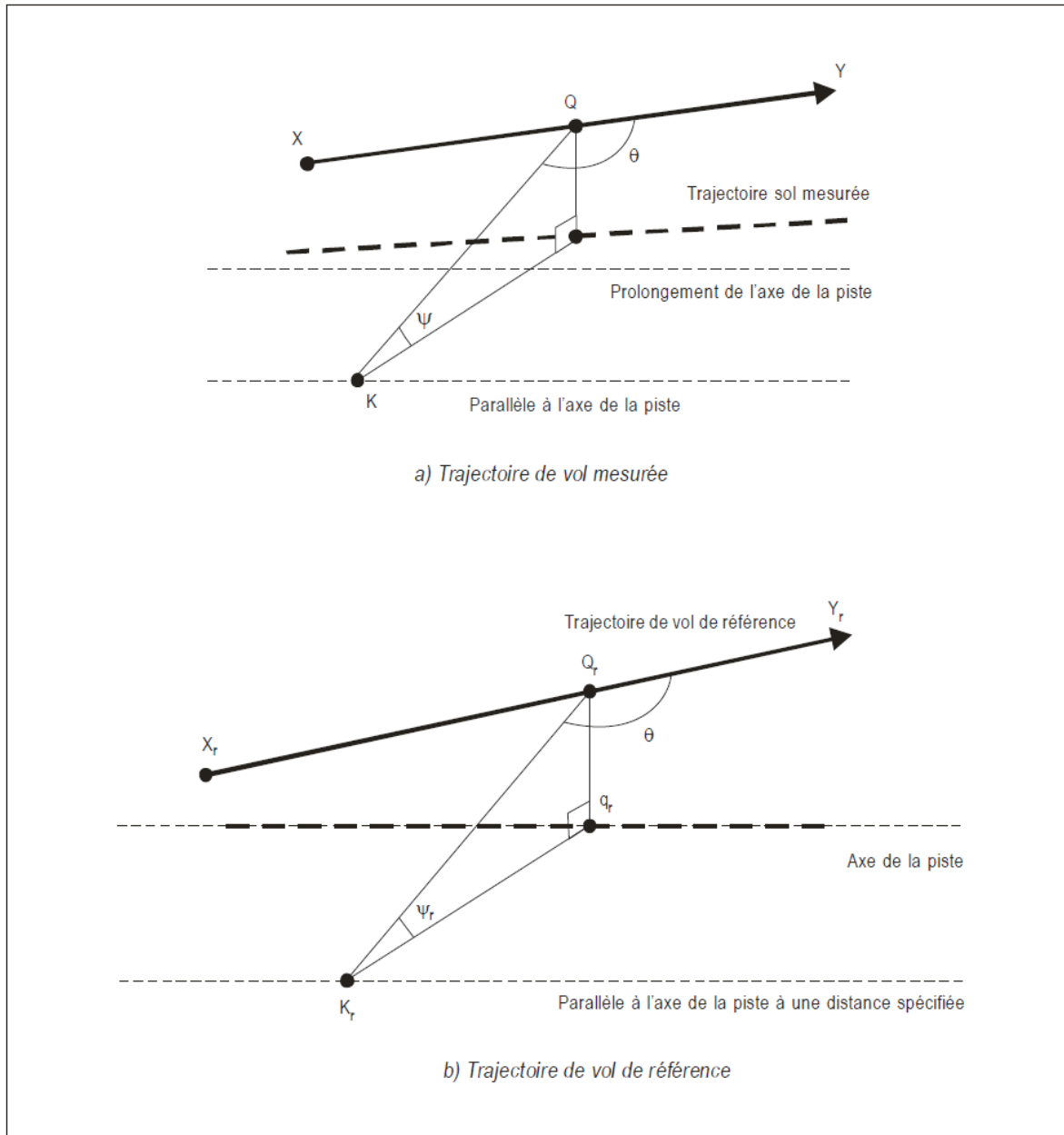


Figure A2-11. Caractéristiques du profil qui influent sur le niveau de bruit pour un microphone déplacé latéralement



8.2 Choix de la méthode d'ajustement

8.2.1 Les valeurs de bruit mesuré seront ajustées pour les éléments suivants :

- (a) La trajectoire de vol de l'aéronef et la vitesse par rapport au microphone ;
- (b) l'atténuation du son dans l'air ;
- (c) le bruit de la source.

8.2.2 Dans le cas des hélicoptères, on utilisera la méthode simplifiée décrite dans la section 8.3.

Note.— La méthode intégrée peut être approuvée par le service de certification comme équivalent à de la méthode simplifiée.

8.2.3 Dans le cas des avions, on utilisera soit la méthode simplifiée décrite dans la section 8.3, soit la méthode intégrée décrite dans la section 8.4 pour les conditions en latéral, en survol ou à l'approche. La méthode intégrée sera retenue lorsque :

- (a) pour le survol, la valeur absolue de la différence entre la valeur de l'EPNL_r, lorsqu'elle est calculée selon la méthode simplifiée décrite dans la section 8.3, et la valeur mesurée de l'ENPL calculée selon la procédure décrite au paragraphe 4.1.3 est supérieure à 8 EPNdB ;
- (b) pour l'approche, la valeur absolue de la différence entre la valeur de l'EPNL_r, lorsqu'elle est calculée selon la méthode simplifiée décrite dans la section 8.3, et la valeur mesurée de l'EPNL calculée selon la procédure décrite au paragraphe 4.1.3 est supérieure à 4 EPNdB ;
ou
- (c) pour le survol ou l'approche, la valeur de l'EPNL_r, lorsqu'elle est calculée selon la méthode simplifiée décrite dans la section 8.3, est supérieure aux niveaux maximaux de bruit prescrits dans la section 3.4 de la Partie II, Chapitre 3, moins 1 EPNdB.

Note.— Le paragraphe 16.3.7.6 du Chapitre 16.3 de la Partie II spécifie les limites concernant la validité des données d'essai, en se fondant à la fois sur la mesure dans laquelle l'EPNL_r diffère de l'EPNL et sur la proximité des valeurs finales de l'EPNL_r par rapport aux niveaux maximaux de bruit autorisés, quelle que soit la méthode d'ajustement utilisée.

8.3 MÉTHODE D'AJUSTEMENT SIMPLIFIÉE

8.3.1 Généralités

8.3.1.1 La méthode d'ajustement simplifiée consiste à déterminer et à appliquer des ajustements à l'EPNL, calculé à partir de données mesurées, pour tenir compte des différences entre les conditions



mesurées et les conditions de référence au moment du PNLTM. Les conditions d'ajustement sont les suivantes :

- (a) Δ_1 — ajustement pour les différences entre le spectre du PNLTM dans les conditions d'essai et de référence (voir la section 8.3.2) ;
- (b) Δ_{Pic} — ajustement pour le cas où le PNLTM d'un pic secondaire, identifié dans le calcul de l'EPNL à partir de données mesurées et ajusté aux conditions de référence, est supérieur au PNLTM pour le spectre du PNLTM ajusté (voir la section 8.3.3) ;
- (c) Δ_2 — ajustement pour la différence de durée du bruit, en tenant compte des différences entre la vitesse d'essai et la vitesse de référence de l'aéronef et sa position par rapport au microphone (voir la section 8.3.4) ;
- (d) Δ_3 — ajustement pour les différences dans les mécanismes générateurs de bruit à la source (voir la section 8.3.5).

8.3.1.2 Les coordonnées (t, X, Y et Z) du point de données de référence associé à l'émission du PNLTM_r seront déterminées de telle manière que l'angle d'émission acoustique θ sur la trajectoire de vol de référence, par rapport au microphone de référence, ait la même valeur que l'angle d'émission acoustique du point des données telles que mesurées au moment de l'émission du PNLTM.

8.3.1.3 Les conditions d'ajustement décrites dans les sections 8.3.2 à 8.3.5 sont appliquées à l'EPNL calculé à partir de données mesurées pour obtenir le niveau effectif de bruit perçu (EPNL_r) en conditions de référence simplifiées, selon ce qui est décrit dans la section 8.3.6.

8.3.1.4 Toute asymétrie du bruit en latéral sera prise en compte pour déterminer l'EPNL selon la description fournie dans la section 8.3.7.

8.3.2 AJUSTEMENTS DU SPECTRE AU PNLTM

8.3.2.1 Les niveaux de bande de tiers d'octave $SPL_r(f)$ utilisés pour bâtir le PNL(k_M) (le PNL au moment du PNLTM observé au point de mesure K) seront ajustés par rapport aux niveaux de référence $SPL_r(f)$, comme suit :

$$\begin{aligned}
 SPL_r(f) &= SPL(f) + 0,01 [\alpha(f) - \alpha(f)_0] QK \\
 &+ 0,01\alpha(f)_0 (QK - Q_rK_r) \\
 &+ 20 \log (QK/Q_rK_r)
 \end{aligned}$$



Dans cette expression,

- le terme $0,01 [\alpha(i) - \alpha(i)_0] QK$ tient compte de l'effet de variation de l'atténuation du son dû à l'absorption atmosphérique, et $\alpha(i)$ et $\alpha(i)_0$ sont les coefficients respectifs dans les conditions atmosphériques d'essai et de référence, donnés dans la section 7 ;
- le terme $0,01 \alpha(i)_0(QK - Q_r K_r^f)$ tient compte de l'effet de la variation de la longueur de la trajectoire du bruit sur l'atténuation du son due à l'absorption atmosphérique ;
- le terme $20 \log (QK/Q_r K_r)$ tient compte de l'effet de la variation de la longueur de la trajectoire du bruit due à la propagation sphérique (aussi connue sous le nom de loi de « l'inverse du carré ») ;
- QK et $Q_r K_r$ sont exprimés en mètres et $\alpha(i)$ et $\alpha(i)_0$ en dB/100 m.

Note. — Voir les Figures A2-10 et A2-11 pour l'identification des positions et des distances mentionnées dans le présent paragraphe.

8.3.2.2 Les valeurs ajustées de $SPL_r(i)$ obtenues selon les indications du paragraphe 8.3.2.1 seront utilisées pour calculer une valeur de PNLT en conditions de référence, désignée $PNLT_r(k_M)$, selon ce qui est décrit dans les sections 4.2 et 4.3 du présent appendice. La valeur d'ajustement au partage de bande Δ_B , calculée pour le PNLTM de la journée d'essai grâce à la méthode de la section 4.4.2, sera ajoutée à cette valeur $PNLT_r(k_M)$ pour obtenir la condition de référence PNLTM_r:

$$PNLTM_r = PNLT_r(k_M) + \Delta_B$$

Un terme d'ajustement Δ_1 est alors calculé comme suit :

$$\Delta_1 = PNLTM_r - PNLTM$$

8.3.2.3 Δ_1 sera ajouté algébriquement à l'EPNL calculé à partir des valeurs mesurées, comme il est indiqué dans la section 8.3.6.

8.3.3 Ajustement pour les pics secondaires

8.3.3.1 Durant un vol d'essai, toute valeur de PNLT à moins de 2 dB du PNLTM est définie comme « pic secondaire ». Les niveaux de bande de tiers d'octave de chaque « pic secondaire » seront ajustés aux conditions de référence, selon la procédure définie au paragraphe 8.3.2.1. Les valeurs ajustées de $PNLT_r$ seront calculées pour chaque « pic secondaire », selon la description donnée dans les sections 4.2 et 4.3 du présent appendice. Si une quelconque valeur ajustée de $PNLT_r$ excède la valeur de $PNLTM_r$, un ajustement Δ_{pic} sera appliqué.



8.3.3.2 Δ_{Pic} sera calculé comme suit :

$$\Delta_{Pic} = PNLTr(PicMax) - PNLTM_r$$

où $PNLTr(PicMax)$ est la valeur du PNLT en condition de référence du plus étendu des pics secondaires, tandis que $PNLTM_r$ est la valeur de PNLT en condition de référence au moment du PNLTM.

8.3.3.3 Δ_{Pic} sera ajouté algébriquement à l'EPNL calculé à partir de données mesurées, comme il est indiqué dans la section 8.3.6.

8.3.4 Ajustement pour les effets de la durée du bruit

8.3.4.1 Chaque fois que les trajectoires de vol mesurées et/ou les vitesses sol des conditions d'essai diffèrent des trajectoires de vol de référence et/ou des vitesses sol de référence, des ajustements à la durée du bruit seront déterminés comme suit.

8.3.4.2 En référence aux trajectoires de vol indiquées dans les Figures A2-10 et A2-11, le terme d'ajustement Δ_2 sera calculé à partir des données mesurées, comme suit :

$$\Delta_2 = -7,5 \log(QK/Q_r K_r) + 10 \log(V_G/V_{Gr})$$

où :

V_G est la vitesse sol d'essai (composante horizontale de la vitesse anémométrique d'essai) ;

V_{Gr} est la vitesse sol de référence (composante horizontale de la vitesse anémométrique de référence).

Note. — Les facteurs $-7,5$ et 10 ont été déterminés empiriquement à partir d'un échantillon représentatif d'avions et d'hélicoptères certifiés. Ils tiennent compte des effets des variations de la durée du bruit sur l'EPNL, dues respectivement à la distance et à la vitesse.

8.3.4.3 Δ_2 sera ajouté algébriquement à l'EPNL calculé à partir de données mesurées, comme il est indiqué dans la section 8.3.6.

8.3.5 Ajustements relatifs au bruit à la source

8.3.5.1 L'ajustement relatif au bruit à la source sera appliqué pour tenir compte des différences dans les mécanismes générateurs de bruit à la source d'essai et de référence. À cette fin, on détermine l'effet sur le bruit à la source de la propulsion de l'aéronef des différences entre les paramètres de fonctionnement de la propulsion acoustiquement significatifs qui ont été obtenues dans les essais de certification en vol et ces mêmes paramètres calculés ou spécifiés pour les conditions de référence du



Chapitre 16.3, paragraphe 16.3.6.1.5. Pour les avions à réaction, ces paramètres de fonctionnement peuvent comprendre le paramètre de contrôle des moteurs μ (habituellement la vitesse normalisée des soufflantes à basse pression, la poussée des moteurs normalisée ou le rapport de pression moteur), pour les avions à hélices, la puissance disponible sur l'arbre et le nombre de Mach périphérique de l'hélice, et pour les hélicoptères, durant le survol seulement, le nombre de Mach périphérique de pale avançante. L'ajustement sera déterminé à partir des données du constructeur approuvées par le service de certification.

8.3.5.2 Pour les avions, le terme d'ajustement Δ_3 sera normalement déterminé à partir de la courbe ou des courbes de sensibilité de l'EPNL par rapport au(x) paramètre(s) de fonctionnement de la propulsion dont il est question au paragraphe 8.3.5.1. Ce terme est obtenu en prenant la valeur de l'EPNL correspondant à la valeur mesurée du paramètre corrélatif et en la soustrayant de la valeur de l'EPNL correspondant à la valeur de référence du paramètre corrélatif. Le terme d'ajustement Δ_3 sera ajouté algébriquement à la valeur de l'EPNL calculée à partir des données mesurées (voir la section 8.3.6).

Note.— Les données représentatives des avions à réaction sont illustrées dans la figure A2-12 qui contient une courbe de l'EPNL par rapport aux paramètres de contrôle moteur μ . Les données EPNL sont ajustées à toutes les autres conditions de référence pertinentes (masse, vitesse et hauteur de l'avion, et température de l'air) et, à chaque valeur de μ , pour tenir compte de la différence de bruit entre le moteur installé et la norme du moteur dans le manuel de vol.

8.3.5.3 Pour les avions à réaction, les données de bruit acquises à partir de mesures réalisées aux emplacements de l'essai, à 366 m (1 200ft) ou plus au-dessus du niveau moyen de la mer (MSL) seront de plus ajustées pour tenir compte des effets du bruit à la source des réacteurs

Note. — Une procédure pour déterminer et appliquer l'ajustement pour les effets du bruit à la source des réacteurs est fournie dans la section du Manuel technique environnemental (Doc 9501), Volume I — Procédures de certification acoustique des aéronefs, concernant les ajustements des données de bruit pour les essais à des emplacements en haute altitude.

8.3.5.4 Pour les avions à réaction, lorsque les vitesses anémométriques réelle d'essai et de référence diffèrent de plus de 28 km/h (15kt), l'effet qui en découle sur les niveaux de bruit pour la certification sera pris en compte. Les données d'essai et / ou les procédures d'analyse utilisées pour quantifier cet effet seront approuvées par le service de certification.

8.3.5.5 Pour les survols d'hélicoptère, si toute combinaison des trois facteurs ci-après fait que la valeur mesurée d'un paramètre corrélatif de bruit convenu s'écarte de la valeur de référence de ce

paramètre, alors des ajustements au bruit à la source seront déterminés à partir des données du constructeur approuvées par le service de certification, comme suit :

- (a) Les écarts de vitesse anémométrique par rapport à la référence ;
- (b) Les écarts de vitesse du rotor par rapport à la référence ; et/ou
- (c) Les écarts de température par rapport à la référence.

Cet ajustement devrait normalement être apporté en utilisant une courbe de sensibilité du PNLTM_r par rapport au nombre de Mach périphérique de pale avançante. L'ajustement peut être apporté en utilisant un paramètre ou des paramètres différents approuvés par le service de certification.

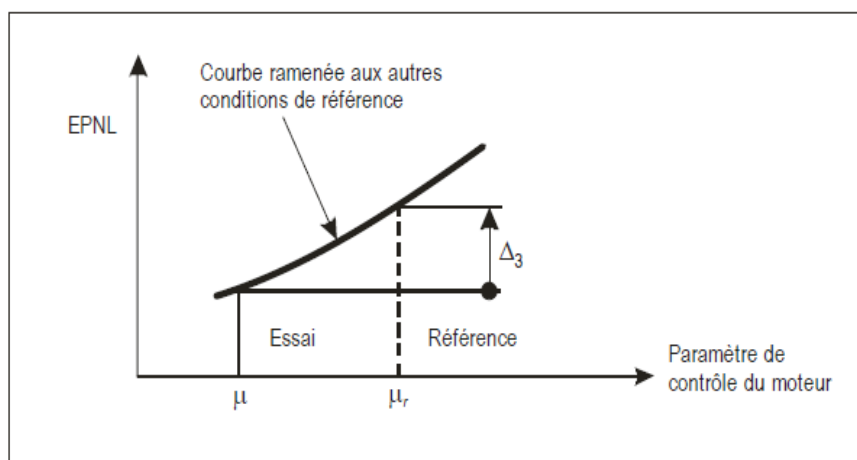


Figure A2-12. Ajustement au bruit à la source

Note 1. — S'il n'est pas possible durant les essais de mesure du bruit d'atteindre la valeur de référence du nombre de Mach périphérique de pale avançante ou le paramètre corrélatif du bruit de référence convenu, alors il est autorisé d'extrapoler la courbe de sensibilité à condition que les données couvrent une plage suffisante de valeurs, convenue par le service de certification, du paramètre corrélatif de bruit. Le nombre de Mach périphérique de pale avançante, ou le paramètre corrélatif de bruit convenu, sera calculé à partir des données mesurées. Des courbes distinctes de PNLTM_r par rapport au nombre de Mach périphérique de pale avançante, ou un autre paramètre corrélatif de bruit convenu, seront dérivées pour chacun des trois emplacements des microphones de certification, central, latéral gauche et latéral droit, ces emplacements étant définis en fonction de la direction du vol lors de chaque essai.



Note 2. — Lorsque l'on utilise le nombre de Mach périphérique de pale avançante, le calcul devrait être effectué au moyen de la vitesse anémométrique vraie, la température ambiante hors de l'aéronef (OAT) et la vitesse des rotors.

8.3.5.6 Dans le cas des hélicoptères, le terme d'ajustement Δ_3 , obtenu selon la méthode indiquée au paragraphe 8.3.5.5, sera ajouté algébriquement à la valeur de l'EPNL calculée à partir des données mesurées, comme indiqué dans la section 8.3.6.

8.3.6 Application des termes d'ajustement pour la méthode simplifiée

Pour déterminer l'EPNL pour les conditions de référence (EPNL_r) selon la méthode simplifiée, il faut ajouter les termes d'ajustement identifiés dans les sections 8.3.2 à 8.3.5 à l'EPNL calculé pour les conditions de mesure, comme suit :

$$EPNL_r = EPNL + \Delta_1 + \Delta_{Pic} + \Delta_2 + \Delta_3$$

8.3.5 Asymétrie du bruit en latéral

Pour déterminer le niveau de bruit en latéral des avions à réaction, l'asymétrie (voir le Chapitre 16.3, paragraphe 16.3.3.2.2) sera prise en compte, comme suit :

- si un point de mesure symétrique est situé à l'opposé du point où le niveau de bruit le plus élevé est enregistré, le niveau de bruit pour la certification correspondra à la moyenne (arithmétique) des niveaux de bruit mesurés à ces deux points [voir la Figure A2-13 a)] ;
- sinon, on partira de l'hypothèse que la variation du bruit selon la hauteur de l'avion est la même des deux côtés [c'est-à-dire qu'il y a une différence constante du bruit par rapport à la hauteur des deux côtés [voir la Figure A2-13 b)]. Le niveau de bruit pour la certification correspondra alors à la valeur maximale de la moyenne entre ces deux côtés.

8.4 Méthode d'ajustement intégrée

8.4.1 Généralités

8.4.1.1 La méthode intégrée consiste à recalculer sous les conditions de référence les points de l'évolution en temps des PNLT correspondant aux points mesurés obtenus durant les essais, puis à calculer l'EPNL directement pour la nouvelle évolution dans la durée.

8.4.1.2 Les coordonnées d'émission (durée, X, Y et Z) du point des données de référence associé à chaque PNLT_r(k) seront déterminées de manière que l'angle d'émission acoustique θ sur la trajectoire de vol de référence, par rapport au microphone de référence, ait la même valeur que l'angle d'émission acoustique du point des données telles que mesurées associé au PNLT(k).

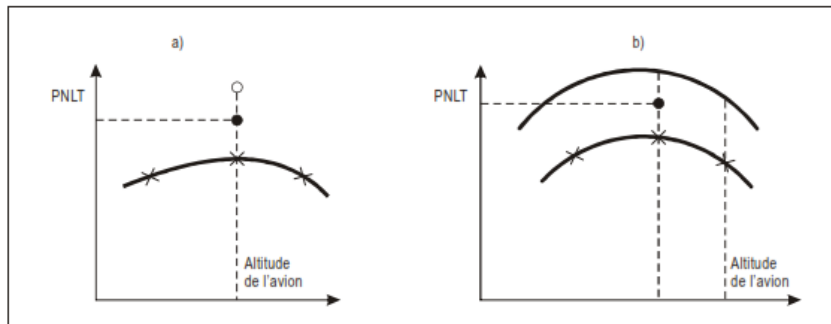


Figure A2-13. Ajustement à l'asymétrie en latéral

Note. — En conséquence et à moins que les conditions d'essai et de référence soient identiques, les intervalles de réception dans le temps entre les points de données de référence ne seront normalement ni espacés également ni égaux à une demi-seconde.

8.4.1.3 Les étapes de la procédure intégrée sont les suivantes :

- (a) le spectre associé à chaque point de données du jour d'essai ($PNLT(k)$) est ajusté pour tenir compte de la dispersion sphérique et de l'atténuation due à l'absorption atmosphérique, aux conditions de référence (voir le paragraphe 8.4.2.1) ;
- (b) un niveau de référence de bruit perçu corrigé pour les sons purs ($PNLT_r(k)$) est calculé pour chaque spectre de bande de tiers d'octave (voir le paragraphe 8.4.2.2) ;
- (c) la valeur maximale ($PNLTM_r$) et les premier et dernier points où le niveau de bruit est de 10 db au-dessous du maximum sont déterminés à partir de la série des $PNLT_r$ (voir les paragraphes 8.4.2.3 et 8.4.3.1) ;
- (d) la durée effective $[\delta t_r(k)]$ est calculée pour chaque point de $PNLT_r(k)$, et la durée du bruit de référence est alors déterminée (voir les paragraphes 8.4.3.2, 8.4.3.3 et 8.4.3.4) ;
- (e) le niveau effectif de bruit perçu en condition de référence selon la méthode intégrée (EPNL) est déterminé par cumul logarithmique des niveaux de $PNLT_r(k)$ dans les limites de la durée du bruit normalisée à une durée de 10 secondes (voir la section 8.4.4) ;
- (f) un ajustement du bruit à la source est déterminé et appliqué (voir la section 8.4.5).



8.4.2 CALCULS DES PNL_T

8.4.2.1 Les valeurs mesurées du SPL (i, k) seront ajustées aux valeurs de référence SPL_r(i,k) pour tenir compte des différences entre les longueurs de trajectoire de propagation du son mesuré et de référence et entre les conditions atmosphériques mesurées et de référence, grâce aux méthodes indiquées dans le paragraphe 8.3.2.1. Les valeurs correspondantes du PNL_r(k) seront calculées comme il est indiqué dans la section 4.2.

8.4.2.2 Pour chaque valeur de PNL_r(k), un facteur de correction pour les sons purs C sera déterminé en analysant chacune des valeurs de référence SPL_r(i,k) grâce aux méthodes de la section 4.3, puis ajouté au PNL_r(k) pour obtenir PNL_T(k).

8.4.2.3 Le niveau maximal du bruit perçu corrigé pour les sons purs dans les conditions de référence (PNL_{TM,r}) sera identifié, et un nouvel ajustement au partage de bande en conditions de référence Δ_{B,r} sera déterminé et appliqué, comme indiqué dans le paragraphe 4.4.2.

Note.— En raison de différences entre les conditions d'essai et de référence, il est possible que la valeur maximale des PNL_{T,r} ne corresponde pas au point de données associé au PNL_{TM}. La façon de déterminer le PNL_{TM,r} est indépendante du PNL_{TM}.

8.4.3 Durée du bruit

8.4.3.1 Les limites de la durée du bruit seront définies comme étant les points où le niveau de bruit est de 10 dB au-dessous du maximum obtenus à partir de la série des valeurs de PNL_{T,r}(k) en conditions de référence. L'identification de ces points se fera selon la méthode décrite au paragraphe 4.5.1. Dans le cas de la méthode intégrée, les premier et dernier points où le niveau de bruit est de 10 dB au-dessous du maximum seront désignés comme étant k_{F,r} and k_{L,r}.

8.4.3.2 La durée du bruit pour les conditions de référence intégrées sera égale à la somme des durées effectives δ_{t,r}(k), associée à chacun des points de données PNL_{T,r}(k), dans les limites de la période entre les points où le niveau de bruit est de 10 dB au-dessous du maximum, cette dernière comprise.

8.4.3.3 La durée effective δ_{t,r}(k) sera déterminée pour chaque point de données en condition de référence de PNL_{T,r}(k), comme suit :



$$\delta t_r(k) = [(t_r(k) - t_r(k-1)) + (t_r(k+1) - t_r(k))] / 2$$

où :

$t_r(k)$ est la durée associée au $PNLT_r(k)$;

$t_r(k-1)$ est la durée associée au $PNLT_r(k-1)$, qui est le point de données précédant le $PNLT_r(k)$; et

$t_r(k+1)$ est la durée associée au $PNLT_r(k+1)$, soit le point de données suivant le $PNLT_r(k)$.

Note 1.— En raison de différences dans la géométrie de la trajectoire de vol, la vitesse anémométrique et la vitesse du son entre les conditions d'essai et celles de référence, les durées $t_r(k)$, associées aux points de $PNLT_r(k)$ projetés sur la trajectoire de vol de référence sont susceptibles de survenir à des intervalles de temps variables et non uniformes.

Note 2.— Les valeurs relatives de la durée $t_r(k)$ pour les points de données de référence peuvent être déterminées en utilisant la distance entre ces points sur la trajectoire de vol de référence et la vitesse anémométrique de référence de l'aéronef V_r .

Note 3.— Le Manuel technique environnemental (Doc 9501), Volume 1 — Procédures de certification acoustique des aéronefs, fournit des indications supplémentaires concernant une méthode pour appliquer la procédure intégrée, comprenant la détermination des durées effectives $\delta t_r(k)$ pour les points de données individuels de l'évolution de référence selon la durée.

8.4.4 Calcul de l'EPNL en condition de référence selon la méthode intégrée

8.4.4.1 L'équation pour calculer l'EPNL en conditions de référence selon la méthode intégrée ($EPNL_r$) est semblable à l'équation pour l'EPNL de la journée d'essai, fourni dans la section 4.6. Cependant, la constante numérique liée aux intervalles d'une demi-seconde est éliminée et un multiplicateur est introduit dans le logarithme pour tenir compte de la durée effective de chaque valeur de $PNLT_r(k)$, [$\delta t_r(k)$] :

$$EPNL_r = 10 \log \frac{1}{T_0} \sum_{k_{Fr}}^{k_{Lr}} 10^{0,1PNLT_r(k)} \delta t_r(k)$$

où :

la durée de référence (T_0) est de 10 secondes ;

k_{Fr} et k_{Lr} sont les premier et dernier points où le niveau de bruit est de 10 dB au-dessous du maximum, comme défini au paragraphe 8.4.3.1 ; et

$\delta t_r(k)$ est la durée effective, définie dans le paragraphe 8.4.3.3, de chaque valeur de $PNLT_r(k)$ en conditions de référence.



8.4.5 Ajustements relatifs au bruit à la source

8.4.5.1 Enfin, un ajustement relatif au bruit à la source sera déterminé grâce aux méthodes indiquées dans la section 8.3.5, et ajouté à l'EPNL_r déterminé au paragraphe 8.4.4.1.

8.4.5.2 Pour les avions à réaction, les données acoustiques acquises à partir des mesures réalisées aux emplacements d'essai à 366 m (1 200 ft) ou plus au-dessus du niveau moyen de la mer (MSL) seront de plus ajustées pour tenir compte des effets du bruit à la source des réacteurs.

Note. — Une procédure pour déterminer l'ajustement des effets sur le bruit à la source des réacteurs est fournie dans la section du Manuel technique environnemental (Doc 9501), Volume I — Procédures de certification acoustique des aéronefs, concernant les ajustements des données acoustiques pour les emplacements d'essai en haute altitude.



APPENDICE 3.

MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AVIONS À HÉLICES DONT LA MASSE NE DÉPASSE PAS 8 618 kg —

Demande de certificat de type présentée avant le 17 novembre 1988

Note. — Voir Partie 2, chapitre 16.6.

1. INTRODUCTION

Note 1. — Cette méthode d'évaluation du bruit comprend :

- (a) *les conditions d'essai et de mesure pour la certification acoustique ;*
- (b) *la mesure du bruit des avions perçu au sol ;*
- (c) *la communication de données au service de certification et correction des données mesurées.*

Note 2. — Les instructions et les procédures qui figurent dans cette méthode sont nettement délimitées afin d'assurer l'uniformité des essais de certification et de permettre la comparaison entre des essais effectués sur des types différents d'avions à des emplacements géographiques différents. Cette méthode ne s'applique qu'aux avions visés par les dispositions d'application de la Partie 2, Chapitre 16.6.

2. CONDITIONS D'ESSAI ET DE MESURE POUR LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE

2.1 GÉNÉRALITÉS

Cette section stipule les conditions dans lesquelles devront être effectués les essais de certification acoustique, ainsi que les méthodes qui devront être utilisées pour la mesure du bruit engendré par l'avion sur lequel l'essai est effectué.

2.2 CONDITIONS GÉNÉRALES D'ESSAI

2.2.1 Les points de mesure du bruit d'un avion en vol seront entourés d'un terrain relativement plat ne présentant pas de caractéristiques d'absorption excessive du son telles que celles que peuvent causer de l'herbe dense, de hautes herbes, des broussailles ou des bois. Il ne devra y avoir aucun obstacle qui puisse influencer sensiblement le champ sonore de l'avion à l'intérieur d'un volume conique ayant son sommet au point de mesure, son axe perpendiculaire au sol et un demi-angle au sommet de 75°.

**APPENDICE 3 : MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AVIONS À HÉLICES DONT LA MASSE NE DÉPASSE PAS 8.618.kg**

2.2.2 Les essais seront effectués dans les conditions atmosphériques suivantes :

- (a) absence de précipitations ;
- (b) humidité relative comprise entre 20 % et 95 % et température ambiante comprise entre 2 °C et 35 °C à 1,2 m (4 ft) au-dessus du sol, à la condition expresse d'éviter, sur un graphique donnant les températures en ordonnée et l'humidité relative en abscisse, les points situés au-dessous de la droite reliant les points dont les coordonnées sont respectivement 2 °C, 60 % et 35 °C, 20 % ;
- (c) à 1,2 m (4 ft) au-dessus du sol, la vitesse instantanée du vent n'excédera pas 5,1 m/s (10 kt) et la vitesse instantanée du vent traversier n'excédera pas 2,6 m/s (5 kt). Un nombre égal de vols seront exécutés avec composantes de vent arrière et vent debout ;

Note.— Les fenêtres d'essai de certification acoustique concernant des vitesses du vent exprimées en m/s résultent de la conversion de valeurs de vitesse utilisées de longue date exprimées en nœuds, conversion qui a été effectuée au moyen d'un facteur compatible avec les indications du RAG 05, Chapitre 05.3, Tableau 3-3, et dont les résultats ont été arrondis au 0,1 m/s près. Les valeurs indiquées ici, exprimées dans l'une ou l'autre unité, sont considérées équivalentes pour l'établissement du respect des fenêtres d'essai concernant des vitesses du vent pour les besoins de la certification acoustique.

- (d) absence de toute inversion de température ou de toutes conditions de vent anormales qui influeraient sensiblement sur le niveau de bruit de l'avion lorsque le bruit est enregistré aux points de mesure spécifiés par le service de certification.

2.3 PROCÉDURES D'ESSAI DES AVIONS

2.3.1 Les procédures d'essai et la procédure de mesure de bruit devront être acceptables pour le service de certification de navigabilité et le service de certification acoustique de l'État qui délivre le certificat.

2.3.2 La hauteur de l'avion et sa position latérale par rapport au microphone seront déterminées par une méthode indépendante des instruments de bord, par exemple la poursuite radar, la triangulation au théodolite, des techniques de levé photographique ou autres méthodes agréées par le service de certification.


APPENDICE 3 : MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AVIONS À HÉLICES DONT LA MASSE NE DÉPASSE PAS 8.618.kg
3. MESURE DU BRUIT DES AVIONS PERÇU AU SOL
3.1 GÉNÉRALITÉS

3.1.1 Tout l'équipement de mesure devra être agréé par le service de certification.

3.1.2 Les niveaux de pression acoustique pour l'évaluation du bruit seront déterminés à l'aide d'un équipement acoustique et de méthodes de mesure conformes aux spécifications données au paragraphe 3.2.

3.2 APPAREILLAGE DE MESURE

L'appareillage de mesure acoustique consistera en un équipement agréé équivalant à l'équipement suivant :

- (a) un système microphonique ayant une réponse en fréquence compatible avec la précision du dispositif de mesure et d'analyse indiquée au paragraphe 3.3 ;
- (b) un pied à trois branches ou autre support de microphone perturbant le moins possible le son mesuré ;
- (c) un équipement d'enregistrement et de reproduction ayant des caractéristiques, une réponse en fréquence et une gamme dynamique compatibles avec les spécifications de réponse et de précision du paragraphe 3.3 ;
- (d) des appareils d'étalonnage acoustique émettant un bruit sinusoïdal ou à large bande ayant un niveau de pression acoustique connu. Si l'on utilise un bruit à large bande, le signal sera défini par sa valeur quadratique moyenne et maximale pour un niveau de signal sans surcharge.

3.3 ÉQUIPEMENT DE DÉTECTION, D'ENREGISTREMENT ET DE REPRODUCTION

3.3.1 Sur demande du service de certification, le bruit engendré par l'avion sera enregistré de façon à recueillir des renseignements complets sur ce bruit y compris ses variations dans le temps. Un magnétophone est acceptable à cette fin.

3.3.2 Les caractéristiques de l'ensemble de l'équipement seront conformes aux recommandations de la publication n° 179¹ de la Commission électrotechnique internationale (CEI) en ce qui concerne les sections relatives aux caractéristiques du microphone, de l'amplificateur et de l'instrument de lecture. Le texte et les spécifications de la publication n° 179¹ de la CEI intitulée « Sonomètres de précision » sont incorporés, au moyen de renvois, à la présente section, dont ils font partie intégrante.

**APPENDICE 3 : MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AVIONS À HÉLICES DONT LA MASSE NE DÉPASSE PAS 8.618.kg**

Note. — Lorsqu'un enregistreur magnétique est utilisé, il fait partie du système complet conforme à la recommandation n° 561¹ de la CEI.

3.3.3 La réponse de l'ensemble de l'équipement à une onde sinusoïdale progressive sensiblement plane, d'amplitude constante, se situera dans les limites de tolérance spécifiées pour la courbe de pondération « A » dans la publication n° 179¹ de la CEI, Tableaux IV et V relatifs aux instruments du type I, et pour une gamme de fréquences allant de 45 Hz à 11 200 Hz.

3.3.4 Le signal acoustique enregistré sera lu au moyen d'un filtre « A », défini dans la publication n° 179¹, « Sonomètres de précision », de la CEI, avec la caractéristique dynamique dite « à réponse lente ».

Note. — Pendant les essais effectués sur avions volant à grande vitesse, la caractéristique dynamique « rapide » peut être nécessaire pour obtenir le niveau réel.

3.3.5 L'équipement devra faire l'objet d'un étalonnage acoustique au moyen d'un appareillage d'étalonnage acoustique en champ libre. L'efficacité globale du système de mesure sera contrôlée avant et après le mesurage des niveaux de bruit d'une séquence de mouvements d'avion, en utilisant un appareil d'étalonnage acoustique produisant un niveau de pression acoustique connu à une fréquence connue.

Note. — Un pistonphone produisant un niveau nominal de 124 dB à la fréquence de 250 Hz est généralement utilisé dans ce but.

3.3.6 Le microphone sera protégé des effets du vent au moyen d'un écran lors de toutes les mesures de bruit effectuées avec une vitesse du vent dépassant 3m/s (6 kt). Les caractéristiques de l'ensemble de l'équipement, y compris l'écran pare-vent devront, en utilisation, être conformes aux spécifications ci-dessus. La perte due à l'absorption, à la fréquence de l'étalon acoustique, devra être mesurée et sa mesure fera partie de la série de vérifications quant à la réponse globale de l'équipement.

1 Amendée. Disponible auprès du Bureau central de la Commission électrotechnique internationale, 3, rue de Varembe, Genève (Suisse).



3.4 MÉTHODES DE MESURE DU BRUIT

3.4.1 Les microphones seront orientés dans une direction connue de telle façon que le bruit maximal arrive d'une direction aussi proche que possible de la direction pour laquelle les microphones auront été étalonnés. Les microphones seront placés de telle façon que leurs éléments sensibles se trouvent à environ 1,2 m (4 ft) au-dessus du sol.

3.4.2 Immédiatement avant et après chaque essai, un enregistrement de l'étalonnage acoustique de l'équipement sera effectué sur le terrain à l'aide d'un appareil d'étalonnage acoustique, tant pour vérifier la sensibilité de l'équipement que pour fournir un niveau de référence acoustique pour l'analyse des données sur le niveau acoustique.

3.4.3 Le bruit de fond, comprenant à la fois le bruit ambiant et le bruit électrique de l'équipement de mesure, sera enregistré et déterminé dans la zone des essais, l'amplification étant réglée aux niveaux qui seront utilisés pour les mesures du bruit des avions. Si les niveaux de pression acoustique de l'avion ne dépassent pas les niveaux de pression acoustique ambiante d'au moins 10 dB(A), on appliquera les corrections approuvées pour la contribution du niveau de pression acoustique ambiante au niveau de pression acoustique observée.

4. COMMUNICATION DES DONNÉES AU SERVICE DE CERTIFICATION ET CORRECTION DES DONNÉES MESURÉES

4.1 COMMUNICATION DES DONNÉES

4.1.1 On communiquera les niveaux de pression acoustique mesurés et corrigés obtenus avec un équipement conforme aux normes spécifiées à la section 3 du présent appendice.

4.1.2 Le type d'équipement utilisé pour les mesures et l'analyse de toutes les performances acoustiques d'un avion et des données météorologiques sera indiqué.

4.1.3 Les données atmosphériques ambiantes indiquées ci-après, mesurées immédiatement avant, après ou pendant la période d'essai au point de mesure prescrit à la section 2 du présent appendice, seront indiquées :

- (a) température de l'air et humidité relative ;
- (b) vitesses maximale, minimale et moyenne du vent.

4.1.4 La topographie locale sera décrite, ainsi que la végétation et tout ce qui pourrait influencer sur les enregistrements.

**APPENDICE 3 : MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AVIONS À HÉLICES DONT LA MASSE NE DÉPASSE PAS 8.618.kg**

4.1.5 Le compte rendu donnera les renseignements suivants sur l'avion :

- (a) type, modèle et numéro de série de l'avion, des moteurs et des hélices ;
- (b) toutes modifications ou tout équipement facultatif qui pourraient influencer sur les caractéristiques acoustiques de l'avion ;
- (c) masse maximale au décollage spécifiée dans le certificat ;
- (d) pour chaque survol du point de mesure, vitesse aérodynamique et température de l'air à l'altitude de survol déterminées à l'aide d'instruments convenablement étalonnés ;
- (e) pour chaque survol du point de mesure, performances de moteur indiquées sous forme de pression d'admission ou de puissance, régime d'hélice en nombre de tours par minute et autres paramètres applicables déterminés à l'aide d'instruments convenablement étalonnés ;
- (f) hauteur de l'avion au-dessus du sol (voir paragraphe 2.3.2);
- (g) données correspondantes des constructeurs pour les conditions de référence se rapportant au paragraphe 4.1.5, alinéas d) et e).

4.2 CORRECTIONS DES DONNÉES

4.2.1 Correction du bruit à la source

4.2.1.1 Sur demande du service de certification, on appliquera, suivant des méthodes approuvées, des corrections pour les différences entre la puissance moteur obtenue pendant les essais et la puissance qui serait obtenue, au réglage correspondant à la puissance maximale dans la gamme des puissances normales d'utilisation, avec un moteur de même type et dans les conditions de référence.

4.2.1.2 Lorsque le nombre de Mach périphérique de l'hélice à l'essai est égal ou inférieur à 0,70, aucune correction n'est nécessaire si ce nombre ne diffère pas de plus de 0,014 de sa valeur de référence. Lorsque le nombre de Mach périphérique de l'hélice à l'essai est supérieur à 0,70 sans dépasser 0,80, aucune correction n'est nécessaire si ce nombre ne diffère pas de plus de 0,007 de sa valeur de référence. Lorsque le nombre de Mach périphérique de l'hélice à l'essai est supérieur à 0,80, aucune correction n'est nécessaire si ce nombre ne diffère pas de plus de 0,005 de sa valeur de référence. Si la puissance d'essai, quel que soit le nombre de Mach périphérique de l'hélice, correspond à 10 % près à la puissance de référence, aucune correction n'est nécessaire. Aucune correction en fonction de la puissance ne doit être appliquée dans le cas des avions dotés d'hélices à pas fixe. Si le nombre de Mach périphérique de l'hélice à l'essai et les variations de puissance par rapport aux conditions de référence dépassent ces limites, on apportera des corrections fondées sur les


APPENDICE 3 : MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AVIONS À HÉLICES DONT LA MASSE NE DÉPASSE PAS 8.618.kg

données obtenues avec l'avion effectivement à l'essai ou avec un avion de configuration semblable équipé du même moteur et de la même hélice et utilisé dans les mêmes conditions que l'avion en cours de certification, comme il est indiqué dans la section du *Manuel technique environnemental* (Doc 9501), Volume I — *Procédures de certification acoustique des aéronefs*, qui traite des ajustements au bruit à la source pour les avions évalués selon les indications du présent appendice.

4.2.2 Correction du bruit perçu au sol

Les mesures effectuées sous des hauteurs différentes de 300 m (985 ft) doivent être ramenées à 300 m (985 ft) en utilisant la loi d'atténuation géométrique.

4.2.3 Correction de performances

Note. — La correction de performances est destinée à tenir compte du fait que les avions à performances plus élevées peuvent monter suivant une pente plus abrupte et voler sur le circuit en affichant un régime moins élevé. En outre, cette correction pénalise les avions dont les performances limitées se traduisent par des vitesses ascensionnelles plus faibles et des régimes plus élevés dans le circuit

4.2.3.1 Une correction de performances déterminée pour une température de 15 °C au niveau de la mer et ne dépassant pas 5 dB(A) sera appliquée, suivant la méthode décrite au paragraphe 4.2.3.2, et ajoutée algébriquement à la valeur mesurée.

4.2.3.2 La correction de performances sera calculée au moyen de la formule suivante :

$$\Delta\text{dB} = 49,6 - 20 \log_{10} \left[(3\,500 - D_{15}) \frac{R/C}{V_y} + 15 \right]$$

dans laquelle

D_{15} = distance de décollage aux 15 m, à la masse maximale certifiée au décollage certifiée et à la puissance maximale de décollage (piste en dur) ;

R/C = vitesse ascensionnelle optimale à la masse maximale au décollage certifiée et à la puissance maximale de décollage ;

V_y = vitesse de montée correspondant à R/C à la puissance maximale de décollage et exprimée dans la même unité.


Note. — Lorsque la distance de décollage n'est pas certifiée, on utilisera les chiffres de 610 m pour les avions monomoteurs et 825 m pour les avions multimoteurs.

**APPENDICE 3 : MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AVIONS À HÉLICES DONT LA MASSE NE DÉPASSE PAS 8.618.kg****4.3 Validité des résultats**

4.3.1 Le point de mesure sera survolé au moins quatre fois. Les résultats des essais devront permettre d'obtenir une valeur moyenne en dB(A) et ses limites de probabilité de 90 %, le niveau de bruit étant la moyenne arithmétique des mesures acoustiques corrigées de tous les essais valides au point de mesure.

4.3.2 L'échantillonnage devra être suffisamment grand pour établir statistiquement une limite de probabilité de 90 % n'excédant pas $\pm 1,5$ dB(A). Aucun résultat d'essai ne sera écarté du calcul de la moyenne, sauf indication contraire du service de certification.

Note.— Des méthodes de calcul de la limite de confiance de 90 % sont données dans la section du Manuel technique environnemental (Doc 9501), Volume I — Procédures de certification acoustique des aéronefs, qui traite du calcul des limites de confiance.

<p>RÉPUBLIQUE DE GUINÉE</p>  <p>Autorité Guinéenne de l'Aviation Civile</p>	<p>RAG 16 - PARTIE 1</p> <p>PROTECTION DE L'ENVIRONNEMENT</p> <p>BRUIT DES AÉRONEFS</p>
<p>APPENDICE 4 : MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES HÉLICOPTÈRES D'UNE MASSE MAXIMALE AU DÉCOLLAGE CERTIFIÉE NE DÉPASSANT PAS 3.175.kg</p>	

APPENDICE 4.

MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES HÉLICOPTÈRES D'UNE MASSE MAXIMALE AU DÉCOLLAGE CERTIFIÉE NE DÉPASSANT PAS 3 175 kg

Note. — Voir Partie 2 chapitres 16.11.

1. INTRODUCTION

Note 1. — Cette méthode d'évaluation du bruit comprend :

- (a) les conditions d'essai et de mesure pour la certification acoustique ;
- (b) la mesure du niveau d'exposition au bruit utilisant les données acoustiques mesurées ;
- (c) la mesure du bruit de l'hélicoptère perçu au sol ;
- (d) l'ajustement des résultats des essais en vol ;
- (e) la communication des données au service de certification.

Note 2. — Les instructions et les procédures qui figurent dans cette méthode sont destinées à assurer l'uniformité des essais de certification effectués sur différents types d'hélicoptères à des emplacements géographiques différents. Cette méthode ne s'applique qu'aux hélicoptères répondant aux dispositions d'application de la Partie 2, Chapitre 16.11, du présent règlement.

2. CONDITIONS D'ESSAI ET DE MESURE POUR LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE

2.1 GÉNÉRALITÉS

La présente section stipule les conditions dans lesquelles seront effectués les essais de certification acoustique, ainsi que les procédures météorologiques et procédures de mesure de la trajectoire de vol qui seront utilisées.

2.2 ENVIRONNEMENT D'ESSAI

2.2.1 Le point de mesure du bruit d'un hélicoptère en vol sera entouré d'un terrain relativement plat ne présentant pas de caractéristiques d'absorption excessive du son telles que celles que peuvent causer de l'herbe dense, de hautes herbes, des broussailles ou des bois. Il n'y aura aucun obstacle qui puisse influencer sensiblement le champ sonore de l'hélicoptère à l'intérieur d'un volume conique ayant son sommet au point de mesure du bruit pendant l'essai, son axe perpendiculaire au sol et un demi-angle au sommet de 80°.


APPENDICE 4 : MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES HÉLICOPTÈRES D'UNE MASSE MAXIMALE AU DÉCOLLAGE CERTIFIÉE NE DÉPASSANT PAS 3.175.kg

Note. — Les personnes qui effectuent les mesures pourraient elles-mêmes constituer des obstacles.

2.2.2 Les essais seront effectués dans les conditions atmosphériques suivantes :

- (a) absence de précipitations ;
- (b) humidité relative comprise entre 20 % et 95 % et température ambiante comprise entre 2 °C et 35 °C à une hauteur de 1,2 m (4ft) à 10 m (33ft) au-dessus du sol.; les combinaisons de valeurs de la température de l'humidité relative qui conduisent à un coefficient d'absorption dans la bande de tiers d'octave de 8 kHz supérieur à 10 dB/100 m seront évitées.

Note. — Les coefficients d'absorption en fonction de la température et de l'humidité relative sont donnés dans la section 7 de l'Appendice 2 ou dans la publication ARP 866A de la SAE.

- (c) à une hauteur située entre 1,2 m (4 ft) et 10 m (33 ft) au-dessus du sol, la vitesse moyenne du vent n'excédera pas 5,1 m/s (10 kt) et la composante moyenne de vent traversier n'excédera pas 2,6 m/s (5 kt);

Note.— Les fenêtres d'essai de certification acoustique concernant des vitesses du vent exprimées en m/s résultent de la conversion de valeurs de vitesse utilisées de longue date exprimées en nœuds, conversion qui a été effectuée au moyen d'un facteur compatible avec les indications du RAG 05, Chapitre 5.3, Tableau 3-3, et dont les résultats ont été arrondis au 0,1 m/s près. Les valeurs indiquées ici, exprimées dans l'une ou l'autre unité, sont considérées équivalentes pour l'établissement du respect des fenêtres d'essai concernant des vitesses du vent pour les besoins de la certification acoustique.

- (d) absence de toutes autres conditions météorologiques anormales qui influeraient sensiblement sur le niveau de bruit lorsque celui-ci est enregistré aux points de mesure spécifiés par le service de certification.

Note. — Les spécifications météorologiques sont indiquées au paragraphe 2.2.2.1 de la l'Appendice 2

2.2.3 Les conditions atmosphériques seront mesurées à moins de 2 000 mètres (6 562 pieds) de l'emplacement des microphones et seront représentatives des conditions existant dans la zone géographique dans laquelle les mesures de bruit sont prises.


APPENDICE 4 : MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES HÉLICOPTÈRES D'UNE MASSE MAXIMALE AU DÉCOLLAGE CERTIFIÉE NE DÉPASSANT PAS 3.175.kg
2.3 MESURE DE LA TRAJECTOIRE DE VOL

2.3.1 La position de l'hélicoptère par rapport au point de référence de la trajectoire de vol sera déterminée par une méthode indépendante des instruments utilisés en vol normal, approuvée par le service de certification, telle que la poursuite radar, la triangulation au théodolite ou les levés photographiques.

2.3.2 Les données de position et de performances nécessaires pour faire les ajustements mentionnés dans la section 5 du présent appendice seront enregistrées automatiquement à un taux d'échantillonnage approuvé. L'équipement de mesure sera approuvé par le service de certification.

2.4 CONDITIONS D'ESSAI DES AVIONS

2.4.1 L'hélicoptère sera piloté en vol stabilisé sur une distance suffisante pour garantir que le niveau de son variant avec la durée est mesuré durant la totalité de la période durant laquelle le niveau de son est égal ou inférieur à 10 dB(A) de L_{Amax} .

Note. — L_{Amax} est défini comme le maximum du niveau de son à pondération en fréquence A et à pondération en durée S, mesuré durant l'essai.

2.4.2 L'essai pour la mesure du bruit en survol d'un hélicoptère sera conduit à la vitesse indiquée dans la Partie 2, Chapitre 16.11, paragraphe 16.11.5.2, avec les ajustements nécessaires pour produire le même nombre de Mach périphérique de pale avançante que dans les conditions de référence.

2.4.3 Le nombre de Mach périphérique de pale avançante (M_R) de référence est défini comme étant la somme arithmétique de la vitesse de rotation d'extrémité de pales (V_T) et la vitesse réelle de référence de l'hélicoptère (V_r), divisée par la vitesse du son (c_R) à 25 °C, ce qui donne :

$$M_R = \frac{(V_T + V_r)}{c_R}$$

3. DÉFINITION DE L'UNITÉ DE BRUIT

3.1 Le niveau d'exposition au bruit L_{AE} est le rapport entre le niveau, en décibels, de l'intégrale du carré de la pression acoustique à pondération « A » (P_A) sur une certaine période ou un certain événement, et le carré de la pression acoustique type de référence (P_0) de 20 μ Pa, la durée de référence étant d'une seconde.


APPENDICE 4 : MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES HÉLICOPTÈRES D'UNE MASSE MAXIMALE AU DÉCOLLAGE CERTIFIÉE NE DÉPASSANT PAS 3.175.kg

3.2 Cette unité est définie par l'expression :

$$L_{AE} = 10 \log \frac{1}{T_0} \int_{t1}^{t2} \left(\frac{P_A(t)}{P_0} \right)^2 dt$$

où T_0 est le temps d'intégration de référence d'une seconde et $(t2 - t1)$ est l'intervalle de temps d'intégration

3.3 Une approximation de l'intégrale ci-dessus peut être obtenue à l'aide de mesures d'échantillonnage prises périodiquement, exprimée sous la forme :

$$L_{AE} = 10 \log \frac{1}{T_0} \sum_{k_F}^{k_L} 10^{0,1L_A(k)} \Delta t$$

où $LA(k)$ est le niveau de bruit à pondération de durée S et à pondération de fréquence A, qui varie dans le temps, mesuré au k^e instant, k_F et k_L sont les premier et dernier intervalles de k , et Δt est l'intervalle de temps entre les échantillons.

3.4 Le temps d'intégration $(t2 - t1)$ ne sera pas inférieur, en pratique, à la période où le niveau de bruit est de 10 dB au-dessous du maximum pendant laquelle $LA(t)$ s'élève d'abord à 10 dB(A) au-dessous de sa valeur maximale pour ensuite tomber au-dessous de sa valeur maximale moins 10 dB(A).

4. MESURE DU BRUIT DES HÉLICOPTÈRES PERÇU AU SOL

4.1 GÉNÉRALITÉS

4.1.1 Tout l'appareillage de mesure devra être agréé par le service de certification.

4.1.2 Les données de niveau de pression acoustique pour l'évaluation du bruit seront déterminées à l'aide d'un équipement acoustique et de méthodes de mesure conformes aux spécifications données au paragraphe 4.2.

4.2 APPAREILLAGE DE MESURE

L'appareillage de mesure acoustique consistera en un équipement agréé équivalant à l'équipement suivant :

**APPENDICE 4 : MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES HÉLICOPTÈRES D'UNE MASSE MAXIMALE AU DÉCOLLAGE CERTIFIÉE NE DÉPASSANT PAS 3.175.kg**

- (a) un système microphonique dont les caractéristiques de performance répondent aux spécifications indiquées au paragraphe 4.3 ;
- (b) un pied à trois branches ou autre support de microphone perturbant le moins possible le son mesuré ;
- (c) un équipement d'enregistrement et de reproduction dont les caractéristiques de performance répondent aux spécifications du paragraphe 4.3 ;
- (d) des appareils d'étalonnage du son émettant des signaux d'onde sinusoïdale ayant un niveau de pression acoustique connu répondant aux spécifications du paragraphe 4.3.

4.3 ÉQUIPEMENT DE DÉTECTION, D'ENREGISTREMENT ET DE REPRODUCTION

4.3.1 Le microphone sera du type ayant une pression ou une sensibilité au champ diffus dont la réponse en fréquence est pratiquement plane sous incidence rasante.

4.3.2 Le SEL peut être directement déterminé à l'aide d'un sonomètre intégrateur. À titre de solution de rechange, avec l'approbation du service de certification, le signal de pression acoustique produit par l'hélicoptère peut être conservé dans un enregistreur à bande magnétique analogique ou un enregistreur audionumérique pour être évalué par la suite au moyen d'un sonomètre intégrateur. Le SEL peut aussi être calculé à partir de données d'une bande de tiers d'octave provenant de mesures prises conformément aux dispositions de la section 3 de l'Appendice 2 et au moyen de l'équation fournie au paragraphe 3.3. Dans ce cas, chaque niveau de pression acoustique de bande de tiers d'octave sera pondéré conformément aux valeurs de pondération A fournies dans la publication n°61672-1¹ de la CEI.*

4.3.3 Les caractéristiques du système complet en matière de réponse directionnelle, pondération en fréquence A, pondération en durée S (lente), linéarité du niveau et réponse aux signaux de courte durée devront être conformes aux spécifications de classe 1 fournies dans la publication 61672-1¹ de la CEI. Cette publication indique que le système complet peut être doté d'enregistreur sur bande ou d'enregistreur audionumérique.

Note.— Le service de certification peut approuver l'utilisation d'un équipement conforme à la classe 2 de la norme CEI en vigueur, ou l'utilisation d'un équipement conforme à la classe 1 ou aux spécifications de type 1 d'une norme antérieure, si le demandeur peut démontrer que l'équipement a précédemment été approuvé par un service de certification pour être utilisé aux fins de la certification acoustique. Cela inclut l'utilisation d'un sonomètre et d'un enregistreur graphique de niveau pour obtenir une approximation du SEL au moyen de l'équation fournie au paragraphe 3.3. Le service de


APPENDICE 4 : MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES HÉLICOPTÈRES D'UNE MASSE MAXIMALE AU DÉCOLLAGE CERTIFIÉE NE DÉPASSANT PAS 3.175.kg

certification peut aussi approuver l'utilisation d'enregistreur sur bande magnétique conforme aux spécifications de l'ancienne norme 561 de la CEI si le demandeur peut démontrer que cette utilisation a précédemment été approuvée par un service de certification pour utilisation aux fins de la certification acoustique.

4.3.4 La sensibilité globale du système de mesure sera contrôlée avant le début et après la fin des essais et périodiquement au cours de ceux-ci, en utilisant un calibre acoustique produisant un niveau de pression acoustique connu à une fréquence connue. Le calibre acoustique sera conforme aux spécifications de la classe 1 qui figurent dans la publication 60942² de la CEI. Les indications du calibre acoustique auront été vérifiées par un laboratoire de normalisation dans les six mois de chaque mesure de bruit d'un aéronef. Les variations tolérables des indications ne dépasseront pas 0,2 dB. Les données de bruit mesurées ne seront pas considérées comme étant valides à des fins de certification si les mesures n'ont pas été précédées et suivies d'étalonnages de niveau de pression acoustique valides. Le système de mesure sera jugé satisfaisant si la différence entre les niveaux d'efficacité acoustique enregistrés immédiatement avant et immédiatement après chaque groupe de mesures de bruit d'un aéronef effectuées au cours d'une journée n'est pas supérieure à 0,5 dB.

Note.— Le service de certification peut approuver l'utilisation de calibre conforme à la classe 2 de l'actuelle norme de la CEI ou l'utilisation de calibre conforme à la classe 1 d'une norme antérieure, si le demandeur peut démontrer que ce calibre a précédemment été approuvé aux fins de la certification acoustique par un service de certification.

4.3.5 Lorsque les signaux de pression acoustique de l'hélicoptère sont enregistrés, le SEL peut être déterminé en repassant les signaux enregistrés sur l'appareil d'alimentation électrique d'un sonomètre approuvé, conforme aux spécifications de performance de classe 1 de la publication 61672-1¹ de la CEI. La sensibilité acoustique du sonomètre sera établie à partir de la relecture de l'enregistrement correspondant du signal du calibre acoustique ainsi que de la connaissance du niveau de pression acoustique produit dans le coupleur du calibre acoustique dans les conditions environnementales qui prévalaient au moment de l'enregistrement du bruit de l'hélicoptère.

* Modification de l'anglais sans objet en français.

1. CEI 61672-1 : 2002, « Electroacoustiques — Sonomètres — Partie I : Spécifications ». On peut se procurer cette publication de la CEI auprès du Bureau central de la Commission électrotechnique internationale, 3, rue de Varembe, Genève (Suisse).
2. CEI 60942 : 2003, « Electroacoustiques — Calibres acoustiques ». On peut se procurer cette publication de la CEI auprès du Bureau central de la Commission électrotechnique internationale, 3, rue de Varembe, Genève (Suisse).

**APPENDICE 4 : MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES HÉLICOPTÈRES D'UNE MASSE MAXIMALE AU DÉCOLLAGE CERTIFIÉE NE DÉPASSANT PAS 3.175.kg**

4.3.6 Le microphone devra être protégé des effets du vent au moyen d'un écran pendant toutes les mesures des niveaux de bruit de l'hélicoptère. Les caractéristiques de l'ensemble de l'équipement, y compris l'écran pare-vent, devraient, en utilisation, être conformes aux spécifications du paragraphe 4.3.3.

4.4 MÉTHODES DE MESURE DU BRUIT

4.4.1 Le microphone sera monté de façon que le centre de l'élément détecteur soit situé à 1,2 m (4 ft) au-dessus du niveau local du sol et il sera orienté pour une incidence rasante, c'est-à-dire que l'élément détecteur se trouvera à peu près dans le plan défini par la trajectoire nominale de vol de l'hélicoptère et l'emplacement de mesure. Le microphone sera monté de manière à réduire le plus possible les perturbations que le support pourrait introduire dans le bruit à mesurer.

4.4.2 Si le signal de pression acoustique de l'hélicoptère est enregistré, la réponse en fréquence du système électrique sera déterminée au cours de chaque série d'essais, à un niveau qui diffère d'au plus 10 dB de la lecture maximale utilisée au cours des essais, au moyen d'un bruit aléatoire ou pseudo aléatoire rose. La sortie du générateur de bruit devra avoir été vérifiée par un laboratoire de normalisation dans les six mois précédant la série d'essais ; les variations admissibles sur la sortie relative à chaque bande de tiers d'octave ne devront pas dépasser 0,2 dB. Les mesures seront faites en nombre suffisant pour garantir que l'étalonnage global du système est connu pour chaque essai.

4.4.3 Lorsqu'un enregistreur analogique à bande magnétique fera partie de la chaîne de mesure, chaque bobine de bande magnétique devra comporter dans ce but, au début et à la fin de la bobine, 30 s de ce signal d'étalonnage électrique. En outre, les données obtenues à partir de signaux enregistrés sur bande ne seront considérées comme acceptables que si la différence entre les niveaux filtrés de bande de tiers d'octave de 10 kHz pour les deux signaux ne dépasse pas 0,75 dB.

Note. — Les enregistreurs numériques ne présentent pas généralement de variation substantielle dans la réponse en fréquence ou la sensibilité au niveau de bruit, et par conséquent les essais en matière de bruit rose qui sont décrits au paragraphe 4.4.2 ne sont pas nécessaires pour ces enregistreurs.

4.4.4 Le niveau à pondération de fréquence A du bruit de fond, comprenant le bruit ambiant et le bruit électrique de l'équipement de mesure, sera déterminé dans la zone des essais, le gain du système étant réglée aux niveaux qui seront utilisés pour les mesures du bruit de l'hélicoptère. Si le L_{Amax} de chaque essai ne dépasse pas le niveau à pondération de fréquence A du bruit de fond d'au moins 15


APPENDICE 4 : MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES HÉLICOPTÈRES D'UNE MASSE MAXIMALE AU DÉCOLLAGE CERTIFIÉE NE DÉPASSANT PAS 3.175.kg

dB(A), on pourra utiliser des survols à une hauteur plus basse approuvée et les résultats seront ramenés, par une méthode approuvée, à la hauteur de mesure de référence.

5. AJUSTEMENT DES RÉSULTATS D'ESSAIS

5.1 Lorsque les conditions des essais de certification s'écartent des conditions de référence, des ajustements appropriés appliqués aux valeurs de bruit mesurées par les méthodes de la présente section.

5.2 CORRECTIONS ET AJUSTEMENTS

5.2.1 Les ajustements peuvent être limités aux effets des différences dans la propagation sphérique entre la trajectoire d'essai de l'hélicoptère et la trajectoire de référence (et entre la vitesse de référence et la vitesse de référence ajustée). Il n'est pas nécessaire d'appliquer un ajustement destiné à tenir compte des différences dans l'atténuation atmosphérique entre les conditions météorologiques d'essai et de référence, ainsi qu'entre les vitesses sol d'essai et de référence de l'hélicoptère.

5.2.2 Les ajustements destinés à tenir compte de la propagation sphérique et de la durée pourront être déterminés approximativement selon la formule :

$$\Delta_1 = 12,5 \log (H/150) \text{ dB}$$

où H est la hauteur, en mètres, de l'hélicoptère d'essai à la verticale du point de mesure du bruit.

5.2.3 L'ajustement pour compenser la différence entre la vitesse de référence et la vitesse de référence ajustée est calculé selon la formule :

$$\Delta_2 = 10 \log \left(\frac{V_{ar}}{V_r} \right) \text{ dB}$$

où Δ_2 est la quantité en décibels qui doit être ajoutée algébriquement au niveau de bruit SEL mesuré pour compenser l'incidence de l'ajustement de la vitesse de référence sur la durée du survol mesuré, telle que perçue au point de mesure du bruit. V_r est la vitesse de référence prescrite dans la Partie 2 du présent règlement au chapitre 16.11, paragraphe 16.11.5.2, et V_{ar} est la vitesse de référence ajustée prescrite au paragraphe 2.4.2 du présent appendice.



APPENDICE 4 : MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES HÉLICOPTÈRES D'UNE MASSE MAXIMALE AU DÉCOLLAGE CERTIFIÉE NE DÉPASSANT PAS 3.175.kg

6. COMMUNICATION DES DONNÉES AU SERVICE DE CERTIFICATION ET VALIDITÉ DES RÉSULTATS

6.1 COMMUNICATION DES DONNÉES

6.1.1 Les niveaux de pression acoustique mesurés et corrigés obtenus avec un équipement conforme aux exigences spécifiées à la section 4 du présent appendice seront communiqués.

6.1.2 On indiquera le type d'équipement utilisé pour les mesures et l'analyse des performances acoustiques de l'hélicoptère et des données météorologiques.

6.1.3 Les données atmosphériques ambiantes, mesurées immédiatement avant, après ou pendant la période d'essai au point d'observation prescrit à la section 2 du présent appendice, devront être indiquées :

- (a) température de l'air et humidité relative ;
- (b) vitesses et direction du vent ;
- (c) pression atmosphérique.

6.1.4 La topographie locale sera décrite, ainsi que la végétation et tout ce qui pourrait influencer sur les enregistrements.

6.1.5 Les renseignements ci-après sur l'hélicoptère seront indiqués :

- (a) type, modèle et numéro de série de l'hélicoptère, du moteur (ou des moteurs) et du rotor (ou des rotors) ;
- (b) toute modification ou tout équipement facultatif qui pourrait influencer sur les caractéristiques acoustiques de l'hélicoptère ;
- (c) masse maximale au décollage et masse maximale à l'atterrissage certifiées ;
- (d) vitesse indiquée exprimée en km/h (kt) et vitesse de rotation du rotor exprimée en nombre de tours par minute pour chaque démonstration ;
- (e) paramètres de performances de moteur pour chaque démonstration ;
- (f) hauteur de l'hélicoptère au-dessus du sol pour chaque démonstration.

**APPENDICE 4 : MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES HÉLICOPTÈRES D'UNE MASSE MAXIMALE AU DÉCOLLAGE CERTIFIÉE NE DÉPASSANT PAS 3.175.kg****6.2 COMMUNICATION DES CONDITIONS DE RÉFÉRENCE DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE**

Les données de position et de performances de l'hélicoptère et les mesures de bruit seront ramenées aux conditions de référence pour la certification acoustique spécifiées dans la Partie 2, chapitre 16.11, paragraphe 16.11.5. Ces conditions, comprenant les paramètres, les procédures et la configuration de référence, seront communiquées.

6.3 VALIDITÉ DES RÉSULTATS

6.3.1 Le point de mesure sera survolé au moins six fois. Les résultats des essais produiront une valeur moyenne de SEL et ses limites de confiance à 90 %, le niveau de bruit étant la moyenne arithmétique des mesures acoustiques corrigées pour tous les essais valables exécutés au-dessus du point de mesure pour la procédure de référence.

6.3.2 L'échantillon sera suffisamment grand pour établir statistiquement une limite de confiance à 90 % n'excédant pas $\pm 1,5$ dB (A). Aucun résultat d'essai ne sera exclu du processus de calcul de la moyenne, sauf si le service de certification l'autorise.

Note.— Les méthodes de calcul de la limite de confiance de 90 % figurent dans la section du Manuel technique environnemental (Doc 9501), Volume I — Procédures de certification acoustique des aéronefs, qui traite du calcul des limites de confiance.



APPENDICE 5.

SURVEILLANCE DU BRUIT DES AÉRONEFS AUX AÉRODROMES ET DANS LEUR VOISINAGE

Note. — Voir Partie 3.

1. INTRODUCTION

Note 1. — La mise en service d'avions à réaction ainsi que l'accroissement général de la circulation aérienne ont suscité un intérêt international pour le bruit produit par les aéronefs. Pour faciliter la collaboration internationale en vue de la solution des problèmes liés au bruit des aéronefs, il est souhaitable de recommander une méthode de surveillance du bruit des aéronefs aux aérodromes et au voisinage des aérodromes.

Note 2. — Dans le présent appendice, on entend par surveillance la mesure régulière des niveaux de bruit produit par les aéronefs dans le cadre de l'activité d'un aérodrome. La surveillance implique habituellement un grand nombre de mesures à effectuer chaque jour, dont on pourra obtenir une indication immédiate sur le niveau de bruit.

Note 3. — Le présent appendice spécifie l'appareillage de mesure à utiliser pour mesurer les niveaux de bruit produit par les aéronefs dans le cadre de l'activité d'un aérodrome. Les niveaux de bruit mesurés conformément à cet appendice, constituent des approximations du niveau de bruit perçu (PNL) exprimé en PNdB, calculées par la méthode décrite au paragraphe 4.2 de la procédure de l'appendice 1.

On devrait effectuer la surveillance du bruit des aéronefs soit au moyen d'un équipement mobile, n'utilisant souvent qu'un sonomètre, soit avec un équipement installé de façon permanente comprenant un ou plusieurs microphones avec amplificateurs placés en différents points du terrain et un système de transmission de données reliant les microphones à une installation centrale d'enregistrement. Le présent appendice décrit principalement cette dernière méthode, mais les spécifications devraient aussi être respectées, dans la mesure où elles sont applicables, lorsqu'on utilise un équipement mobile.

2. DÉFINITION

Mesure habituelle des niveaux de bruit produit par les aéronefs aux aérodromes et au voisinage des aérodromes, dans le but de surveiller l'application des procédures d'atténuation du bruit et de vérifier l'efficacité de ces procédures.



3. APPAREILLAGE DE MESURE

3.1 L'appareillage de mesure devrait se composer d'un appareil enregistreur portatif à lecture directe, ou d'un appareillage placé en une ou plusieurs positions différentes sur le terrain et relié par radio ou par fil (par exemple, ligne téléphonique) à un système central d'enregistrement.

3.2 Les caractéristiques de l'appareillage installé sur le terrain, y compris le système de transmission, devraient être conformes à la publication n° 179¹ de la CEI, « Sonomètres de précision », mais l'on devrait appliquer une pondération de fréquence égale à l'inverse de la courbe de 40 noys (voir Figure A5-1). Le Tableau A5-1 fournit une valeur approchée, à un décibel près, correspondant à l'inverse de la courbe de 40 noys pour une fréquence de 1 000 Hz. La réponse de fréquence de l'élément de pondération de l'appareillage devrait se maintenir à l'intérieur de limites de tolérance de $\pm 0,5$ dB. Lorsqu'un tel réseau de pondération est intégré à un instrument à lecture directe, la relation entre le signal acoustique à l'entrée dans le microphone et la lecture du sonomètre devrait suivre l'inverse de la courbe de 40 noys avec les mêmes tolérances que celles qui sont spécifiées pour la courbe de pondération C dans la publication n° 179² de la CEI. Les mesures obtenues au moyen de l'appareillage décrit ci-dessus fournissent, après y avoir ajouté 7 dB, des valeurs qui constituent des approximations des niveaux de bruit perçu en PNdB.

3.3 On peut obtenir une autre méthode de détermination des approximations des niveaux de bruit perçu en mesurant le bruit au moyen d'un sonomètre incorporant le réseau de pondération A³ et en ajoutant une correction K comprise habituellement entre 9 dB et 14 dB selon le spectre en fréquence du bruit. On doit indiquer, dans le compte rendu des résultats, la valeur de K et la méthode utilisée pour la détermination de cette valeur.

3.4 L'installation sur le terrain des microphones destinés à la surveillance du bruit des aéronefs devrait prévoir une protection convenable des microphones contre la pluie, la neige et autres conditions atmosphériques défavorables. On devrait appliquer aux données mesurées une correction appropriée pour la perte d'insertion, en fonction de la fréquence et des conditions météorologiques, résultant des écrans ou autres enceintes protectrices.

Note. — Lorsqu'il est nécessaire de réaliser un enregistrement du bruit dans le temps, cet enregistrement peut s'obtenir en utilisant un enregistreur magnétique, un enregistreur graphique de niveaux ou tout autre appareillage approprié.

1. Ce document a été publié pour la première fois en 1965 par le Bureau central de la Commission électrotechnique internationale, 3, rue de Varembé, Genève (Suisse).
2. Ce document a été publié pour la première fois en 1965 par le Bureau central de la Commission électrotechnique internationale, 3, rue de Varembé, Genève (Suisse).
3. Le réseau de pondération A est décrit dans la publication no 179 de la CEI.


APPENDICE 5 : SURVEILLANCE DU BRUIT DES AÉRONEFS AUX AÉRODROMES ET DANS LEUR VOISINAGE

3.5 L'appareillage d'enregistrement et les appareils indicateurs devraient être conformes à la publication n° 179² de la CEI en ce qui concerne les caractéristiques dynamiques de l'appareil indicateur, dites caractéristiques « lentes ».

Note. — Si la durée prévue du bruit est inférieure à 5 s on peut utiliser les caractéristiques dynamiques dites « rapides ».

Pour les besoins de la présente note, la durée est décrite comme étant la longueur de la variation significative en fonction du temps au cours de laquelle le signal enregistré, après passage dans le réseau de pondération dont la caractéristique d'amplitude est l'inverse de la courbe de 40 noys, s'écarte de moins de 10 dB de sa valeur maximale.

Tableau A5-1. Valeur approchée à un décibel près correspondant à l'inverse de la courbe de 40 noys pour une fréquence de 1 000 Hz

Hz	40	50	63	80	100	125	160
dB	-14	-12	-11	-9	-7	-6	-5
Hz	200	250	315	400	500	630	800
dB	-3	-2	-1	0	0	0	0
Hz	1 000	1 250	1 600	2 000	2 500	3 150	4 000
dB	0	+2	+6	+8	+10	+11	+11
Hz	5 000	6 300	8 000	10 000	12 500		
dB	+10	+9	+6	+3	0		

2. Ce document a été publié pour la première fois en 1965 par le Bureau central de la Commission électrotechnique internationale, 3, rue de Varembe, Genève (Suisse).

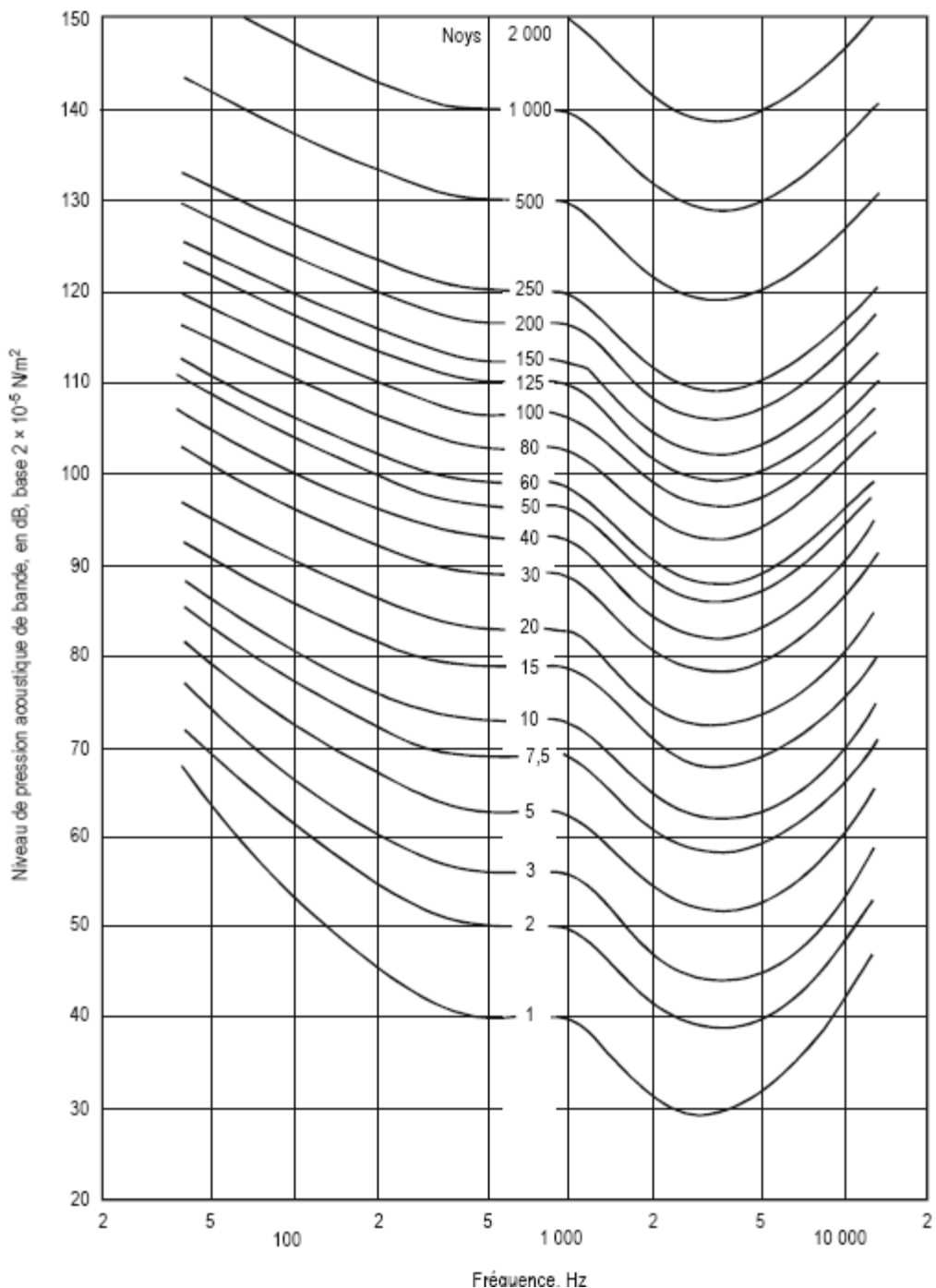


Figure A5-1. Courbes de bruyance perçue

**APPENDICE 5 : SURVEILLANCE DU BRUIT DES AÉRONEFS AUX AÉRODROMES ET DANS LEUR VOISINAGE**

3.6 Le système de microphones devra être étalonné à l'origine dans un laboratoire équipé pour l'étalonnage en champ libre et l'étalonnage devra être revérifié au moins tous les six mois.

3.7 Le système de mesure complet, avant son installation sur le terrain, et à intervalles périodiques par la suite, devrait être étalonné en laboratoire pour s'assurer que la réponse en fréquence et les caractéristiques dynamiques du système respectent les spécifications du présent document.

Note. — L'usage de dispositifs de mesure à lecture directe, autres que ceux qui sont définis ci-dessus, qui fournissent des valeurs approchées des niveaux de bruit perçu, n'est pas exclu pour la surveillance.

4. INSTALLATION DE L'APPAREILLAGE SUR LE TERRAIN

4.1 Les microphones utilisés pour la surveillance des niveaux de bruit devraient être installés dans des emplacements appropriés, l'axe de sensibilité maximale de chaque microphone étant orienté de façon à obtenir la sensibilité maximale aux ondes sonores. On choisira la position du microphone de façon qu'il n'y ait aucun obstacle, au-dessus d'un plan horizontal passant par son centre actif, qui puisse influencer le champ sonore produit par un aéronef.

Note 1. — On peut avoir besoin de placer des microphones de surveillance en des lieux où il existe d'importants niveaux de bruit de fond causés par la circulation des voitures, les jeux d'enfants, etc. En pareil cas il est souvent indiqué de placer le microphone sur un toit, sur un poteau téléphonique ou toute autre construction élevée au-dessus du sol. En conséquence, il est nécessaire de déterminer le niveau de bruit de fond et d'effectuer un contrôle sur place, à une ou plusieurs fréquences, de la sensibilité globale du système de mesure avant et après la mesure du niveau de bruit pour une série de vols.

Note 2. — S'il est impossible au personnel de service d'étalonner directement un microphone placé dans une structure au-dessus du sol, en raison de son emplacement inaccessible, il peut être utile de disposer une source sonore étalonnée à l'emplacement du microphone. Cette source peut être un petit haut-parleur ou un appareil équivalent.

4.2 La surveillance concerne le bruit produit par un vol isolé, par une série de vols ou par un type déterminé d'aéronef, ou par un grand nombre de mouvements d'aéronefs différents. Ce niveau de bruit varie, pour un emplacement donné de surveillance, selon les procédures de vol ou les conditions météorologiques. Par conséquent, en interprétant les résultats relatifs à une méthode de surveillance, on doit tenir compte de la distribution statistique des niveaux de bruit mesurés. Lorsque l'on donne les résultats relatifs à une méthode de surveillance, on doit fournir une description convenable de la distribution des niveaux de bruit observés.



APPENDICE 6

MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AVIONS À HÉLICES DONT LA MASSE NE DÉPASSE PAS 8 618 kg /

**Demande de certificat de type ou de certification de version dérivée présentée
le 17 novembre 1988 ou à une date ultérieure**

Note. — Voir Partie 2, Chapitre 16.10.

1. INTRODUCTION

Note 1. — Cette méthode d'évaluation du bruit comprend les rubriques suivantes :

- (a) *les conditions d'essai et de mesure pour la certification acoustique*
- (b) *l'unité de mesure du bruit ;*
- (c) *la mesure du bruit des avions perçu au sol ;*
- (d) *l'ajustement des résultats de l'essai ;*
- (e) *la communication des données au service de certification et la validité des résultats.*

Note 2. — Les instructions et les procédures qui figurent dans cette méthode sont nettement délimitées afin d'assurer l'uniformité des essais de certification et de permettre la comparaison entre des essais effectués sur des types différents d'avions à des emplacements géographiques différents. Cette méthode ne s'applique qu'aux avions visés par les dispositions d'application de de la Partie 2, Chapitre 16.10.

2. CONDITIONS D'ESSAI ET DE MESURE POUR LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE

2.1 GÉNÉRALITÉS

La présente section stipule les conditions dans lesquelles devront être effectués les essais de certification acoustique, ainsi que les méthodes qui devront être utilisées pour la mesure du bruit engendré par l'avion sur lequel l'essai est effectué.



2.2 CONDITIONS GÉNÉRALES D'ESSAI

2.2.1 Les points de mesure du bruit d'un avion en vol seront entourés d'un terrain relativement plat ne présentant pas de caractéristiques d'absorption excessive du son comme celles que peuvent causer de l'herbe dense, de hautes herbes, des broussailles ou des bois. Il ne devra y avoir aucun obstacle qui puisse influencer sensiblement le champ sonore émis par l'avion à l'intérieur d'un volume conique dont le sommet est au point de mesure, l'axe perpendiculaire au sol et le demi-angle au sommet égal à 75°.

2.2.2 Les essais seront effectués dans les conditions atmosphériques suivantes :

- (a) absence de précipitations ;
- (b) humidité relative comprise entre 20 % et 95 % et température ambiante comprise entre 2°C et 35 °C ;
- (c) la vitesse moyenne du vent n'excédera pas 5,1 m/s (10 kt) et la vitesse moyenne du vent traversier n'excédera pas 2,6 m/s (5 kt).

Note 1 - Les spécifications météorologiques sont définies au paragraphe 2.2.2.1 de l'Appendice 2.

Note 2.— Les fenêtres d'essai de certification acoustique concernant des vitesses du vent exprimées en m/s résultent de la conversion de valeurs de vitesse utilisées de longue date exprimées en nœuds, conversion qui a été effectuée au moyen d'un facteur compatible avec les indications, du RAG 05 Chapitre 5.3, Tableau 3-3, et dont les résultats ont été arrondis au 0,1 m/s près. Les valeurs indiquées ici, exprimées dans l'une ou l'autre unité, sont considérées équivalentes pour l'établissement du respect des fenêtres d'essai concernant des vitesses du vent pour les besoins de la certification acoustique.

- (d) absence d'autres conditions météorologiques anormales qui influeraient sensiblement sur le niveau de bruit de l'avion lorsque le bruit est enregistré aux points de mesure spécifiés par le service de certification ;
- (e) obligation de relever les mesures météorologiques entre un mètre vingt (1,2) et dix (10) m au-dessus du sol. Si le lieu où la mesure est prise se trouve à moins de deux mille (2 000 m) d'une station météorologique d'aéroport, on peut utiliser les mesures fournies par cette station.

2.2.3 Les conditions atmosphériques seront mesurées à moins de 2 000 mètres (6 562 ft) des emplacements des microphones et seront représentatives des conditions existantes dans la région géographique dans laquelle les mesures du bruit sont prises.

2.3 PROCÉDURES D'ESSAI DES AVIONS

2.3.1 Les procédures d'essai et la procédure de mesure de bruit devront être acceptables pour les services de délivrance du certificat de navigabilité et de délivrance du certificat acoustique de l'État qui délivre le certificat.

2.3.2 Au début du programme d'essai en vol, la masse de l'avion sera égale à la masse maximale au décollage, et elle sera rétablie à cette valeur après chaque heure de vol.

2.3.3 L'essai en vol sera exécuté à la vitesse indiquée de $V_y \pm 9$ km/h ($V_y \pm 5$ kt).

2.3.4 La position de l'avion par rapport au point de référence de sa trajectoire sera déterminée par une méthode indépendante des instruments de bord, par exemple la poursuite radar, la triangulation au théodolite, des techniques de levé photographique, agréée par le service de certification.

2.3.5 La hauteur de l'avion lorsqu'il se trouve directement à la verticale du microphone sera mesurée par une méthode approuvée. L'avion devra passer au-dessus du microphone, à $\pm 10^\circ$ de la verticale, et à une hauteur comprise entre $\pm 20\%$ de la hauteur de référence (voir Figure A6-1).

2.3.6 Les données sur la vitesse, la position et les performances de l'avion, nécessaires pour effectuer les ajustements mentionnés à la section 5 du présent appendice, seront enregistrées lorsque l'avion se trouvera à la verticale du point de mesure. L'appareillage de mesure sera agréé par le service de certification.

2.3.7 Un dispositif indépendant, d'une précision de $\pm 1\%$, servira à mesurer la vitesse de rotation de l'hélice, afin d'éviter les erreurs d'orientation et d'installation lorsque l'avion d'essai est doté de tachymètres mécaniques

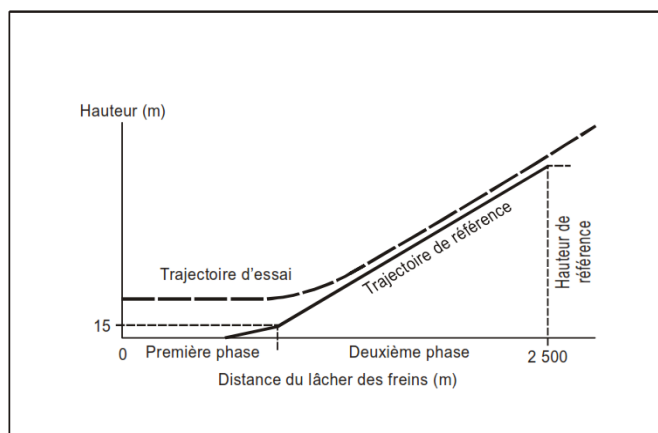


Figure A6-1. Profils types d'essai et de référence



3. DÉFINITION DE L'UNITÉ DE BRUIT

Le L_{Amax} est le niveau maximal en décibels du rapport entre la pression acoustique à pondération A (réponse lente) et le carré de la pression acoustique type de référence (P_0) de 20 micropascals (μPa).

4. MESURE DU BRUIT DES AVIONS PERÇU AU SOL

4.1 GÉNÉRALITÉS

4.1.1 Tout l'appareillage de mesure devra être agréé par le service de certification.

4.1.2 Les niveaux de pression acoustique pour l'évaluation du bruit seront déterminés à l'aide d'un équipement acoustique et de méthodes de mesure conformes aux spécifications données au paragraphe 4.2.

4.2 APPAREILLAGE DE MESURE

L'appareillage de mesure acoustique consistera en un équipement agréé équivalant à l'équipement suivant :

- (a) un système microphonique conçu pour avoir une réponse en fréquence pratiquement uniforme pour le bruit touchant la membrane en provenance de direction aléatoire, ou dans le champ de pression d'une cavité fermée, et présentant des caractéristiques de performance conformes aux spécifications du paragraphe 4.3 ;
- (b) une installation microphonique et un matériel de support limitant au minimum l'interférence avec le bruit mesuré, selon la configuration indiquée au paragraphe 4.4 ;
- (c) un équipement d'enregistrement et de reproduction dont les caractéristiques de performance répondent aux spécifications du paragraphe 4.3 ;
- (d) des calibreurs de bruit émettant des signaux sous forme d'ondes sinusoïdales de niveau de pression acoustique connu, répondant aux spécifications du paragraphe 4.3.

4.3 ÉQUIPEMENT DE DÉTECTION, D'ENREGISTREMENT ET DE REPRODUCTION

4.3.1 Le niveau du bruit engendré par l'avion sera enregistré. Un magnétophone, un enregistreur graphique ou un sonomètre est acceptable, au choix du service de certification.

4.3.2 Les caractéristiques du système complet en matière de réponse directionnelle, pondération en fréquence A, pondération en durée S (lente), linéarité du niveau et réponse aux signaux de courte durée seront conformes aux spécifications de classe 1 fournies dans la publication 61672-1¹ de la CEI.


APPENDICE 6 : MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AVIONS À HÉLICES DONT LA MASSE NE DÉPASSE PAS 8.618.kg

Cette publication indique que le système complet peut être doté d'enregistreur sur bande ou d'enregistreur audionumérique.

Note. — Le service de certification peut approuver l'utilisation d'un équipement conforme à la classe 2 de la norme CEI en vigueur, ou l'utilisation d'un équipement conforme à la classe 1 ou aux spécifications de type 1 d'une norme antérieure, comme solution de rechange à un équipement conforme à la classe 1 de la norme CEI en vigueur, si le postulant peut démontrer que l'équipement a précédemment été approuvé par un service de certification pour être utilisé aux fins de la certification acoustique. Le service de certification peut aussi approuver l'utilisation d'enregistreur sur bande magnétique conforme aux spécifications de l'ancienne norme 561 de la CEI si le postulant peut démontrer que cette utilisation a précédemment été approuvée par un service de certification pour utilisation aux fins de la certification acoustique.

4.3.3 La sensibilité globale du système de mesure sera contrôlée avant le début et après la fin des essais, et périodiquement au cours de ceux-ci, en utilisant un acoustique produisant un niveau de pression acoustique connu à une fréquence connue. Le calibre acoustique sera conforme aux spécifications de la publication 60942² de la CEI applicables à la classe 1. La sortie du calibre acoustique aura été vérifiée par un laboratoire de normalisation dans les six mois de chaque mesure de bruit d'un aéronef. Les variations tolérables dans la sortie ne dépasseront pas 0,2 dB. Les données de bruit mesurées ne seront pas considérées comme étant valides à des fins de certification si les mesures n'ont pas été précédées et suivies d'étalonnages de niveau de pression acoustique valides. Le système de mesure sera jugé satisfaisant si la différence entre les niveaux d'efficacité acoustique enregistrés immédiatement avant et après chaque groupe de mesures de bruit d'un aéronef effectuées au cours d'une journée donnée ne dépasse pas 0,5 dB.

Note.— Le service de certification peut approuver l'utilisation de calibre conforme à la classe 2 de l'actuelle norme de la CEI ou l'utilisation de calibre conforme à la classe 1 d'une norme antérieure, si le postulant peut démontrer que ce calibre a précédemment été approuvé aux fins de la certification acoustique par un service de certification.

1. CEI 61672-1 : 2002, « Electroacoustiques — Sonomètres — Partie I : Spécifications ». On peut se procurer cette publication de la CEI auprès du Bureau central de la Commission électrotechnique internationale, 3, rue de Varembe, Genève (Suisse).

**APPENDICE 6 : MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AVIONS À HÉLICES DONT LA MASSE NE DÉPASSE PAS 8.618.kg**

4.3.4 Lorsque les signaux de pression acoustique de l'avion sont enregistrés, le niveau de bruit maximal à pondération de fréquence A et pondération de durée S peut être déterminé en repassant les signaux enregistrés sur l'appareil d'alimentation électrique d'un sonomètre approuvé, conforme aux spécifications de performance de classe 1 de la publication 61672-1¹ de la CEI. La sensibilité acoustique du sonomètre devra être établie à partir de la relecture de l'enregistrement correspondant du signal du calibre acoustique ainsi que de la connaissance du niveau de pression acoustique produit dans le coupleur du calibre acoustique dans les conditions environnementales qui prévalaient au moment de l'enregistrement du bruit de l'avion.

MÉTHODES DE MESURE DU BRUIT

4.3.5 Le microphone sera du type à pression et de 12,7 mm de diamètre, avec grille de protection ; il sera monté en position inversée de telle sorte que le diaphragme se trouve à 7 mm au-dessus d'une plaque métallique circulaire et parallèle à celle-ci. Cette plaque, peinte en blanc, aura 40 cm de diamètre et au moins 2,5 mm d'épaisseur ; elle sera posée horizontalement au ras de la surface du sol environnant, sans cavité au-dessous d'elle. Le microphone sera placé aux trois quarts de la distance entre le centre et le bord, sur un rayon perpendiculaire à la ligne de vol de l'avion d'essai.

4.3.6 Si le signal acoustique est enregistré sur ruban magnétique, la réponse en fréquence du système électrique sera déterminée au cours de chaque série d'essais, à un niveau qui diffère d'au plus 10 dB de la lecture maximale utilisée au cours des essais, au moyen d'un bruit aléatoire ou pseudo-aléatoire rose. La sortie du générateur de bruit devra avoir été vérifiée par un laboratoire de normalisation dans les six mois précédant la série d'essais ; les variations admissibles sur la sortie relative à chaque bande de tiers d'octave ne devront pas dépasser 0,2 dB. Les mesures seront faites en nombre suffisant pour garantir que l'étalonnage global du système est connu pour chaque essai.

4.3.7 Lorsqu'un enregistreur à bande magnétique fera partie de la chaîne de mesure, chaque bobine de bande magnétique devra comporter dans ce but, au début et à la fin de la bobine, 30 s de ce signal d'étalonnage électrique. En outre, les données obtenues à partir de signaux enregistrés sur bande ne seront considérées comme acceptables que si la différence entre les niveaux filtrés de bande de tiers d'octave de 10kHz pour les deux signaux ne dépasse pas 0,75dB.

2. CEI 60942 : 2003, « Électroacoustiques — Calibreurs acoustiques ». On peut se procurer cette publication de la CEI auprès du Bureau central de la Commission électrotechnique internationale, 3, rue de Varembe, Genève (Suisse).


APPENDICE 6 : MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AVIONS À HÉLICES DONT LA MASSE NE DÉPASSE PAS 8.618.kg

Note.— Les enregistreurs audionumériques ne présentent pas généralement de variation substantielle dans la réponse en fréquence ou la sensibilité au niveau de bruit, et par conséquent les essais en matière de bruit rose qui sont décrits au paragraphe 4.4.3 ne sont pas nécessaires pour ces enregistreurs. Les caractéristiques de conception des enregistreurs audionumériques devraient répondre aux spécifications de performance relative à la classe 1 indiquées dans la publication 61672-1³ de la CEI.

4.3.8 Le niveau de pondération de fréquence A du bruit de fond, comprenant le bruit ambiant et le bruit électrique de l'équipement de mesure, sera déterminé dans la zone des essais, l'amplification étant réglée aux niveaux qui seront utilisés pour les mesures du bruit de l'avion. Si le niveau de bruit maximal à pondération de fréquence A et pondération de durée S de l'avion n'excède pas le niveau de pondération de fréquence A du bruit de fond d'au moins 10dB, un point de mesure au décollage plus proche du début du roulement au sol sera utilisé et les résultats seront ajustés au point de mesure de référence selon une méthode approuvée.

5. AJUSTEMENT DES RÉSULTATS D'ESSAIS

5.1 Lorsque les conditions des essais de certification s'écartent des conditions de référence, des ajustements appropriés seront appliqués aux valeurs de bruit mesurées par les méthodes de la présente section.

5.2 CORRECTIONS ET AJUSTEMENTS

5.2.1 Les ajustements tiennent compte des effets :

- (a) des différences entre les conditions météorologiques d'essai et les conditions de référence sur l'absorption atmosphérique ;
- (b) de la différence de longueur de la trajectoire de vol réelle de l'avion et la trajectoire de référence ;
- (c) de la différence de nombre de Mach périphérique de l'hélice entre les conditions d'essai et les conditions de référence ;
- (d) de la différence de régime des moteurs entre les conditions d'essai et les conditions de référence.

5.2.2 On obtient le niveau de bruit dans les conditions de référence (L_{Amax}) REF en ajoutant au niveau de bruit du jour de l'essai (L_{Amax}) TEST des incréments correspondant à chacun des effets ci-dessus.


APPENDICE 6 : MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AVIONS À HÉLICES DONT LA MASSE NE DÉPASSE PAS 8.618.kg

$$(L_{Amax})_{REF} = (L_{Amax})_{TEST} + \Delta(M) + \Delta_1 + \Delta_2 + \Delta_3$$

où

$\Delta(M)$ est l'ajustement destiné à tenir compte des variations de l'absorption atmosphérique entre les conditions d'essai et les conditions de référence ;

Δ_1 est l'ajustement destiné à tenir compte de la longueur de la trajectoire du bruit ;

Δ_2 est l'ajustement destiné à tenir compte du nombre de Mach périphérique de l'hélice ;

Δ_3 est l'ajustement destiné à tenir compte de la puissance du moteur.

- (a) Lorsque les conditions d'essai sont à l'intérieur de la « fenêtre » de la Figure A6-2, aucun ajustement n'est nécessaire, c'est-à-dire $\Delta(M) = 0$. Dans le cas contraire, des ajustements doivent être apportés par une méthode approuvée, ou en ajoutant un incrément $\Delta(M)$ aux niveaux de bruit du jour d'essai, selon la formule :

$$\Delta(M) = 0,01 (H_T \alpha - 0,2 H_R)$$

où H_T est la hauteur en mètres de l'avion d'essai à la verticale du point de mesure du bruit, où H_R est la hauteur de référence de l'avion au-dessus de ce point, et où α est le taux d'absorption à 500 Hz spécifié dans les Tableaux A1-5 à A1-16 de l'Appendice 1.

- (b) Les niveaux de bruit mesurés devraient être ramenés à la hauteur de l'avion à la verticale du point de mesure du bruit le jour de référence, par l'addition algébrique d'un incrément égal à Δ_1 . Si les conditions du jour de l'essai sont à l'intérieur de la fenêtre de la Figure A6-2 :

$$\Delta_1 = 22 \log (H_T/H_R)$$

Dans le cas contraire : $\Delta_1 = 20 \log (H_T/H_R)$

où H_T est la hauteur de l'avion à la verticale du point de mesure du bruit et H_R la hauteur de référence au-dessus de ce point.

- (c) Aucun ajustement destiné à tenir compte des variations du nombre de Mach périphérique de l'hélice n'est nécessaire si ce nombre est :
- (1) inférieur ou égal à 0,70 et ne diffère pas de plus de 0,014 de sa valeur de référence ;
 - (2) supérieur à 0,70 sans dépasser 0,80 et ne diffère pas de plus de 0,007 de sa valeur de référence ;

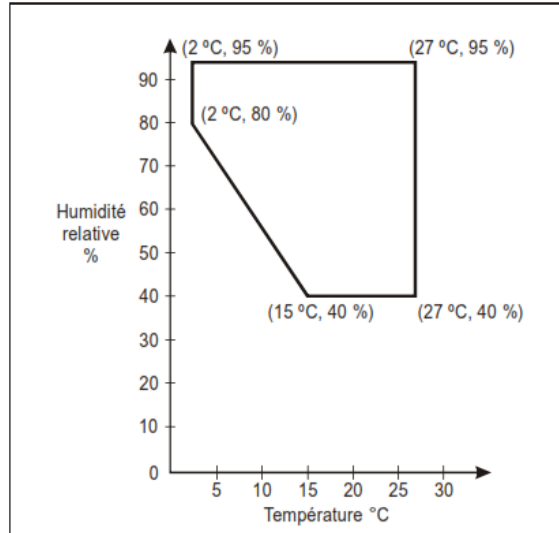


Figure A6-2. Fenêtre des mesures n'exigeant pas de correction pour l'absorption atmosphérique

- (3) supérieur à 0,80 et ne diffère pas de plus de 0,005 de sa valeur de référence. Si l'on utilise un tachymètre mécanique, aucun ajustement n'est nécessaire si le nombre de Mach périphérique de l'hélice est supérieur à 0,8 et ne diffère pas de plus de 0,008 de sa valeur de référence.

En dehors de ces limites, les niveaux de bruit mesurés seront corrigés en fonction du nombre de Mach périphérique de l'hélice par l'addition algébrique d'une valeur égale à : $\Delta_2 = K_2 \log (M_R/M_T)$

où M_T et M_R sont respectivement les valeurs d'essai et de référence du nombre de Mach périphérique de l'hélice. La valeur de K_2 sera déterminée à partir de données approuvées obtenues avec l'avion d'essai. En l'absence de données d'essai en vol, et à la discrétion du service de certification, on pourra prendre $K_2 = 150$ lorsque M_T est inférieur à M_R ; toutefois, si M_T est supérieur ou égal à M_R , aucune correction ne sera appliquée.

Note.— La valeur de référence du nombre de Mach périphérique de l'hélice est celle qui correspond aux conditions de référence au-dessus du point de mesure :


APPENDICE 6 : MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AVIONS À HÉLICES DONT LA MASSE NE DÉPASSE PAS 8.618.kg

On a :

$$M_R = \frac{\left[\left(\frac{D\pi N}{60} \right)^2 + V_T^2 \right]^{1/2}}{c}$$

Où D est le diamètre de l'hélice en mètres.

V_T est la vitesse vraie de l'avion dans les conditions de référence, en mètres par seconde.

N est la vitesse de l'hélice dans les conditions de référence, en tours par minute. Si la valeur de N n'est pas connue, on peut considérer qu'elle correspond à la moyenne des vitesses des hélices par rapport à des conditions de puissance nominale identiques durant les essais en vol.

« c » est la vitesse du son le jour de référence, à l'altitude de l'avion, en mètres par seconde, en fonction de la température à la hauteur de référence, en partant de l'hypothèse d'une variation selon la hauteur du gradient vertical de la température ISA.

(d) Les niveaux de bruit mesurés doivent être corrigés en fonction de la puissance moteur par l'addition algébrique d'une valeur égale à : $\Delta_3 = K_3 \log (P_R/P_T)$

où P_T et P_R sont respectivement les valeurs d'essai et de référence de la puissance moteur. Ces valeurs sont calculées à partir des indications de pression d'admission ou de couple et du régime du moteur. La valeur de K_3 sera déterminée à partir de données approuvées obtenues avec l'avion d'essai. En l'absence de données d'essai en vol, et à la discrétion du service de certification, on pourra adopter la valeur $K_3 = 17$. La puissance de référence P_R sera celle qui est obtenue à la pression et à la température de la hauteur de référence, partant de l'hypothèse d'une variation selon la hauteur du gradient vertical de la température ISA.

6. COMMUNICATION DES DONNÉES AU SERVICE DE CERTIFICATION ET VALIDITÉ DES RÉSULTATS

6.1 COMMUNICATION DES DONNÉES

6.1.1 On communiquera les niveaux de pression acoustique mesurés et corrigés, obtenus avec un équipement conforme aux normes spécifiées à la section 4 du présent appendice.

6.1.2 Le type d'équipement utilisé pour les mesures et l'analyse de toutes les performances acoustiques d'un avion et des données météorologiques sera indiqué.

6.1.3 Les données atmosphériques ambiantes indiquées ci-après, mesurées immédiatement avant, après ou pendant la période d'essai au point de mesure prescrit à la section 2 du présent appendice, seront indiquées :

**APPENDICE 6 : MÉTHODE D'ÉVALUATION DU BRUIT AUX FINS DE LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AVIONS À HÉLICES DONT LA MASSE NE DEPASSE PAS 8.618.kg**

- (a) température de l'air et humidité relative ;
- (b) vitesses et directions du vent ;
- (c) pression atmosphérique.

6.1.4 La topographie locale sera décrite, ainsi que la végétation et tout ce qui pourrait influencer sur les enregistrements.

6.1.5 Le compte rendu donnera les renseignements suivants sur l'avion :

- (a) type, modèle et numéro de série de l'avion, des moteurs et des hélices ;
- (b) toutes modifications ou tout équipement facultatif qui pourraient influencer sur les caractéristiques acoustiques de l'avion ;
- (c) masse maximale au décollage spécifiée dans le certificat ;
- (d) pour chaque survol du point de mesure, vitesse aérodynamique et température de l'air à l'altitude de survol déterminées à l'aide d'instruments convenablement étalonnés ;
- (e) pour chaque survol du point de mesure, performances de moteur indiquées sous forme de pression d'admission ou de puissance, régime d'hélice en nombre de tours par minute et autres paramètres applicables déterminés à l'aide d'instruments convenablement étalonnés ;
- (f) hauteur de l'avion au-dessus du point de mesure ;
- (g) données correspondantes des constructeurs pour les conditions de référence se rapportant au paragraphe 6.1.5, alinéas (d), (e) et (f).


6.2 VALIDITÉ DES RÉSULTATS

6.2.1 Le point de mesure sera survolé au moins six fois. Les résultats des essais devront permettre d'obtenir une valeur moyenne du niveau de bruit (L_{Amax}) et ses limites de probabilité de 90 %, le niveau de bruit étant la moyenne arithmétique des mesures acoustiques corrigées de tous les essais valides au point de mesure.

6.2.2 L'échantillonnage devra être suffisamment grand pour établir statistiquement une limite de confiance de 90 % n'excédant pas $\pm 1,5$ dB(A). Aucun résultat d'essai ne sera écarté du calcul de la moyenne, sauf indication contraire du service de certification.



SUPPLÉMENTS

RÉPUBLIQUE DE GUINÉE  Autorité Guinéenne de l'Aviation Civile	RAG 16 - PARTIE 1 PROTECTION DE L'ENVIRONNEMENT BRUIT DES AÉRONEFS
SUPPLÉMENTS A : ÉQUATIONS POUR LE CALCUL DES NIVEAUX MAXIMAUX DE BRUIT AUTORISÉS EN FONCTION DE LA MASSE AU DÉCOLLAGE	

SUPPLÉMENT A.

ÉQUATIONS POUR LE CALCUL DES NIVEAUX MAXIMAUX DE BRUIT AUTORISÉS EN FONCTION DE LA MASSE AU DÉCOLLAGE

Note. — Voir Partie 2, paragraphes 16.2.4.1, 16.2.4.2, 16.3.4.1, 16.4.4, 16.5.4, 6.3, 16.8.4.1, 16.8.4.2, 16.10.4, 16.11.4.1, 16.11.4.2, 16.13.4 et 16.14.4.1

1. CONDITIONS DÉCRITES AU CHAPITRE 16.2., PARAGRAPHE 16.2.4.1

M = masse maximale au décollage (tonnes)	0	34	272	
Limite de bruit latéral (EPNdB)	102	$91,83 + 6,64 \log M$		108
Limite de bruit à l'approche (EPNdB)	102	$91,83 + 6,64 \log M$		108
Limite de bruit au survol (EPNdB)	93	$67,56 + 16,61 \log M$		108

2. CONDITIONS DÉCRITES AU CHAPITRE 16.2, PARAGRAPHE 16.2.4.2

M = masse maximale au décollage (tonnes)	0	34	35	48,3	66,72	133,45	280	325	400
Limite de bruit latéral (EPNdB) tous avions	97	$83,87 + 8,51 \log M$						106	
Limite de bruit à l'approche (EPNdB) tous avions	101	$89,03 + 7,75 \log M$					108		
Limites de bruit au survol (EPNdB)	2 moteurs	93	$70,62 + 13,29 \log M$				104		
	3 moteurs	93	$67,56 + 16,61 \log M$		$73,62 + 13,29 \log M$		107		
	4 moteurs	93	$67,56 + 16,61 \log M$			$74,62 + 13,29 \log M$	108		

3. CONDITIONS DÉCRITES AU CHAPITRE 16.3, PARAGRAPHE 16.3.4.1

M = masse maximale au décollage (tonnes)	0	20,2	28,6	35	48,1	280	385	400
Limite de bruit latéral pleine puissance (EPNdB) tous avions	94	$80,87 + 8,51 \log M$						103
Limite de bruit à l'approche (EPNdB) tous avions	98	$86,03 + 7,75 \log M$					105	
Limites de bruit au survol (EPNdB)	1 ou 2 moteurs	89				$66,65 + 13,29 \log M$		101
	3 moteurs	89	$69,65 + 13,29 \log M$					104
	4 moteurs et plus	89	$71,65 + 13,29 \log M$					106



SUPPLÉMENTS A : ÉQUATIONS POUR LE CALCUL DES NIVEAUX MAXIMAUX DE BRUIT AUTORISÉS EN FONCTION DE LA MASSE AU DÉCOLLAGE

4. CONDITIONS DÉCRITES CHAPITRE 16.4, PARAGRAPHE 16.4.4

Chacune des conditions suivantes s'appliquera :

$$EPNL_L \leq LIMIT_L ; EPNL_A \leq LIMIT_A ; \text{ et } EPNL_F \leq LIMIT_F ;$$

$$[(LIMIT_L - EPNL_L) + (LIMIT_A - EPNL_A) + (LIMIT_F - EPNL_F)] \geq 10$$

$$[(LIMIT_L - EPNL_L) + (LIMIT_A - EPNL_A)] \geq 2 ; [(LIMIT_L - EPNL_L) + (LIMIT_F - EPNL_F)] \geq 2 ; \text{ et}$$

$$[(LIMIT_A - EPNL_A) + (LIMIT_F - EPNL_F)] \geq 2$$

où

$EPNL_L$, $EPNL_A$ et $EPNL_F$ sont respectivement les points de référence de mesure du bruit latéral, à l'approche et au survol déterminés, à une décimale près, conformément à la méthode d'évaluation du bruit décrite à l'Appendice 2 ;

$LIMIT_L$, $LIMIT_A$ et $LIMIT_F$ sont respectivement les niveaux maximaux de bruit autorisés aux points de référence de mesure du bruit latéral, à l'approche et au survol déterminés, à une décimale près, conformément aux équations des conditions décrites au Chapitre 16.3, paragraphe 16.3.4.1 (Condition 3).

5. CONDITIONS DÉCRITES AU CHAPITRE 16.5, PARAGRAPHE 16.5.4

M = masse maximale au décollage (tonnes)

	5,7	34,0	358,9	384,7
Limite de bruit latéral (EPNdB)	96		$85,83 + 6,64 \log M$	103
Limite de bruit à l'approche (EPNdB)	98		$87,83 + 6,64 \log M$	105
Limite de bruit au survol (EPNdB)	89		$63,56 + 16,61 \log M$	106

6. CONDITIONS DÉCRITES AU CHAPITRE 16.6, PARAGRAPHE 16.6.3

M = masse maximale au décollage (tonnes)

	0	0,6	1,5	8,618
Limite de bruit dB(A)	68		$60 + 13,33 M$	80



SUPPLÉMENTS A : ÉQUATIONS POUR LE CALCUL DES NIVEAUX MAXIMAUX DE BRUIT AUTORISÉS EN FONCTION DE LA MASSE AU DÉCOLLAGE

7. CONDITIONS DÉCRITES AU CHAPITRE 16.8, PARAGRAPHE 16.8.4.1, ET AU CHAPITRE 13, PARAGRAPHE 13.4

M = masse maximale au décollage (tonnes)

	0	0,788	80,0
Limite de bruit au décollage (EPNdB)	89	$90,03 + 9,97 \log M$	
Limite de bruit à l'approche (EPNdB)	90	$91,03 + 9,97 \log M$	
Limite de bruit au survol (EPNdB)	88	$89,03 + 9,97 \log M$	

8. CONDITIONS DÉCRITES AU CHAPITRE 16.8, PARAGRAPHE 16.8.4.2

M = masse maximale au décollage (tonnes)

	0	0,788	80,0
Limite de bruit au décollage (EPNdB)	86	$87,03 + 9,97 \log M$	
Limite de bruit à l'approche (EPNdB)	89	$90,03 + 9,97 \log M$	
Limite de bruit au survol (EPNdB)	84	$85,03 + 9,97 \log M$	

9. CONDITIONS DÉCRITES AU CHAPITRE 16.10, PARAGRAPHE 16.10.4, alinéas a) et b)

10.4 a) :

M = masse maximale au décollage (tonnes)

	0	0,6	1,4	8,618
Limite de bruit dB(A)	76	$83,23 + 32,67 \log M$		88

10.4 b) :


M = masse maximale au décollage (tonnes)

	0	0,57	1,5	8,618
Limite de bruit dB(A)	70	$78,71 + 35,70 \log M$		85

10. CONDITIONS DÉCRITES AU CHAPITRE 16.11, PARAGRAPHE 16.11.4.1

M = masse maximale au décollage (tonnes)

	0	0,788	3,175
Limite de bruit en dB SEL	82	$83,03 + 9,97 \log M$	

RÉPUBLIQUE DE GUINÉE  Autorité Guinéenne de l'Aviation Civile	RAG 16 - PARTIE 1 PROTECTION DE L'ENVIRONNEMENT BRUIT DES AÉRONEFS
SUPPLÉMENTS A : ÉQUATIONS POUR LE CALCUL DES NIVEAUX MAXIMAUX DE BRUIT AUTORISÉS EN FONCTION DE LA MASSE AU DÉCOLLAGE	

11. CONDITIONS DÉCRITES AU CHAPITRE 16.11, PARAGRAPHE 16.11.4.2

M = masse maximale au décollage (tonnes)	0	1,417	3,175
Limite de bruit en dB SEL	82	$80,49 + 9,97 \log M$	

12. CONDITIONS DÉCRITES AU CHAPITRE 16.14, PARAGRAPHE 16.14.4.1

M = masse maximale au décollage (tonnes)	0	2	8,618	20,234	28,615	35	48,125	280	385	400		
Limite de bruit latéral pleine puissance (EPNdB) tous avions	88,6	$86,03754 + 8,512295 \log M$				94	$80,86511 + 8,50668 \log M$				103	
Limite de bruit à l'approche (EPNdB) tous avions	93,1	$90,77481 + 7,72412 \log M$				98	$86,03167 + 7,75117 \log M$			105		
Limites de bruit au survol (EPNdB)	1 ou 2 moteurs					89		$66,64514 + 13,28771 \log M$			101	
	3 moteurs	80,6	$76,57059 + 13,28771 \log M$				89	$69,64514 + 13,28771 \log M$				104
	4 moteurs et plus					89	$71,64514 + 13,28771 \log M$				106	

Note.– La pente des limites dans les régions correspondant aux catégories de poids léger et lourd est essentiellement la même. Les différences mineures constatées entre les coefficients des équations définissant les pentes des limites latérales et des limites à l'approche découlent du fait que dans le Chapitre 16.14, paragraphes 16.14.4.1.1 et 16.14.4.1.3, les limites sont définies par des points d'extrémité déterminés. À toutes fins pratiques, les différences mineures entre les coefficients sont jugées non significatives.

Chacune des conditions suivantes s'appliquera :

$$(LIMIT_L - EPNL_L) \geq 1 ; (LIMIT_A - EPNL_A) \geq 1 ; \text{ et } (LIMIT_F - EPNL_F) \geq 1 ;$$

$$[(LIMIT_L - EPNL_L) + (LIMIT_A - EPNL_A) + (LIMIT_F - EPNL_F)] \geq 17$$

où

EPNL_L, EPNL_A et EPNL_F sont respectivement les niveaux de bruit aux points de référence de mesure du bruit latéral, à l'approche et au survol déterminés, à une décimale près, conformément à la méthode d'évaluation du bruit décrite à l'Appendice 2 ;

LIMIT_L, LIMIT_A et LIMIT_F sont respectivement les niveaux maximaux de bruit autorisés aux points de référence de mesure du bruit latéral, à l'approche et au survol déterminés, à une décimale près, conformément aux équations indiquées pour les conditions énoncées au Chapitre 16.14, paragraphe 16.14.4.1.

SUPPLÉMENT B :**LIGNES DIRECTRICES POUR LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE
DES ADACS À HÉLICES**

Note. — Voir Partie 2, Chapitre 16.7.

Note 1. — Dans les principes directeurs ci-dessous, les adacs sont les avions qui, lorsqu'ils sont utilisés en mode de décollage et atterrissage courts, conformément aux spécifications applicables de navigabilité, exigent une longueur de piste (sans prolongement d'arrêt ni prolongement dégagé) inférieure ou égale à 610 m à la masse maximale de certification de navigabilité.

Note 2. — Les principes directeurs ci-dessous ne sont pas applicables aux aéronefs qui peuvent décoller et atterrir verticalement.

1. APPLICATION

Les principes directeurs ci-dessous doivent être appliqués à tous les avions à hélices d'une masse maximale au décollage certifiée de plus de 5 700 kg, prévus pour opérer en mode de décollage et atterrissage courts (adac), exigeant une longueur de piste (sans prolongement d'arrêt ni prolongement dégagé) compatible avec les exigences pour une distance de décollage et d'atterrissage inférieure à six cent dix (610) m à la masse maximale de certification de navigabilité, et pour lesquels le premier certificat individuel de navigabilité a été délivré depuis le 1^{er} janvier 1976.

2. MESURE D'ÉVALUATION DU BRUIT

La mesure d'évaluation du bruit devrait être le niveau effectif de bruit perçu exprimé en EPNdB, comme l'indique l'Appendice 2 du présent règlement.

3. POINTS DE RÉFÉRENCE DE MESURE DU BRUIT

L'avion, lors des essais effectués conformément aux procédures d'essai en vol spécifiées à la section 6 du présent supplément, ne doit pas excéder les niveaux de bruit spécifiés à la section 4 aux points de référence ci-après :

- (a) *point de référence du bruit latéral* : point situé sur une parallèle à l'axe de piste à 300 m de cet axe ou de son prolongement, où le niveau de bruit au décollage ou à l'atterrissage est maximal, l'aéronef étant utilisé en mode adac ;
- (b) *point de référence du bruit de survol au décollage* : point situé sur le prolongement de l'axe de piste, à 1 500 m du début du roulement au décollage ;
- (c) *point de référence du bruit à l'approche* : point situé sur le prolongement de l'axe de piste, à 900 m du seuil de piste.

4. NIVEAUX MAXIMAUX DE BRUIT

Les niveaux maximaux de bruit en l'un quelconque des points de référence, déterminés conformément à la méthode d'évaluation du bruit exposée à l'Appendice 2, ne devraient pas dépasser 96 EPNdB pour les avions dont la masse maximale certifiée est inférieure ou égale à 17 000 kg, cette limite augmentant linéairement avec le logarithme de la masse à raison de 2 EPNdB chaque fois que la masse est doublée dans le cas des avions dont la masse maximale certifiée dépasse 17 000 kg.

5. COMPENSATIONS

Si les niveaux de bruit en un ou deux points de mesure dépassent les niveaux maximaux :

- (a) la somme des dépassements éventuels ne doit pas dépasser 4 EPNdB ;
- (b) le dépassement éventuel en un point donné ne doit pas dépasser 3 EPNdB ;
- (c) les dépassements éventuels doivent être compensés aux autres points par une réduction équivalente.

6. PROCÉDURES D'ESSAI

6.1 La procédure de référence de décollage devrait être la suivante :

- (a) l'avion devrait être à la masse maximale au décollage pour laquelle la certification acoustique est demandée ;
- (b) la vitesse de rotation de l'hélice et/ou le régime moteur (RPM) et la puissance affichée prévue pour le décollage en mode adac devraient être utilisés ;
- (c) pendant tout l'essai de certification acoustique au décollage, la vitesse, le taux de montée, l'assiette de l'avion et sa configuration devraient être ceux que le manuel de vol spécifie pour le décollage en mode adac.

6.2 La procédure de référence d'approche devrait être la suivante :

- (a) l'avion devrait être à la masse maximale à l'atterrissage pour laquelle la certification acoustique est demandée ;
- (b) pendant tout l'essai de certification acoustique à l'approche, la vitesse de rotation de l'hélice et/ou le régime moteur (RPM), la puissance affichée, la vitesse, le taux de descente, l'assiette de l'avion et sa configuration devraient être ceux que le manuel de vol spécifie pour l'atterrissage en mode adac ;
- (c) l'utilisation de l'inversion de poussée après l'atterrissage devrait respecter la valeur maximale spécifiée au manuel de vol.



7. DONNÉES DU BRUIT SUPPLÉMENTAIRES

Lorsque le service de certification le spécifie, des données permettant l'évaluation des niveaux mesurés du bruit en niveaux globaux de pression acoustique pondérés « A » [dB(A)] devraient être fournies.



SUPPLÉMENT C

LIGNES DIRECTRICES POUR LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES GROUPES AUXILIAIRES DE PUISSANCE (GAP) ET DES ÉQUIPEMENTS DE BORD ASSOCIÉS EN UTILISATION AU SOL

Note.— Voir Partie 2, Chapitre 16.9.

1. INTRODUCTION

1.1 Les éléments indicatifs ci-après ont été préparés pour l'information des États qui établissent des spécifications de certification acoustique pour les groupes auxiliaires de puissance (GAP) et les équipements de bord associés, en utilisation normale au sol.

1.2 Ils devraient s'appliquer à tous les GAP et équipements de bord associés installés à bord de tous les aéronefs pour lesquels une demande de certificat de type a été présentée ou pour lesquels une autre procédure réglementaire équivalente a été appliquée à compter du 26 novembre 1981.

1.3 Dans le cas des aéronefs d'un type existant pour lesquels une demande de modification de la conception de l'installation du GAP de base a été déposée, ou pour lesquels une autre procédure réglementaire équivalente a été appliquée à compter du 26 novembre 1981, les niveaux du bruit produit par les GAP installés et par les équipements de bord associés ne devraient pas dépasser les niveaux antérieurs à la modification lorsqu'ils sont déterminés conformément aux principes directeurs suivants.

2. PROCÉDURE D'ÉVALUATION DU BRUIT

La procédure d'évaluation du bruit devrait être conforme aux méthodes spécifiées à la section 4 du présent supplément.

3. NIVEAUX MAXIMAUX DE BRUIT

Les niveaux maximaux de bruit, déterminés conformément à la procédure d'évaluation du bruit exposée à la section 4, ne devraient pas dépasser les valeurs suivantes :

- (a) 85 dB(A) aux points spécifiés au paragraphe 4.4.2.2, alinéas a), b) et c) ;
- (b) 90 dB(A) en un point quelconque sur le périmètre du rectangle représenté à la Figure C-2.



4. PROCÉDURES D'ÉVALUATION DU BRUIT

4.1 GÉNÉRALITÉS

4.1.1 Les procédures d'essai sont décrites pour la mesure du bruit en certains points particuliers (portes de la cabine des passagers ou des soutes, points d'avitaillement-service) et pour l'évaluation générale du bruit autour de l'aéronef.

4.1.2 Les besoins sont identifiés en ce qui concerne les instruments, les conditions acoustiques et atmosphériques, la saisie, la réduction et la présentation des données et les divers autres renseignements nécessaires à la communication des résultats.

4.1.3 Les procédures comportent l'enregistrement de données sur bande magnétique pour traitement ultérieur. L'utilisation d'un système comportant un enregistreur magnétique et un analyseur-intégrateur en fonction du temps élimine le besoin d'établir visuellement la moyenne des écarts qui interviennent dans la lecture du sonomètre et de l'analyseur des bandes d'octave, ce qui permet d'obtenir des résultats plus précis.

4.1.4 Elles n'envisagent ni la prévision du niveau sonore des GAP à partir des caractéristiques de base des moteurs, ni la mesure du bruit de plusieurs aéronefs fonctionnant en même temps.

4.2 CONDITIONS GÉNÉRALES DES ESSAIS

4.2.1 Conditions météorologiques

Vent : vitesse n'excédant pas 5,1 m/s (10 kt).

Note.— *Les fenêtres d'essai de certification acoustique concernant des vitesses du vent exprimées en m/s résultent de la conversion de valeurs de vitesse utilisées de longue date exprimées en nœuds, conversion qui a été effectuée au moyen d'un facteur compatible avec les indications du RAG 05, Chapitre 5.3, Tableau 3-3, et dont les résultats ont été arrondis au 0,1 m/s près. Les valeurs indiquées ici, exprimées dans l'une ou l'autre unité, sont considérées équivalentes pour l'établissement du respect des fenêtres d'essai concernant des vitesses du vent pour les besoins de la certification acoustique.*

Température : comprise entre 2 °C et 35 °C.

Humidité : humidité relative comprise entre 30 % et 90 %.

Précipitation : néant.

Pression barométrique : comprise entre 800 hPa et 1 100 hPa.



4.2.2 Lieu des essais

Entre les microphones et l'aéronef, le sol devrait être constitué par une surface dure et lisse. Aucun obstacle ne devrait se trouver entre l'aéronef et les points de mesure et aucune surface réfléchissante (à l'exception du sol et de l'aéronef) ne devrait se trouver suffisamment près des trajectoires du son pour influencer de façon sensible sur les résultats. La surface du terrain sur lequel se trouve l'aéronef devrait être sensiblement plate et de niveau, du moins à l'intérieur du quadrilatère qui encercle à une distance de 60 m les points d'observation périphériques, prévus pour l'emplacement des microphones [voir paragraphe 4.4.2.2 alinéa (d)].

4.2.3 Bruit ambiant

Le bruit ambiant du système de mesure et de la zone des essais (c'est-à-dire comprenant à la fois le bruit de fond et le bruit électrique des appareils de mesure) devrait être déterminé.

4.2.4 Installation des GAP

Les GAP et leurs systèmes auxiliaires devraient être essayés pour chaque type d'aéronef pour lequel des données acoustiques sont exigées.

4.2.5 Configuration de l'aéronef au sol

Les gouvernes de l'aéronef devraient être verrouillées en configuration « neutre » ou « lisse » ou dans la configuration indiquée pour l'avitaillement-service dans le manuel d'exploitation agréé.

4.3 INSTRUMENTS

4.3.1 Aéronef

Les données d'exploitation énumérées au paragraphe 4.5.4 devraient être déterminées d'après des instruments et des circuits de commande de bord normaux.

4.3.2 Instruments acoustiques

4.3.2.1 Conditions générales

Les instruments et méthodes de mesure doivent être conformes aux spécifications des plus récentes éditions des exigences applicables, énumérées dans la liste des références bibliographiques (voir paragraphe 4.6). L'échantillonnage des données devrait correspondre à un minimum de 2,5 fois la période d'intégration lors de la réduction des données, ladite période ne devant être en aucun cas inférieure à 8 s. Tous les niveaux de pression acoustique doivent être exprimés en décibels par rapport à une pression de référence de 20 μ Pa.



4.3.2.2 *Système d'acquisition des données*

Les instruments d'enregistrement et d'analyse du bruit mentionnés à la Figure C-1, devraient être conformes aux spécifications suivantes :

4.3.2.2.1 *Système microphonique*

- (a) sur une plage de fréquences comprise au minimum entre 45 Hz et 11 200 Hz, le système devrait être conforme aux spécifications correspondantes indiquées dans la dernière édition du document de référence n° 10 (voir paragraphe 4.6);
- (b) les microphones devraient être omnidirectionnels avec mise à l'air libre pour l'égalisation de la pression s'ils sont du type à condensateur, et leurs coefficients de pression et de température ambiantes devraient être connus. Les spécifications de l'amplificateur devraient être compatibles avec celles du microphone et de l'enregistreur ;
- (c) les microphones devraient être munis d'un écran de protection lorsque la vitesse du vent dépasse 3m/s (6 kt). Pour tenir compte de la présence de cet écran, il faudrait corriger les données mesurées en fonction de la fréquence.

4.3.2.2.2 *Enregistreur magnétique*

L'enregistrement magnétique peut se faire en direct ou par modulation de fréquence. Les caractéristiques de l'enregistreur devraient être les suivantes :

- (a) gamme dynamique de 50 dB au minimum dans les bandes d'octave ou de tiers d'octave ;
- (b) précision de la vitesse de la bande magnétique : $\pm 0,2$ % de la vitesse nominale ;
- (c) pleurage aux hautes et basses fréquences (de crête à crête) inférieur à 0,5 % de la vitesse de la bande ;
- (d) distorsion maximale du troisième harmonique inférieure à 2 %.

SUPPLÉMENT C : LIGNES DIRECTRICES POUR LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES GROUPES AUXILIAIRES DE PUISSANCE (GAP) ET DES ÉQUIPEMENTS DE BORD ASSOCIÉS EN UTILISATION AU SOL

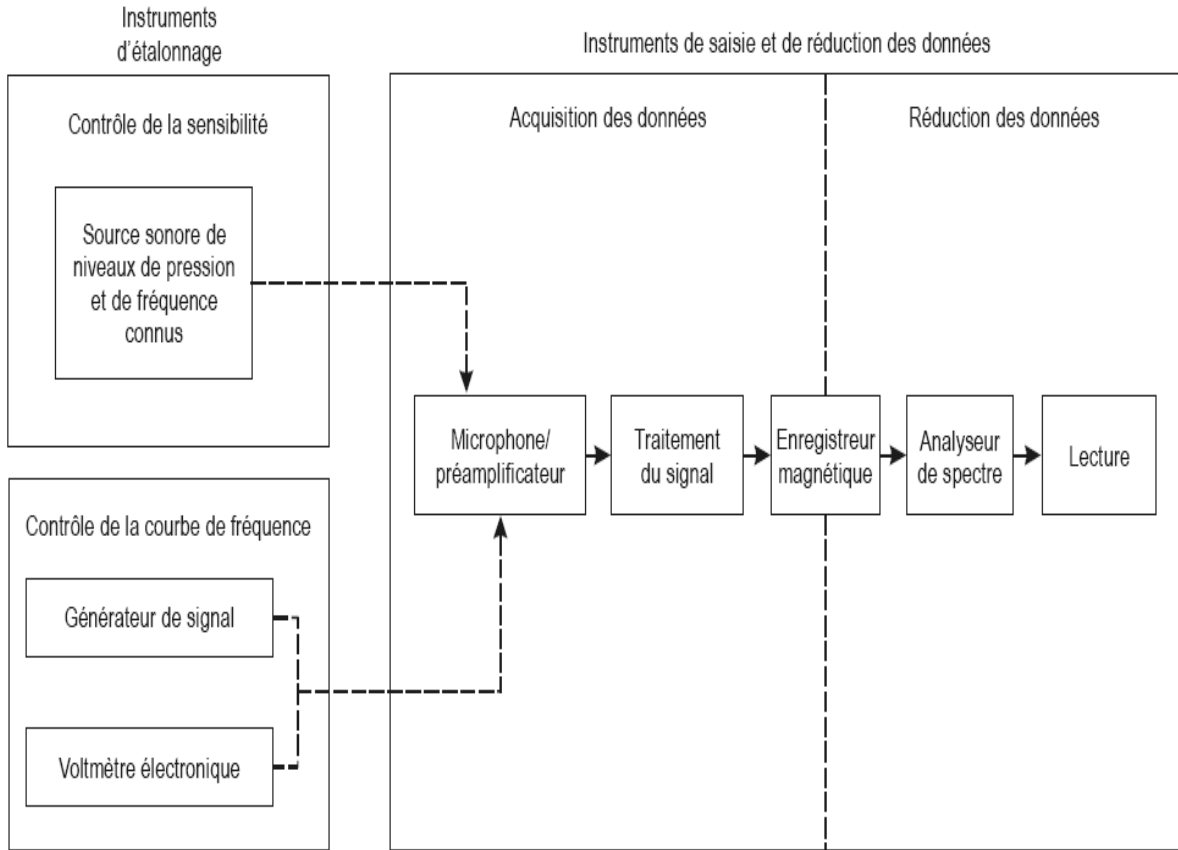


Figure C-1. Système de mesure acoustique

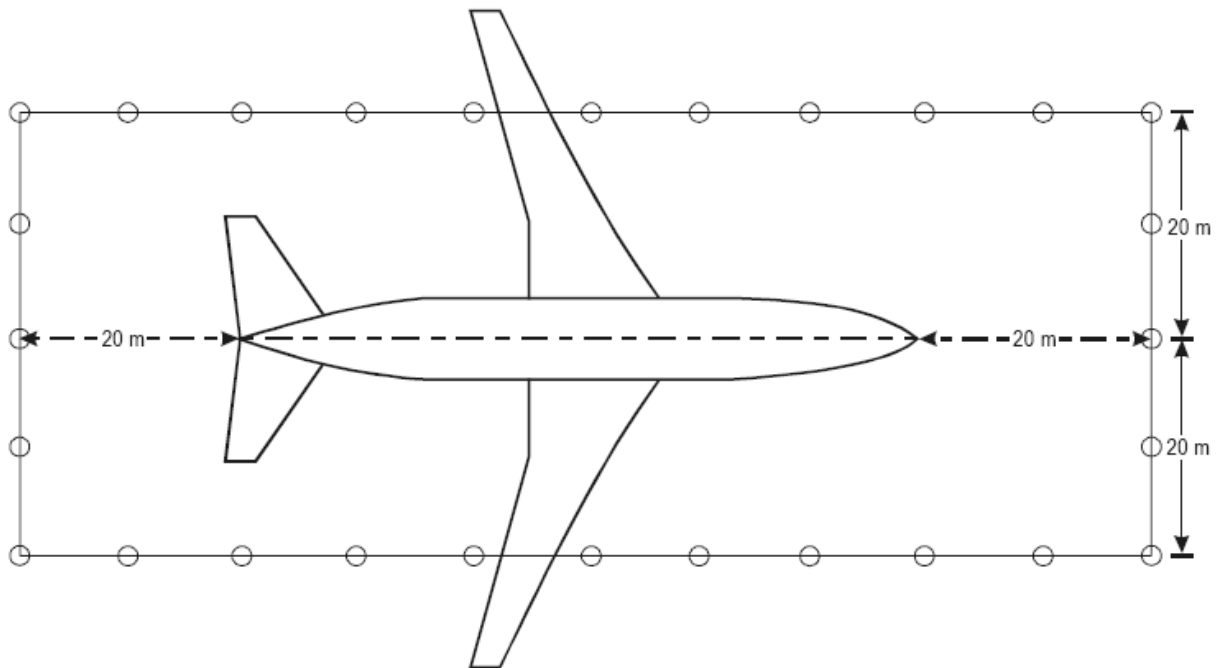


Figure C-2. Rectangle des points d'observation pour la mesure du bruit

4.3.2.3 *Étalonnage*

4.3.2.3.1 *Microphone*

Un étalonnage de la réponse en fréquence devrait être effectué avant la série d'essais. Un deuxième étalonnage devrait avoir lieu après les essais dans un délai d'un mois après le premier étalonnage et, enfin, il y a lieu de réétalonner le microphone lorsqu'on suppose qu'il a subi un choc ou qu'il a été endommagé. Cet étalonnage devrait couvrir au minimum la plage de 45 Hz à 11 200 Hz. Les caractéristiques de réponse en pression du microphone devraient être corrigées pour obtenir un étalonnage en champ acoustique diffus.

4.3.2.3.2 *Système d'enregistrement :*

- (a) Une bande d'étalonnage ou une bande comportant un bruit à large bande ou des signaux sinusoïdaux variant sur une plage minimale de fréquences de 45 Hz à 11 200 Hz devrait être enregistrée sur le terrain ou en laboratoire, au début et à la fin de chaque essai. L'enregistrement devrait également comporter des signaux émis sur les fréquences utilisées lors des contrôles de sensibilité à la pression acoustique effectués conformément aux procédures décrites ci-dessous.
- (b) Le signal d'étalonnage est une tension d'insertion appliquée à l'entrée, qui devrait tenir compte de tous les préamplificateurs et réseaux de conditionnement des signaux d'entrée, aussi bien que des circuits de l'enregistreur servant à l'enregistrement des données


SUPPLÉMENT C : LIGNES DIRECTRICES POUR LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES GROUPES AUXILIAIRES DE PUISSANCE (GAP) ET DES ÉQUIPEMENTS DE BORD ASSOCIÉS EN UTILISATION AU SOL

acoustiques. En outre, il faudrait faire un enregistrement d'une durée d'au moins 20 s avec « entrée court-circuitée » (c'est à dire après avoir remplacé l'élément sensible à la pression du microphone par une impédance électrique équivalente) afin de vérifier la gamme dynamique du système et le bruit résiduel.

- (c) L'étalonnage de la sensibilité des microphones à la pression acoustique (conformément au schéma de la Figure C-1) devrait être effectué journalièrement sur le terrain avant et après les mesurages. Cet étalonnage devrait se faire avec un appareil étalon produisant une pression acoustique d'amplitude constante connue, à une ou plusieurs des fréquences centrales des bandes de tiers d'octave spécifiées dans le document de référence n° 11, dans la gamme de 45 Hz à 11 200 Hz. Toute correction barométrique nécessaire devrait être apportée. Les appareils d'étalonnage utilisés devraient avoir une précision de l'ordre de $\pm 0,5$ dB et leur étalonnage devrait être conforme aux documents de référence n° 6 à n° 9 (voir paragraphe 4.6).
- (d) Chaque bande magnétique devrait avoir une réponse et un bruit de fond comparables à ceux de la bande d'étalonnage. Au début de chaque bobine, une onde sinusoïdale d'amplitude constante devrait être enregistrée afin de pouvoir comparer la sensibilité à la pression acoustique sur les diverses bandes. La fréquence de cette onde sinusoïdale devrait se situer dans la même gamme de fréquences que celle qui est utilisée pour vérifier la sensibilité à la pression acoustique. On peut se servir à cet effet d'un dispositif séparé produisant une tension d'insertion ou d'un appareil étalon acoustique. Au cas où ce dernier serait utilisé, il faudrait « l'asseoir » soigneusement et faire les corrections nécessaires en fonction de la pression ambiante, de façon à éliminer les effets de la pression sur sa propre réponse et sur celle du microphone.
- (e) Il faudrait vérifier à intervalles rapprochés les enregistreurs magnétiques alimentés par piles ou accumulateurs pour s'assurer du bon état de la source d'alimentation. Les enregistreurs ne devraient pas être déplacés en cours d'enregistrement, à moins qu'il n'ait été démontré que ces déplacements n'influent pas sur leurs caractéristiques.

4.3.2.3.3 Dispositif de réduction des données.

Ce dispositif devrait être étalonné par des signaux électriques d'amplitude connue, émis sur une série de fréquences discrètes ou par des signaux à large bande couvrant la gamme de fréquences de 45 Hz à 11 200 Hz.

4.3.2.4 Réduction des données :

4.3.2.4.1 Le système de réduction des données de la Figure C-1 devrait fournir des niveaux de pression acoustique pour des bandes de tiers d'octave ou d'une octave. Les filtres des analyseurs

**SUPPLÉMENT C : LIGNES DIRECTRICES POUR LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES GROUPES AUXILIAIRES DE PUISSANCE (GAP) ET DES ÉQUIPEMENTS DE BORD ASSOCIÉS EN UTILISATION AU SOL**

devraient être conformes aux spécifications du document de référence n° 12 (Classe II pour les filtres à bande d'une octave et Classe III pour les filtres à bande de tiers d'octave). La résolution d'amplitude de l'analyseur ne devrait pas être inférieure à 0,5 dB ; la plage dynamique devrait être d'au moins 50 dB entre la déviation maximale de l'analyse et la valeur quadratique moyenne du bruit résiduel de ce dispositif dans la bande d'octave ayant le bruit résiduel le plus élevé. La réponse d'amplitude sur l'étendue de l'intervalle supérieur de 40 dB devrait être linéaire à $\pm 0,5$ dB près.

4.3.2.4.2 La moyenne des valeurs quadratiques moyennes de la pression acoustique devrait être déterminée en fonction du temps en intégrant, à intervalles d'au moins 8 s, le carré du signal de sortie des filtres relatifs aux bandes de fréquences. Toutes les données devraient être traitées dans la gamme de fréquences allant de 45 Hz à 11 200 Hz. Ces données devraient être corrigées pour toutes les erreurs connues ou prévisibles, par exemple les écarts de la courbe de réponse du système en fonction des fréquences par rapport à une courbe de réponse linéaire.

4.3.2.5 *Ensemble du système :*

4.3.2.5.1 En plus des spécifications relatives aux dispositifs composants, les courbes de fréquence de l'ensemble du système de saisie et de réduction des données devraient être linéaires à ± 3 dB près sur la plage de fréquences allant de 45 Hz à 11 200 Hz. À l'intérieur de cette plage, la pente de la courbe ne devrait pas être supérieure à 5 dB par octave.

4.3.2.5.2 La résolution d'amplitude devrait être d'au moins 1,0 dB. La gamme dynamique devrait être d'au moins 45 dB entre la lecture maximale de l'échelle et la valeur quadratique moyenne du bruit résiduel du système dans la bande de fréquences ayant le bruit résiduel le plus élevé. La réponse d'amplitude devrait être linéaire à $\pm 0,5$ dB près sur l'étendue de l'intervalle supérieur de 35 dB pour chacune des bandes de fréquences.

4.3.3 Instruments météorologiques

La vitesse du vent devrait être mesurée avec un appareil dont le domaine de mesure s'étend au moins de 0 à 7,5 m/s (de 0 à 15 kt) avec une précision minimale de $\pm 0,5$ m/s (± 1 kt). La mesure de la température devrait être faite avec un instrument dont l'échelle s'étend au minimum de 0 °C à 40 °C avec une précision minimale de $\pm 0,5$ °C. L'humidité relative devrait être mesurée avec un dispositif dont l'échelle s'étend de 0 à 100 % et dont la précision minimale est de ± 5 %. Pour la pression atmosphérique, il faudrait utiliser un baromètre ayant une plage d'au moins 800 à 1 100 hPa avec une précision minimale de ± 3 hPa.

**SUPPLÉMENT C : LIGNES DIRECTRICES POUR LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES GROUPES AUXILIAIRES DE PUISSANCE (GAP) ET DES ÉQUIPEMENTS DE BORD ASSOCIÉS EN UTILISATION AU SOL****4.4 MÉTHODE D'ESSAI****4.4.1 Conditions d'essai**

4.4.1.1 Les mesures de l'ambiance sonore devraient être faites en nombre suffisant pour caractériser tous les points de mesure et pour fournir des données de correction à appliquer le cas échéant aux valeurs acoustiques mesurées des GAP (voir paragraphe 4.4.4).

4.4.1.2 Le GAP installé devrait être conforme aux niveaux de bruit spécifiés au paragraphe 3.1 sous des charges types inférieures ou égales aux charges imposées par la génératrice électrique et les appareils de climatisation, ainsi que par tous les équipements associés, dans les conditions normales de fonctionnement continu à leur régime maximal au sol.

Note.— La mesure du bruit d'un groupe auxiliaire de puissance d'un modèle particulier installé à bord d'un aéronef d'un type déterminé ne doit pas être considérée comme représentative des caractéristiques de ce même groupe lorsqu'il est installé à bord d'avions d'autres types, non plus que de celles d'autres modèles de GAP installés à bord d'aéronefs du même type.

4.4.2 Points de mesure

4.4.2.1 Sauf indication contraire, les mesures de bruit devraient être faites avec des microphones placés à 1,6 m ± 0,025 m (5,25 ft ± 1 pouce) au-dessus du sol ou de la surface où peuvent éventuellement se tenir les passagers ou le personnel d'avitaillement-service, le diaphragme des microphones étant orienté vers le haut, parallèlement au sol.

4.4.2.2 Les mesures devraient être effectuées aux emplacements suivants :

- (a) *Portes de soute* : les mesures effectuées à l'emplacement de chaque porte de la soute devraient être effectuées porte ouverte, l'aéronef étant dans la position qu'il occupe normalement pour les opérations d'avitaillement-service. Ces mesures devraient être effectuées au centre de l'ouverture, dans le plan du revêtement du fuselage.
- (b) *Portes de cabine de passagers* : les mesures effectuées à l'emplacement de chaque porte de la cabine de passagers devraient être effectuées porte ouverte sur l'axe vertical de l'ouverture, dans le plan du revêtement du fuselage.
- (c) *Postes d'avitaillement service* : les mesures devraient être effectuées à tous les postes d'avitaillement-service où se tiennent normalement les personnes qui s'occupent de ces opérations. Ces postes devraient être déterminés conformément aux manuels agréés d'exploitation et de service.
- (d) *Points d'observation* : les points d'observation devraient être choisis sur les côtés d'un rectangle ayant pour centre l'aéronef d'essai (voir Figure C-2). L'espacement entre les points de mesure ne devrait pas être supérieur à 10 m pour les gros aéronefs. Cet espacement peut être réduit dans le cas de petits aéronefs ou pour tenir compte de conditions particulières.



4.4.3 Points de mesures météorologiques

Les données météorologiques devraient être mesurées en un point du terrain d'essai situé à l'intérieur de la grille des emplacements de microphones (Figure C-2), mais au vent par rapport à l'aéronef et à 1,6 m (5,25 ft) au-dessus du sol.

4.4.4 Présentation des données

4.4.4.1 Les niveaux sonores pondérés « A » devraient être calculés en appliquant des corrections de pondération des fréquences tirées des exigences sur les sonomètres de précision (document de référence n° 10) aux niveaux de pression sonore dans les bandes d'une octave ou de tiers d'octave. Les niveaux de pression des bandes d'une octave peuvent être calculés en additionnant les moyennes quadratiques des pressions acoustiques des bandes de tiers d'octave appropriées. Les niveaux globaux de pression acoustique devraient être calculés en additionnant les moyennes quadratiques des pressions acoustiques dans les 24 bandes de tiers d'octave, ou les 8 bandes d'une octave, comprises dans l'intervalle de 45 Hz à 11 200 Hz.

4.4.4.2 Les niveaux globaux de pression acoustique, les niveaux sonores pondérés « A » et les données des bandes de tiers d'octave ou d'une octave devraient être présentés, arrondis au plus proche décibel (dB), sous forme tabulaire, avec des représentations graphiques complémentaires, le cas échéant. Les niveaux de pression acoustique devraient être corrigés en cas de besoin pour tenir compte du bruit ambiant de niveau élevé. En revanche, les corrections ne sont pas nécessaires si le niveau de pression acoustique dépasse d'au moins 10 dB celui du bruit ambiant. Pour les niveaux de pression acoustique qui dépassent de 3 à 10 dB le niveau du bruit ambiant, les valeurs mesurées devraient être corrigées du bruit ambiant par soustraction logarithmique des niveaux. Si les niveaux de pression acoustique ne dépassent pas de 3 dB le niveau du bruit ambiant, les valeurs mesurées pourront être ajustées au moyen d'une méthode agréée par le service de certification.

4.4.4.3 Les données acoustiques n'ont pas à être normalisées pour tenir compte des pertes par l'absorption atmosphérique. Les résultats des essais devraient être communiqués dans les conditions météorologiques réelles, enregistrées le jour de l'essai.

4.5 COMMUNICATION DES DONNÉES

4.5.1 Données d'identification

- (a) Emplacement, date et heure de l'essai.
- (b) Nom du constructeur et modèle du GAP et des équipements de bord associés.
- (c) Type, modèle et numéro d'immatriculation de l'aéronef et nom de l'avionneur.


SUPPLÉMENT C : LIGNES DIRECTRICES POUR LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES GROUPES AUXILIAIRES DE PUISSANCE (GAP) ET DES ÉQUIPEMENTS DE BORD ASSOCIÉS EN UTILISATION AU SOL

- (d) Vues en plan et en élévation, selon le cas, du contour de l'aéronef indiquant l'emplacement du GAP, y compris les orifices d'entrée et de sortie des équipements associés et de tous les points de mesure acoustique.

4.5.2 Description de l'emplacement choisi pour l'essai

- (a) Type et emplacement des surfaces au sol.
- (b) Emplacement et nombre de toutes les surfaces réfléchissantes au-dessus du niveau du sol, par exemple bâtiments ou autres aéronefs qu'il y aurait eu lieu de prendre en compte malgré les précautions indiquées au paragraphe 4.2.2.

4.5.3 Données météorologiques (*conditions pour chaque essai*)

- (a) Vitesse du vent, en m/s (kt) et direction du vent, en degrés, par rapport à l'axe de l'aéronef (0° à l'avant).
- (b) Température ambiante en °C.
- (c) Humidité relative, en pourcentage.
- (d) Pression barométrique en hPa.

4.5.4 Données opérationnelles (*conditions pour chaque essai*)

- (a) Nombre et emplacement des systèmes de climatisation en fonctionnement.
- (b) Vitesse(s) de rotation de l'arbre du GAP, en tours/ minute ou en pourcentage de la vitesse nominale.
- (c) Vitesse nominale de rotation de l'arbre du GAP, en tours/minute.
- (d) Charge sur l'arbre du GAP en kW, puissance et/ou puissance électrique de sortie en kVA.
- (e) Charge pneumatique en kg/min fournie par les GAP à tous les dispositifs pneumatiques de l'aéronef au cours de l'essai (calculée si nécessaire).
- (f) Température des gaz d'échappement du GAP, en °C à l'emplacement spécifié dans le manuel d'exploitation agréé de l'aéronef.
- (g) Mode d'utilisation du système de climatisation, refroidissement ou chauffage.
- (h) Température des conduits distributeurs d'air conditionné, en °C.
- (i) Événements survenus au cours de l'essai qui auraient pu influencer sur les mesures.

4.5.5 Instruments

- (a) Description sommaire (y compris le nom du constructeur, le type ou le numéro du modèle) des instruments de mesure acoustique et météorologique.
- (b) Description sommaire (y compris le nom du constructeur et le type ou le numéro du modèle) des systèmes d'acquisition et de traitement des données.

**SUPPLÉMENT C : LIGNES DIRECTRICES POUR LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES GROUPES AUXILIAIRES DE PUISSANCE (GAP) ET DES ÉQUIPEMENTS DE BORD ASSOCIÉS EN UTILISATION AU SOL****4.5.6 Données acoustiques**

- (a) Bruit ambiant.
- (b) Données acoustiques spécifiées au paragraphe 4.4.4 du présent supplément, avec description de l'emplacement des microphones correspondants.
- (c) Liste des exigences appliquées, description et justification de tout écart par rapport à ces exigences.

4.6 RÉFÉRENCES

- (a) Exigences connexes pour les instruments et les méthodes de mesure :
 - (1) *Vocabulaire électrotechnique international*, 2^e édition, Publication CEI 50(08) (1960).
 - (2) *Acoustique — Fréquence d'accord normale*, ISO-16.
 - (3) *Expression de l'intensité physique et subjective d'un son ou d'un bruit*, ISO-131 (1959).
 - (4) *Acoustique — Grandeurs normales de référence pour les niveaux acoustiques*, ISO DIS 1638.2.
 - (5) *Acoustique — Guide pour le mesurage du bruit et l'évaluation de ses effets sur l'homme*, ISO-2204 (1973).
 - (6) *Méthode de précision pour l'étalonnage en pression des microphones étalons à condensateur d'un pouce par la technique de la réciprocité*, Publication CEI 327 (1971).
 - (7) *Méthode de précision pour l'étalonnage en champ libre des microphones étalons à condensateur d'un pouce par la technique de la réciprocité*, Publication CEI 486 (1974).
 - (8) *Valeurs des différences entre les niveaux d'efficacité en champ libre et en pression des microphones étalons à condensateur d'un pouce*, Publication CEI 655 (1979).
 - (9) *Méthode simplifiée pour l'étalonnage en pression des microphones étalons à condensateur d'un pouce par la technique de la réciprocité*, Publication CEI 402 (1972).
 - (10) *Recommandations de la CEI — Sonomètres*, Commission électrotechnique internationale, Publication CEI 651 (1979).
 - (11) *Recommandations de l'ISO — Fréquences normales pour les mesures acoustiques*. Organisation internationale de normalisation, ISO/R266-1962(E).
 - (12) *Recommandations de la CEI — Filtres de bande d'octave, de demi octave et de tiers d'octave destinés à l'analyse des bruits et des vibrations*, Commission électrotechnique internationale, Publication CEI 225 (1966).



**SUPPLÉMENT C : LIGNES DIRECTRICES POUR LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES GROUPES
AUXILIAIRES DE PUISSANCE (GAP) ET DES ÉQUIPEMENTS DE BORD ASSOCIÉS EN UTILISATION AU SOL**

Note.— Les textes et les spécifications de ces publications, sous leur forme amendée, font l'objet de références dans le présent supplément.

Les publications de la CEI peuvent être obtenues à l'adresse suivante :

Bureau central de la Commission
électrotechnique internationale
3, rue de Varembé
Genève (Suisse)

Les publications de l'ISO peuvent être obtenues à l'adresse suivante :

Organisation internationale de normalisation
1, rue de Varembé
Genève (Suisse)

ou auprès des organismes nationaux membres de l'ISO.

**SUPPLÉMENT D :****LIGNES DIRECTRICES POUR ÉVALUER UNE MÉTHODE ÉQUIVALENTE DE LA MESURE DU BRUIT DES HÉLICOPTÈRES EN APPROCHE**

Note. — La procédure de référence pour l'approche décrite à la Partie 2, Chapitre 16.8, paragraphe 16.8.6.4, spécifie un angle unique de pente d'approche. Le régime à adopter dans ces conditions peut coïncider avec le régime de bruit impulsif pour certains hélicoptères et non pour d'autres. Afin de permettre l'évaluation d'autres méthodes destinées à établir la conformité des hélicoptères aux exigences acoustiques, les États sont encouragés à faire des mesures supplémentaires comme celles qui sont décrites ci-après.

1. INTRODUCTION

Les éléments indicatifs ci-après ont été élaborés à l'intention des États qui veulent recueillir des données supplémentaires sur lesquelles pourrait se fonder une révision future des procédures d'essai en approche décrites au Chapitre 16.8.

2. PROCÉDURE D'ÉVALUATION DU BRUIT À L'APPROCHE

Ces essais seront effectués conformément aux dispositions du Chapitre 8 avec les exceptions suivantes.

2.1 POINTS DE RÉFÉRENCE DE MESURE DU BRUIT À L'APPROCHE

Point de référence de la trajectoire de vol situé au sol à 120 m (394 ft) au-dessous des trajectoires de vol définies dans la procédure de référence à l'approche. Sur terrain plat, ce point est situé à :

- (a) 2 290 m de l'intersection de la pente d'approche de 3° avec le plan du sol ;
- (b) 1 140 m de l'intersection de la pente d'approche de 6° avec le plan du sol ;
- (c) 760 m de l'intersection de la pente d'approche de 9° avec le plan du sol.

2.2 NIVEAUX MAXIMAUX DE BRUIT

Au point de référence de la trajectoire de vol à l'approche on calculera le niveau de bruit en prenant la moyenne arithmétique des niveaux corrigés pour les approches à 3°, 6° et 9°.

**2.3 PROCÉDURE DE RÉFÉRENCE À L'APPROCHE**

La procédure de référence à l'approche sera établie comme suit :

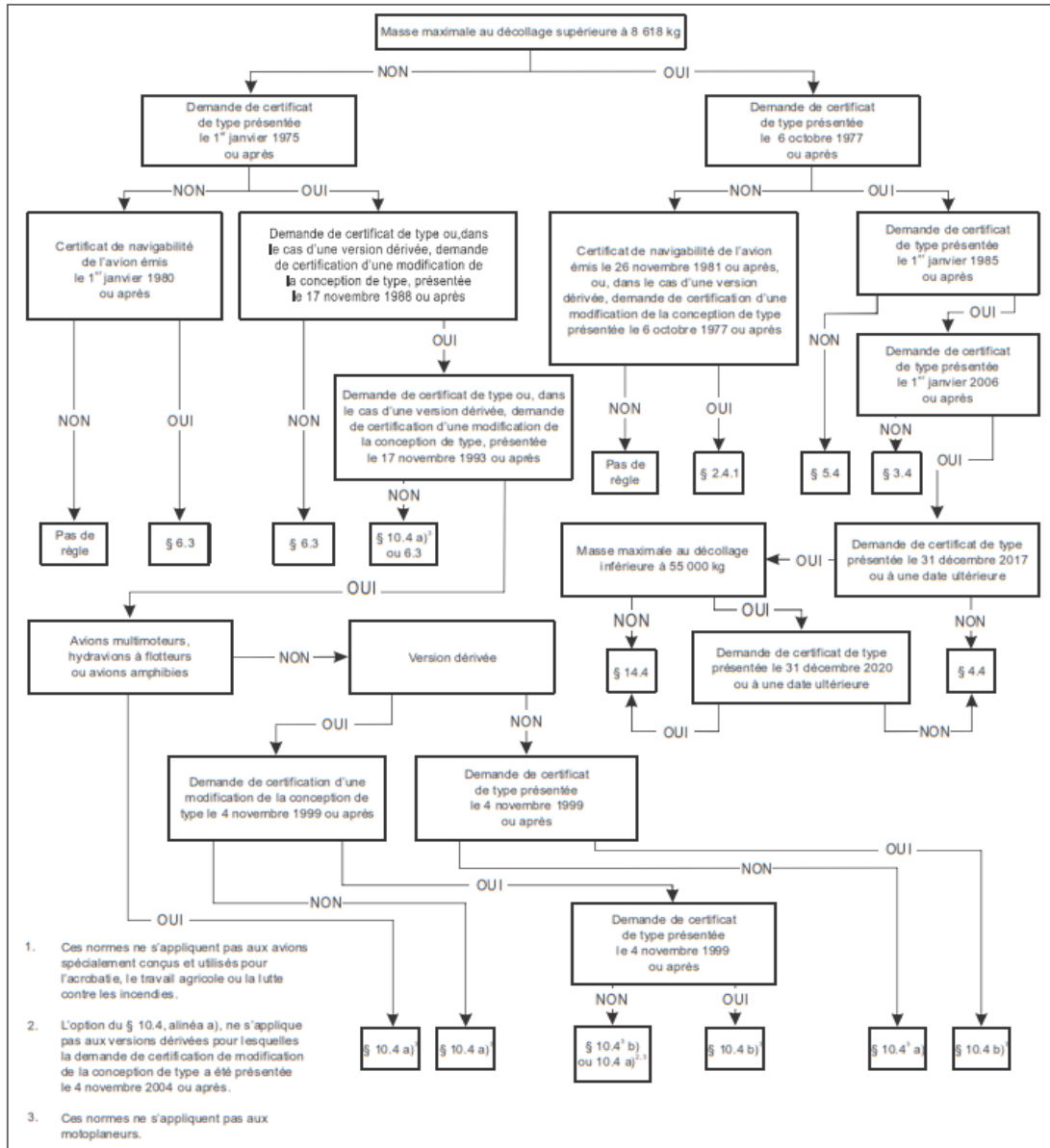
- (a) l'hélicoptère sera stabilisé et suivra des pentes d'approche de 3°, 6° et 9° ;
- (b) l'approche sera effectuée à une vitesse stabilisée égale à la vitesse correspondant à la meilleure vitesse ascensionnelle V_y , ou à la vitesse minimale approuvée pour l'approche, si cette dernière est supérieure à V_y . La puissance sera stabilisée pendant l'approche et au-dessus du point de référence de la trajectoire de vol, et l'approche se poursuivra jusqu'au toucher des roues normal ;
- (c) pendant l'approche, le régime du rotor sera stabilisé à la valeur maximale d'utilisation normale certifiée pour l'approche ;
- (d) la configuration d'approche constante utilisée pour les essais de certification de navigabilité, train d'atterrissage sorti, sera maintenue pendant toute la procédure de référence à l'approche ;
- (e) la masse de l'hélicoptère au toucher des roues sera la masse maximale à l'atterrissage pour laquelle la certification acoustique est demandée.



SUPPLÉMENTS E : APPLICATION DES EXIGENCES DE CERTIFICATION ACOUSTIQUE DU RAG 16 PARTIE 1 POUR LES AVIONS À HÉLICES

SUPPLÉMENT E

**APPLICATION DES EXIGENCES DE CERTIFICATION ACOUSTIQUE
DU RAG 16 PARTIE 1 POUR LES AVIONS À HÉLICES**





SUPPLÉMENT F

LIGNES DIRECTRICES POUR LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE DES AÉRONEFS À ROTORS BASCULANTS

Note. — Voir Partie 2 chapitres 16.13.

Note 1. — Les principes directeurs du présent Supplément s'appliquent aux aéronefs dont la sustentation en vol est obtenue principalement par la réaction de l'air sur deux ou plusieurs rotors qui tournent, entraînés par un organe moteur, autour d'axes qui peuvent être basculés d'une position sensiblement verticale à la position horizontale.

Note 2.— Ces principes directeurs ne sont pas destinés à être appliqués à des aéronefs à rotors basculants dont une ou plusieurs configurations ont reçu une certification de navigabilité pour des opérations d'atterrissage et de décollage courts seulement. Dans le cas de ces aéronefs, des principes différents ou supplémentaires seront vraisemblablement nécessaires.

1. APPLICATION

Les principes directeurs ci-dessous s'appliquent tous les aéronefs à rotors basculants, y compris leurs versions dérivées, pour lesquels la demande de certificat de type a été présentée le 13 mai 1998 ou à une date ultérieure et avant le 1^{er} janvier 2018.

Note. — La certification des aéronefs à rotors basculants qui sont capables de transporter des charges externes ou de l'équipement externe sera effectuée sans charge ni équipement externes.

2. MESURE D'ÉVALUATION DU BRUIT

La mesure d'évaluation du bruit devrait être e niveau effectif de bruit perçu exprimé en EPNdB, décrit à l'Appendice 2 du présent règlement.

Note. — Les données supplémentaires concernant les niveaux SEL et L_{Amax} , qui sont définis dans l'Appendice 2, et les niveaux SPL de bande de tiers d'octave, qui sont définis dans l'Appendice 2 correspondant à L_{Amax} , devraient être mises à la disposition du service de certification aux fins de la planification de l'utilisation des terrains.

3. POINTS DE RÉFÉRENCE DE MESURE DU BRUIT

Les niveaux de bruit engendrés par un aéronef à rotors basculants testé conformément aux procédures de référence de la section 6 et aux procédures d'essai de la section 7 ne devraient pas excéder les niveaux spécifiés à la section 4, aux points de référence ci-après :



(a) *points de référence de mesure du bruit au décollage :*

- (1) un point de référence de la trajectoire de vol situé au sol sur la projection de la trajectoire de vol définie dans la procédure de décollage de référence (voir paragraphe 6.2) et horizontalement à 500 m dans la direction du vol, du point auquel la montée est amorcée dans la procédure de référence ;
- (2) deux autres points au sol disposés symétriquement à 150 m de part et d'autre de la trajectoire de vol définie dans la procédure de décollage de référence et situés sur une ligne passant par le point de référence de la trajectoire de vol ;

(b) *points de référence de mesure du bruit au survol :*

- (1) un point de référence de la trajectoire de vol situé au sol à 150 m (492 ft) au-dessous de la trajectoire de vol définie dans la procédure de survol de référence (voir paragraphe 6.3) ;
- (2) deux autres points au sol disposés symétriquement à 150 m de part et d'autre de la trajectoire de vol définie dans la procédure de survol de référence et situés sur une ligne passant par le point de référence de la trajectoire de vol ;

(c) *points de référence de mesure du bruit à l'approche :*

- (1) un point de référence de la trajectoire de vol situé au sol à 120 m (394 ft) au-dessous de la trajectoire de vol définie dans la procédure d'approche de référence (voir paragraphe 6.4). Sur terrain plat, le point est situé à 1 140 m de l'intersection de la pente d'approche de 6° et du plan du sol ;
- (2) deux autres points au sol disposés symétriquement à 150 m de part et d'autre de la trajectoire de vol définie dans la procédure d'approche de référence et situés sur une ligne passant par le point de référence de la trajectoire de vol.

4. NIVEAUX MAXIMAUX DE BRUIT

Pour les aéronefs à rotors basculants visés à la section 1, les niveaux maximaux de bruit déterminés conformément à la méthode d'évaluation du bruit des hélicoptères décrite à l'Appendice 2 ne devraient pas dépasser les valeurs ci-après :

(a) *au point de référence sous trajectoire de décollage :*

109 EPNdB pour les aéronefs à rotors basculants en mode adav/conversion dont la masse maximale au décollage certifiée pour laquelle une certification acoustique est demandée est supérieure ou égale à 80 000 kg, cette valeur décroissant linéairement avec le logarithme de

la masse de l'aéronef à raison de 3 EPNdB chaque fois que la masse diminue de moitié, pour atteindre la limite inférieure de 89 EPNdB, cette limite demeurant ensuite constante ;

(b) au point de référence sous trajectoire de survol :

108 EPNdB pour les aéronefs à rotors basculants en mode adav/conversion dont la masse maximale au décollage certifiée pour laquelle une certification acoustique est demandée est supérieure ou égale à 80 000 kg, cette valeur décroissant linéairement avec le logarithme de la masse de l'aéronef à raison de 3 EPNdB chaque fois que la masse diminue de moitié, pour atteindre la limite inférieure de 88 EPNdB, cette limite demeurant ensuite constante ;

Note 1. — Il n'y a pas de niveau de bruit maximal pour le mode avion.

Note 2. — Le mode adav/conversion englobe toutes les configurations et tous les modes de vol approuvés dans lesquels le régime nominal d'utilisation des rotors correspond à celui qui est utilisé pour le vol stationnaire.

(c) au point de référence sous trajectoire d'approche :

110 EPNdB pour les aéronefs à rotors basculants en mode adav/conversion dont la masse maximale au décollage certifiée pour laquelle une certification acoustique est demandée est supérieure ou égale à 80 000 kg, cette valeur décroissant linéairement avec le logarithme de la masse de l'aéronef à raison de 3 EPNdB chaque fois que la masse diminue de moitié, pour atteindre la limite inférieure de 90 EPNdB, cette limite demeurant ensuite constante.

Note. — Les équations utilisées pour le calcul des niveaux de bruit en fonction de la masse au décollage qui figurent à la section 8 (Conditions décrites au Chapitre 16.8) du Supplément A sont compatibles avec les niveaux maximaux de bruit définis dans les présents principes directeurs.

5. COMPENSATIONS

Si les niveaux maximaux de bruit sont dépassés en un ou deux points de mesure :

- (a) la somme des dépassements ne devrait pas excéder 4 EPNdB ;
- (b) tout dépassement éventuel en un seul point ne devrait pas être supérieur à 3 EPNdB ; et
- (c) les dépassements éventuels devraient être compensés par une diminution correspondante à l'autre ou aux autres points.

6. PROCÉDURES DE RÉFÉRENCE POUR LA CERTIFICATION ACOUSTIQUE**6.1 CONDITIONS GÉNÉRALES**

6.1.1 Les procédures de référence devraient satisfaire aux spécifications de navigabilité appropriées.

6.1.2 Les procédures et trajectoires de vol de référence devraient être approuvées par le service de certification.

6.1.3 Sauf dans les cas envisagés au paragraphe 6.1.4, les procédures de référence au décollage, au survol et à l'approche devraient être respectivement celles qui sont définies aux paragraphes 6.2, 6.3 et 6.4.

6.1.4 Si le postulant montre que les caractéristiques de conception de l'aéronef à rotors basculants ne permettraient pas que le vol soit exécuté conformément aux dispositions des paragraphes 6.2, 6.3 ou 6.4, les procédures de référence devraient :

- (a) ne s'écarter des procédures de référence définies aux paragraphes 6.2, 6.3 ou 6.4 que dans la mesure où ces caractéristiques de conception rendent impossible l'application des procédures de référence ;
- (b) être approuvées par le service de certification.

6.1.5 Les procédures de référence devraient être établies pour les conditions atmosphériques de référence suivantes :

- (a) pression atmosphérique au niveau de la mer : 1 013,25 hPa ;
- (b) température de l'air ambiant : 25 °C (soit ISA + 10 °C) ;
- (c) humidité relative : 70 % ;
- (d) vent nul.

6.1.6 Le régime maximal d'utilisation normale dont il est question aux paragraphes 6.2. alinéa d) 6.3. alinéa d) et 6.4. alinéa c), devrait être égal au régime de rotor le plus élevé pour chaque procédure de référence, correspondant à la limite de navigabilité imposée par le constructeur et approuvée par le service de certification. S'il est spécifié une tolérance pour le régime de rotor le plus élevé, le régime maximal d'utilisation normale des rotors devrait être égal au régime le plus élevé par rapport auquel cette tolérance est indiquée. Si le régime des rotors est lié automatiquement au régime de vol, c'est le régime maximal d'utilisation normale des rotors correspondant au régime de vol qui devrait être retenu pour la procédure de certification acoustique. Si le régime des rotors peut être modifié par intervention du pilote, on devrait retenir le régime maximal des rotors moteurs en exploitation normale que spécifie la section des limitations du manuel de vol.

6.2 PROCÉDURE DE RÉFÉRENCE AU DÉCOLLAGE

La procédure de référence au décollage devrait être établie comme suit :

- (a) une configuration constante de décollage, y compris l'angle de nacelle, choisie par le postulant devrait être maintenue pendant toute la procédure de référence au décollage ;
- (b) l'aéronef à rotors basculants devrait être stabilisé à la puissance maximale de décollage correspondant à la puissance installée minimale spécifiée disponible dans les conditions ambiantes de référence, ou au couple limite de la boîte de transmission si la puissance correspondante est inférieure, et sur une trajectoire commençant en un point situé à 500 m en amont du point de référence de la trajectoire de vol, à 20 m (65 ft) au-dessus du sol ;
- (c) l'angle de nacelle et la vitesse correspondant à la vitesse ascensionnelle optimale, ou la vitesse minimale approuvée pour la montée après décollage si cette dernière est supérieure, devraient être maintenus pendant toute la procédure de référence au décollage ;
- (d) pour la montée en régime stabilisé, le régime des rotors devrait être stabilisé à la valeur maximale d'utilisation normale certifiée pour le décollage ;
- (e) la masse de l'aéronef à rotors basculants devrait être la masse maximale au décollage pour laquelle la certification acoustique est demandée ;
- (f) la trajectoire de décollage de référence est définie comme un segment de droite incliné à partir du point de départ (500 m en amont de l'emplacement du microphone central et 20 m [65 ft] au-dessus du niveau du sol) à un angle déterminé par le taux de montée optimal (BRC) et par la vitesse correspondant à la vitesse ascensionnelle optimale pour l'angle de nacelle choisi et pour les performances minimales spécifiées des moteurs.

6.3 PROCÉDURE DE RÉFÉRENCE AU SURVOL

La procédure de référence au survol devrait être établie comme suit :

- (a) l'aéronef à rotors basculants devrait être stabilisé en vol en palier à la verticale du point de référence de la trajectoire de vol à une hauteur de 150 m (492 ft) ;
- (b) une configuration constante choisie par le postulant devrait être maintenue pendant toute la procédure de référence au survol ;
- (c) la masse de l'aéronef à rotors basculants devrait être la masse maximale au décollage pour laquelle la certification acoustique est demandée ;
- (d) en mode adav/conversion, l'angle de nacelle au point d'exploitation fixe autorisé situé le plus près de l'angle de nacelle le plus faible certifié pour une vitesse nulle, une vitesse de



0,9 V_{CON} et un régime de rotor stabilisé à la valeur maximale d'utilisation normale certifiée pour le vol en palier devraient être maintenus pendant toute la procédure de référence au survol ;

Note. — Aux fins de la certification acoustique, V_{CON} est définie comme étant la vitesse maximale autorisée pour le mode adav/conversion, pour un angle de nacelle spécifié.

(e) en mode avion, les nacelles devraient être maintenues contre les butées basses pendant toute la procédure de référence au survol :

(1) le régime des rotors étant stabilisé à la valeur associée au mode adav/conversion et la vitesse, fixée à 0,9 V_{CON} ;

(2) le régime des rotors étant stabilisé à la valeur normale de croisière associée au mode avion et la vitesse, fixée à la valeur de 0,9 V_{MCP} ou 0,9 V_{MO} correspondante, si cette dernière est inférieure, certifiée pour le vol en palier.

Note 1. — Aux fins de la certification acoustique, V_{MCP} est définie comme étant la vitesse aérodynamique maximale d'exploitation en mode avion correspondant à la puissance maximale continue (puissance minimale installée) disponible dans les conditions ambiantes suivantes : pression normale au niveau de la mer (1 013,25 hPa) et 25 °C à la masse maximale certifiée pertinente. V_{MO} est la vitesse aérodynamique maximale d'exploitation qui ne peut pas être dépassée intentionnellement.

Note 2. — Les valeurs de V_{CON} et de V_{MCP} ou V_{MO} utilisées pour la certification acoustique devraient être indiquées dans le manuel de vol approuvé.

6.4 PROCÉDURE DE RÉFÉRENCE À L'APPROCHE

La procédure de référence à l'approche devrait être établie comme suit :

- (a) l'aéronef à rotors basculants devrait être stabilisé et suivre une pente d'approche de 6,0° ;
- (b) l'approche devrait être effectuée dans une configuration approuvée du point de vue de la navigabilité qui produit le maximum de bruit, à une vitesse stabilisée égale à la vitesse correspondant à la vitesse ascensionnelle optimale pour l'angle de nacelle choisi ou à la vitesse minimale approuvée pour l'approche, si cette dernière est supérieure, la puissance étant stabilisée pendant l'approche et au-dessus du point de référence de la trajectoire de vol, et maintenue jusqu'au toucher des roues normal ;
- (c) pendant l'approche, le régime des rotors devrait être stabilisé à la valeur maximale d'utilisation normale certifiée pour l'approche ;

- (d) la configuration d'approche constante utilisée pour les essais de certification de navigabilité, train d'atterrissage sorti, devrait être maintenue pendant toute la procédure de référence à l'approche ;
- (e) la masse de l'aéronef à rotors basculants au toucher des roues devrait être la masse maximale à l'atterrissage pour laquelle la certification acoustique est demandée.

7 PROCÉDURES D'ESSAI

7.1 Les procédures d'essai devraient être acceptables pour le service de certification de navigabilité et le service de certification acoustique de l'État qui délivre le certificat.

7.2 Les procédures d'essai et les mesures du bruit devraient être exécutées et traitées d'une manière approuvée pour donner la mesure d'évaluation du bruit désignée à la section 2.

7.3 Les conditions et procédures d'essai devraient être analogues aux conditions et procédures de référence, sinon les données acoustiques devraient être ramenées, par les méthodes décrites pour les hélicoptères dans l'Appendice 2, aux conditions et procédures de référence spécifiées dans le présent Supplément.

7.4 Les ajustements destinés à tenir compte des différences entre les procédures d'essai et les procédures de référence ne devraient pas dépasser :

- (a) 4,0 EPNdB pour le décollage, la somme arithmétique de Δ_1 et du terme $-7,5 \log (QK/Q,K_1)$ de Δ_2 ne devant pas dépasser 2,0 EPNdB ;
- (b) 2,0 EPNdB pour le survol ou l'approche.

7.5 Au cours de l'essai, le régime moyen des rotors ne devrait pas s'écarter du régime maximal normal de plus de $\pm 1,0$ % pendant la période entre les points où le niveau du bruit est de 10 dB au-dessous du maximum.

7.6 La vitesse aérodynamique de l'aéronef à rotors basculants ne devrait pas s'écarter de plus de ± 9 km/h (5 kt) de la vitesse de référence appropriée à la démonstration en vol pendant toute la période entre les points où le niveau du bruit est de 10 dB au-dessous du maximum.

7.7 Le nombre de survols en palier effectués avec vent debout devrait être égal au nombre de survols en palier effectués avec vent arrière.

7.8 L'aéronef à rotors basculants devrait passer au maximum à $\pm 10^\circ$ ou ± 20 m, si l'écart est plus grand dans ce cas, de la verticale de la trajectoire de référence, pendant toute la période où le niveau de bruit est supérieur au niveau maximal moins 10 dB (voir Partie 2, Chapitre 16.8, Figure 8-1).

7.9 La hauteur de l'aéronef à rotors basculants ne devrait pas varier durant le survol de plus de ± 9 m (30 ft) par rapport à la hauteur de référence, à la verticale.



7.10 Pendant la démonstration des caractéristiques acoustiques en approche, l'aéronef à rotors basculants devrait être établi en approche stabilisée à vitesse constante à l'intérieur du volume d'espace aérien compris entre les angles d'approche de 5,5° et 6,5°.

7.11 Les essais devraient être effectués avec un aéronef à rotors basculants dont la masse n'est pas inférieure à 90 % de la masse maximale certifiée pertinente, et ils pourront l'être à une masse ne dépassant pas 105 % de cette masse. Pour chacun des régimes de vol, au moins un essai doit être mené à bien à la masse maximale certifiée pertinente ou à une masse supérieure.

SUPPLÉMENT G

LIGNES DIRECTRICES POUR L'ADMINISTRATION DES DOCUMENTS DE CERTIFICATION ACOUSTIQUE

Note. — Voir Partie 2, Chapitre 16.1.

1. INTRODUCTION

Les renseignements ci-après sont mis à la disposition des États qui souhaitent bénéficier de plus amples indications concernant l'administration des documents de certification acoustique. Les présentes lignes directrices ne sont pas destinées à être appliquées rétroactivement, mais les États peuvent le faire s'ils le souhaitent.

2. DOCUMENTS DE CERTIFICATION ACOUSTIQUE

2.1 RENSEIGNEMENTS À FOURNIR

2.1.1 Le paragraphe 16.1.5 du Chapitre 16.1 indique les informations qui au minimum figureront dans les documents de certification acoustique. De plus amples indications sont fournies ci-après. Il convient de noter que toutes les rubriques doivent être numérotées conformément aux indications de la Partie 2, Chapitre 16.1, paragraphe 16.1.5 et 16.1.6, au moyen de chiffres arabes. Cette disposition vise à faciliter l'accès à l'information lorsque les documents de certification acoustique sont délivrés dans une langue étrangère à l'utilisateur de l'information. Certaines rubriques n'ont rapport qu'à certains chapitres seulement. Dans ces cas, les chapitres pertinents sont indiqués dans la rubrique.

2.1.2 Rubrique 1. Nom de l'État.

Le nom de l'État qui délivre les documents de certification acoustique. Cette rubrique devrait cadrer avec les renseignements correspondants qui figurent sur le certificat d'immatriculation et le certificat de navigabilité.

2.1.3 Rubrique 2. Titre du document de certification acoustique.

Comme il est expliqué au paragraphe 2.3, plusieurs types différents de documents peuvent être délivrés selon le système administratif d'établissement des documents de certification acoustique. Le système choisi déterminera la désignation du ou des documents : on parlera par exemple de « certificat acoustique », de « document de certification acoustique » ou on emploiera tout autre titre que l'État d'immatriculation utilise dans son système administratif.

2.1.4 Rubrique 3. Numéro du document.

Un numéro unique, fourni par l'État d'immatriculation, qui identifie ce document particulier dans l'administration nationale. Ce numéro facilitera toutes les recherches concernant ce document.

**2.1.5 Rubrique 4. Marque de nationalité ou marque commune et marques d'immatriculation.**

La marque de nationalité ou marque commune et les marques d'immatriculation délivrées par l'État d'immatriculation conformément aux exigences du RAG 07 (Immatriculation des aéronefs). Cette rubrique devrait cadrer avec les renseignements correspondants qui figurent sur le certificat d'immatriculation et le certificat de navigabilité.

2.1.6 Rubrique 5. Constructeur et désignation de l'aéronef par le constructeur.

Le type et le modèle de l'aéronef considéré. Cette rubrique devrait cadrer avec les renseignements correspondants qui figurent sur le certificat d'immatriculation et le certificat de navigabilité.

2.1.7 Rubrique 6. Numéro de série de l'aéronef.

Le numéro de série de l'aéronef fourni par le constructeur de l'aéronef. Cette rubrique devrait cadrer avec les renseignements correspondants qui figurent sur le certificat d'immatriculation et le certificat de navigabilité.

2.1.8 Rubrique 7. Constructeur, type et modèle du moteur

La désignation des moteurs installés pour identification et vérification de la configuration de l'aéronef. Elle devrait contenir le type et le modèle des moteurs considérés. La désignation devrait être conforme au certificat de type ou au certificat de type complémentaire correspondant au moteur considéré.

2.1.9 Rubrique 8. Type et modèle d'hélices pour les avions à hélices.

La désignation des hélices installées pour identification et vérification de la configuration de l'aéronef. Elle devrait contenir le type et le modèle des hélices considérés. La désignation devrait être conforme au certificat de type ou au certificat de type complémentaire des hélices considérées. Cette rubrique ne figure que dans les documents de certification acoustique des avions à hélices.

2.1.10 Rubrique 9. Masse maximale au décollage et unité de poids.

La masse maximale au décollage (en kilogrammes) liée aux niveaux de bruit certifiés des aéronefs. L'unité (le kilogramme) devrait être clairement indiquée afin d'éviter tout malentendu. Si l'unité de poids utilisée par l'État de conception est autre que le kilogramme, le facteur de conversion utilisé devrait être conforme aux exigences du RAG 05 (Unités de Mesure).

2.1.11 Rubrique 10. Masse maximale à l'atterrissage et unité de poids pour les certificats délivrés au titre des Chapitres 16.2, 16.3, 16.4, 16.5, 16.12 et 16.14.

La masse maximale à l'atterrissage (en kilogrammes) liée aux niveaux de bruit certifiés de l'aéronef. L'unité (le kilogramme) devrait être clairement indiquée afin d'éviter tout malentendu.



Si l'unité de poids utilisée par l'État de conception est autre que le kilogramme, le facteur de conversion utilisé devrait être conforme aux dispositions du RAG 05 (Unités de mesure). Cette rubrique ne devrait figurer dans les documents de certification acoustique que s'ils sont publiés au titre des Chapitres 16.2, 16.3, 16.4, 16.5, 16.12 et 16.14.

2.1.12 Rubrique 11. Chapitre et section du présent règlement (RAG 16 – PARTIE 1), en vertu desquels l'aéronef a été certifié

Le chapitre du présent règlement (RAG 16 – PARTIE 1), au titre duquel la certification acoustique a été délivrée pour l'aéronef considéré. Dans le cadre des Chapitres 16.2, 16.8, 16.10 et 16.11, la section spécifiant les limites de bruit devrait aussi être indiquée.

2.1.13 Rubrique 12. Modifications supplémentaires introduites aux fins de la conformité avec les exigences applicables de certification acoustique

Cette rubrique devrait contenir au minimum toutes les modifications supplémentaires qu'il est essentiel d'apporter à l'aéronef de base (répondant aux rubriques 5, 7 et 8) pour satisfaire aux spécifications du présent règlement, par rapport auxquelles l'aéronef est certifié (voir la rubrique 11). D'autres modifications non essentielles pour répondre aux dispositions du chapitre en question, mais nécessaires pour respecter les niveaux de bruit certifiés qui sont spécifiés peuvent aussi être indiquées par le service de certification, s'il le souhaite. Les modifications supplémentaires devraient être indiquées par un système de références non ambigu, par exemple les numéros de certificat de type complémentaire, les numéros uniques de pièces ou les indicatifs de type/modèle fournis par le fabricant de la modification.

2.1.14 Rubrique 13. Niveau de bruit latéral/à plein régime dans l'unité correspondante pour les documents délivrés au titre des Chapitres 16.2, 16.3, 16.4, 16.5, 16.12 et 16.14.

Le niveau de bruit latéral/pleine puissance, défini dans le chapitre pertinent. Il conviendrait de préciser l'unité employée (par exemple, l'EPNdB) pour le niveau de bruit, et le niveau de bruit devrait être indiqué au dixième de dB près. Cette rubrique ne figure que dans les documents de certification acoustique des aéronefs certifiés en vertu des Chapitres 16.2, 16.3, 16.4, 16.5, 16.12 et 16.14.

2.1.15 Rubrique 14. Niveau de bruit à l'approche dans l'unité correspondante pour les documents. 1.15 délivrés au titre des Chapitres 16.2, 16.3, 16.4, 16.5, 16.8, 16.12, 16.13 et 16.14.

Le niveau de bruit à l'approche défini dans le chapitre pertinent. Il conviendrait de préciser l'unité utilisée (par exemple l'EPNdB) pour le niveau de bruit, et le niveau de bruit devrait être indiqué au dixième de dB près. Cette rubrique ne figure que dans les documents de certification acoustique des aéronefs certifiés en vertu des Chapitres 16.2, 16.3, 16.4, 16.5, 16.8, 16.12, 16.13 et 16.14.

**SUPPLÉMENTS G : LIGNES DIRECTRICES POUR L'ADMINISTRATION DES DOCUMENTS DE CERTIFICATION ACOUSTIQUE**

2.1.16 *Rubrique 15. Niveau de bruit au survol dans l'unité correspondante pour les documents délivrés au titre des Chapitres 16.2, 16.3, 16.4, 16.5, 16.12 et 16.14.*

Le niveau de bruit au survol défini dans le chapitre pertinent. Il conviendrait de préciser l'unité utilisée (par exemple l'EPNdB) pour le niveau de bruit, et le niveau de bruit devrait être indiqué au dixième de dB près. Cette rubrique ne figure que dans les documents de certification acoustique des aéronefs certifiés en vertu des Chapitres 16.2, 16.3, 16.4, 16.5, 16.12 et 16.14.

2.1.17 *Rubrique 16. Niveau de bruit au survol dans l'unité correspondante pour les documents délivrés au titre des Chapitres 16.6, 16.8, 16.11 et 16.13.*

Le niveau de bruit au survol défini dans le chapitre pertinent. Il conviendrait de préciser l'unité utilisée [par exemple, l'EPNdB ou le dB (A)] pour le niveau de bruit, et le niveau de bruit devrait être indiqué au dixième de dB près. Cette rubrique ne figure que dans les documents de certification acoustique des aéronefs certifiés en vertu des Chapitres 16.6, 16.8, 16.11 et 16.13.

Note.— Dans le cas des aéronefs à rotors basculants recertifiés en fonction du Chapitre 16.13, seul le niveau de bruit au survol établi en mode adav/conversion doit être indiqué.

2.1.18 *Rubrique 17. Niveau de bruit au décollage dans l'unité correspondante pour les documents délivrés au titre des Chapitres 16.8, 16.10 et 16.13.*

Le niveau de bruit au survol défini dans le chapitre pertinent. Il conviendrait de préciser l'unité utilisée [par exemple, l'EPNdB ou le dB (A)] pour le niveau de bruit, et le niveau de bruit devrait être indiqué au dixième de dB près. Cette rubrique ne figure que dans les documents de certification acoustique des aéronefs certifiés en vertu des Chapitres 16.8, 16.10 et 16.13.

2.1.19 *Rubrique 18. État de conformité, y compris en référence au règlement (RAG 16 – PARTIE 1).*

Une déclaration selon laquelle l'aéronef considéré répond aux spécifications applicables en matière de bruit. Il convient de faire référence à ce présent règlement. De plus, on peut indiquer les spécifications nationales en matière de bruit.

2.1.20 *Rubrique 19. Date de délivrance du document de certification acoustique.*

La date à laquelle le document de certification acoustique a été délivré.

2.1.21 *Rubrique 20. Signature de l'administrateur qui délivre le document.*

La signature du fonctionnaire qui délivre le document de certification acoustique. D'autres éléments peuvent être ajoutés tels qu'un sceau ou un tampon.



2.2 RENSEIGNEMENTS COMPLÉMENTAIRES

2.2.1 Les États peuvent décider d'ajouter des renseignements complémentaires sur les documents de certification acoustique. Il faut toutefois s'assurer que les renseignements fournis ne seront pas confondus avec les niveaux officiels de certification acoustique. En particulier, les niveaux de bruit relevés dans des situations autres que les conditions de certification acoustique devraient être clairement signalés comme renseignements complémentaires. Les renseignements complémentaires devraient être placés dans des fenêtres réservées aux « observations » ou dans des cadres distincts. Ces cadres ne devraient pas être numérotés afin d'éviter une numérotation non normalisée et pour se réserver la possibilité de modifications du système de numérotation dans l'avenir. Les cadres devraient contenir une description adéquate des renseignements complémentaires qui sont fournis. Les paragraphes 2.2.2 à 2.2.7 fournissent des exemples de renseignements complémentaires éventuels.

2.2.2 *Emblème et désignation du service de délivrance des documents.*

Par souci de facilité, l'emblème ou la marque distinctive et le nom du service de délivrance des documents peuvent être ajoutés.

2.2.3 *Limites de bruit.*

Si des limites de bruit sont ajoutées, elles devraient répondre aux exigences considérées en matière de bruit et être arrondies au dixième de décibel le plus proche dans l'unité de mesure appropriée. Si les spécifications nationales en matière de bruit prévoient des limites différentes (plus ou moins contraignantes), il convient que cette divergence soit clairement indiquée et que, pour éviter toute confusion, les limites prescrites par l'AGAC soient également consignées.

2.2.4 *Langue.*

Les États qui délivrent des documents de certification acoustique dans une langue autre que l'anglais devraient fournir une traduction en anglais.

2.2.5 *Renvois aux spécifications nationales.*

Le renvoi aux spécifications nationales peut être combiné à la rubrique 18 ou ajouté sous une rubrique distincte.

2.2.6 *Autres modifications d'aéronef.*

Les autres modifications par rapport au modèle de base de l'aéronef considéré, spécifiées sous les rubriques 5 et 7 à 10, peuvent être fournies par l'État d'immatriculation, à sa discrétion, pour faciliter encore l'identification de la configuration acoustique. Il convient de noter que toutes modifications exigées pour répondre aux normes selon lesquelles tout document est délivré devraient être consignées sous la rubrique 12.



2.2.7 *Date d'expiration.*

Si l'État d'immatriculation limite la validité des documents de certification acoustique, il devrait indiquer la date d'expiration.

2.3 PRÉSENTATIONS DES DOCUMENTS DE CERTIFICATION ACOUSTIQUE

2.3.1 Compte tenu de la grande variété des besoins administratifs des systèmes de délivrance des documents de certification acoustique, trois options normalisées ont été prévues :

- (1) un certificat acoustique indépendant contenant les spécifications du présent règlement relatives aux renseignements à fournir obligatoirement ;
- (2) deux documents complémentaires dont l'un peut être le manuel de vol de l'avion ou le manuel d'utilisation de l'aéronef ;
- (3) trois documents complémentaires.

2.3.2 *Option 1. Document unique*

La première option est un système administratif dans lequel les pièces justificatives de la certification acoustique prennent la forme d'un certificat acoustique distinct qui contient tous les éléments identifiés dans la Partie 2, Chapitre 16.1, paragraphe 16.1.5. Une présentation standard est fournie à la Figure G-1. Les États qui utilisent cette présentation peuvent s'en écarter lorsque c'est nécessaire pour répondre aux spécifications nationales et/ou inclure éventuellement d'autres éléments. La présentation devrait toutefois être similaire dans ses grandes lignes à celle de la Figure G-1. Il convient de noter que tous les éléments ne seront pas mentionnés sur chaque certificat acoustique. Par exemple, tous les éléments des rubriques 13 à 17 ne seront pas mentionnés sur un même certificat acoustique étant donné qu'ils ne sont pas tous à retenir pour tous les chapitres. Normalement, un seul certificat devrait être délivré et valide par numéro de série d'aéronef à tout moment donné. Si un certificat acoustique n'est plus valide, il doit être suspendu ou annulé afin d'éviter qu'il y ait simultanément plusieurs certificats de bruit pour un aéronef donné. Si plusieurs documents ont été délivrés dans le cadre de cette option, il devrait être facile de déterminer lequel est applicable à tout moment donné.

2.3.3 *Option 2. Deux documents complémentaires*

2.3.3.1 La deuxième option est un système administratif qui comporte deux documents dans lesquels le premier document officiel atteste de la certification acoustique mais se limite à l'identification de l'aéronef et à la déclaration de conformité, ce qui correspond aux seules rubriques 1 à 6 et 18 à 20 du paragraphe 2.1. Cela peut se présenter sous forme de certificat acoustique (limité) ou de certificat de navigabilité pour les États qui incluent des spécifications acoustiques dans leurs spécifications de navigabilité. Dans ce deuxième cas, la rubrique 18 (Déclaration de conformité avec



renvoi à ce présent règlement) n'est pas nécessaire puisque la conformité est implicite alors que la numérotation des rubriques du certificat de navigabilité sera conforme aux dispositions du RAG 06 PARTIE 145. En l'occurrence, les renseignements manquants demandés au paragraphe 2.1 devraient être transférés dans un document complémentaire normalisé de certification acoustique, en général sous forme de page insérée dans le manuel de vol de l'avion ou le manuel d'utilisation de l'aéronef, et certifiée par l'État d'immatriculation. La présentation peut en être très semblable à celle du certificat acoustique décrit au paragraphe 2.3.2. La présentation fournie à la Figure G-1 peut donc aussi servir de présentation standard pour ce document complémentaire, même si certains éléments peuvent ne pas être nécessaires.

2.3.3.2 Normalement, un seul dossier composé de ces deux documents devrait être délivré pour chaque aéronef. Si un document de certification acoustique n'est plus valide, il devrait être suspendu ou annulé. Si plusieurs documents ont été délivrés au titre de cette option, il devrait être facile de déterminer lequel est applicable à tout moment donné.


2.3.4 *Option 3. Trois documents complémentaires*

2.3.4.1 La troisième option constitue un système administratif qui comporte trois documents dans lesquels le premier document officiel est identique au premier document de l'option 2, paragraphe 2.3.3.1, et atteste de la certification acoustique, étant donc par-là limité à l'identification de l'aéronef et à la déclaration de conformité et ne contenant que les éléments des rubriques 1 à 6 et 18 à 20 du paragraphe 2.1. Il peut se présenter sous forme de certificat acoustique ou de certificat de navigabilité pour les États qui incluent des spécifications acoustiques dans leur spécification de navigabilité, l'observation faite pour l'option 2 étant aussi valide dans ce cas. Les autres renseignements demandés au paragraphe 2.1 devraient être transférés dans les deuxième et troisième ensembles complémentaires de documents de certification acoustique.

2.3.4.2 Le deuxième document, normalement présenté sous forme d'une page (ou d'une série de pages consécutives) du manuel de vol de l'avion ou du manuel d'utilisation de l'aéronef, certifiée par l'État d'immatriculation, énumère toutes les configurations retenues ou prévues dans le parc aérien à partir de la date de publication desdites pages. Le parc aérien est composé de tous les aéronefs qui sont exploités avec le même manuel de vol. La présentation des renseignements peut être très semblable à celle du certificat acoustique décrit au paragraphe 2.3.2, chaque renseignement correspondant à une configuration donnée comprenant les renseignements demandés dans les rubriques 5, et 7 à 17. Chaque liste de paramètres correspondant à une configuration donnée est identifiée dans un numéro de « configuration », par exemple « x ». Par conséquent, la présentation fournie dans la Figure G-1 peut aussi servir pour les éléments ici concernés, avec l'ajout du numéro de configuration.



2.3.4.3 Le troisième document de cette option est délivré conformément au système de réglementation national. Il indique qu'un aéronef portant un numéro de série donné a été utilisé sous le numéro de configuration « x » depuis la date de publication de ce troisième document. Si plusieurs documents ont été publiés pour cette option, il devrait être facile de déterminer lequel est applicable à tout moment donné.

RÉPUBLIQUE DE GUINÉE  Autorité Guinéenne de l'Aviation Civile	RAG 16 - PARTIE 1 PROTECTION DE L'ENVIRONNEMENT BRUIT DES AÉRONEFS
SUPPLÉMENTS G : LIGNES DIRECTRICES POUR L'ADMINISTRATION DES DOCUMENTS DE CERTIFICATION ACOUSTIQUE	

CERTIFICAT ACOUSTIQUE
NOISE CERTIFICATE

FORMULAIRE 45 de l'AGAC
AGAC Form 45

À remplir par l'État d'immatriculation <i>For use by the State of Registry</i>		1. Etat d'immatriculation <i>State of Registry</i>		3. Numéro de référence du document <i>Document N°</i>	
2. CERTIFICAT ACOUSTIQUE NOISE CERTIFICATE					
4. Marques de nationalité et d'immatriculation <i>Nationality and registration marks</i>		5. Constructeur et désignation de l'aéronef par le constructeur <i>Manufacturer and manufacturer's designation of aircraft</i>		6. Numéro de série de l'aéronef <i>Aircraft serial N° :</i>	
7. Moteur <i>Engine</i>			8. Hélice : (*) <i>Propeller :</i>		
9. Masse maximale au décollage (kg) <i>Maximum take-off mass (kg)</i>		10. Masse maximale à l'atterrissage (kg) (*) <i>Maximum landing mass (kg)</i>		11. Normes de certification acoustique <i>Noise certification standards</i>	
12. Modifications complémentaires apportées en vue de respecter les normes de certification acoustique applicables <i>Additional modifications incorporated for the purpose of compliance with the applicable noise certification standards:</i>					
3. Niveau de bruit latéral / à plein régime (*) <i>Lateral full-power noise level</i>	14. Niveau de bruit en approche (*) <i>Approach noise level</i>	15. Niveau de bruit au survol (*) <i>Flyover noise level</i>	16. Niveau de bruit au survol (*) <i>Overflight noise level</i>	17. Niveau de bruit au décollage (*) <i>Take-off noise level</i>	
Remarque : <i>Remark ;</i>					
18. Le présent certificat acoustique est délivré conformément au RAG 16 - PARTIE 1, à la Convention relative à l'aviation civile internationale du 7 décembre 1944 et aux règlements en vigueur en ce qui concerne l'aéronef mentionné ci-dessus, qui est considéré comme conforme aux normes acoustiques indiquées lorsqu'il est entretenu et exploité en conformité avec les spécifications et les limites d'utilisation qui s'y rapportent. <i>This Noise Certificate is issued pursuant to the RAG 16 - PARTIE 1, to the Convention on International Civil Aviation dated 7 December 1944 and to current regulations in respect of the abovementioned aircraft which is considered to comply with the indicated noise standard when maintained and operated in accordance with the relevant requirements and operating limitations.</i>					
19. Date de délivrance <i>Date of issue</i>			20. Signature		

(*) Ces cadres peuvent être omis selon la norme de certification acoustique considérée.

These boxes may be omitted depending on noise certification standard

Figure G-1. Certificat acoustique / Noise certificate



SUPPLÉMENT H :

LIGNES DIRECTRICES POUR L'OBTENTION DE DONNÉES SUR LE BRUIT DES HÉLICOPTÈRES AUX FINS DE LA PLANIFICATION DE L'UTILISATION DES TERRAINS

1. INTRODUCTION

Les éléments indicatifs ci-après ont été élaborés à l'intention des États qui souhaitent utiliser des données de certification acoustique, ou des données d'essai supplémentaires optionnelles, aux fins de la planification de l'utilisation des terrains. Ces éléments indicatifs visent à faciliter la fourniture de données appropriées pour la prévision des enveloppes d'exposition au bruit des hélicoptères, ainsi que l'élaboration de procédures opérationnelles pour l'atténuation du bruit des hélicoptères.

2. PROCÉDURES D'OBTENTION DES DONNÉES

2.1 Des données adaptées à la planification de l'utilisation des terrains peuvent être déduites directement des données de certification acoustique du chapitre 16.8. Les postulants au titre du chapitre 16.8 peuvent aussi décider d'acquérir des données adaptées à la planification de l'utilisation des terrains en passant par des procédures de décollage, d'approche et/ou de survol de rechange, définies par eux-mêmes et approuvées par le service de certification. Les procédures de survol de rechange devraient être exécutées à la verticale du point de référence de la trajectoire de vol, à une hauteur de 150 m. De plus, les postulants peuvent à titre de solution de rechange choisir de fournir des données à des emplacements supplémentaires de microphone.

2.2 Les données de certification acoustique du Chapitre 16.11 peuvent être fournies aux fins de la planification de l'utilisation des terrains. Les postulants du Chapitre 16.11 peuvent aussi décider de fournir des données obtenues grâce à des procédures de survol de rechange exécutées à 150 m au-dessus du sol. Lorsqu'ils acquièrent des données aux fins de la planification de l'utilisation des terrains, les postulants du Chapitre 16.11 devraient envisager d'acquérir des données provenant de deux autres microphones disposés symétriquement à 150 m de part et d'autre de la trajectoire de vol, et/ou de procédures supplémentaires de décollage et d'approche définies par eux et approuvées par le service de certification. De plus, les demandeurs peuvent à titre de solution de rechange choisir de fournir des données à des emplacements supplémentaires de microphone.

2.3 Toutes les données fournies aux fins de la planification de l'utilisation des terrains devraient être corrigées en tenant compte des conditions de référence appropriées, au moyen des procédures agréées des Chapitres 16.8 et 16.11 ou, dans le cas de procédures de vol de rechange, au moyen de procédures de correction appropriées approuvées par le service de certification.



3. COMMUNICATION DES DONNÉES

3.1 Toutes les données fournies aux fins de la planification de l'utilisation des terrains devraient être soumises au service de certification pour approbation. Les données approuvées et les procédures de vol correspondantes devraient figurer comme renseignements supplémentaires dans le manuel de vol des hélicoptères.

3.2 Toutes les données fournies aux fins de la planification de l'utilisation des terrains devront être présentées sous forme de niveaux moyens d'exposition au bruit (L_{AE}), selon la définition de l'Appendice 4 de ce présent règlement, pour les points de mesure du bruit latéral gauche et droit et du bruit axial, définis en fonction de la direction du vol pour chaque passage d'essai. D'autres données dans d'autres unités de mesure du bruit peuvent aussi être fournies, mais elles devraient être obtenues d'une manière conforme à la procédure prescrite d'analyse en vue de la certification acoustique.