

ANNEXE A L'ARRETE DU []
PORTANT CLASSIFICATION DES AVIONS LEGERS SELON LEUR INDICE
DE PERFORMANCE SONORE

TABLE DES MATIERES

MODALITÉ DE CLASSIFICATION D'UN AVION.....	1
PROTOCOLE DE MESURE CALIPSO	2
1 CHAMP D'APPLICATION.....	2
2 ÉVALUATION DU BRUIT	2
3 PROCÉDURE D'ESSAI ET DE MESURE	2
4 SURVOLS DE RÉFÉRENCE	5
5 SURVOLS D'ESSAI.....	6
6 APPAREILLAGE DE MESURE	8
6.1 Appareillage de mesure acoustique.....	8
6.1.1 Sonomètre.....	8
6.1.2 Classe de précision	8
6.1.3 Système de calibrage	8
6.2 Station météorologique	9
6.3 Evaluation de la hauteur de l'aéronef.....	9
6.4 Tachymètre.....	9
7 MÉTHODES DE MESURE	10
7.1 Mesure du bruit	10
7.2 Détermination de la position de l'avion	10
8 CONDITIONS D'ESSAI.....	10
8.1 Point de mesure du bruit	10
8.2 Conditions atmosphériques	10
8.3 Bruit résiduel.....	11
9 CORRECTIONS DES RÉSULTATS D'ESSAI.....	12
10 DÉTERMINATION DE L'INDICE DE PERFORMANCE (IP)	13
10.1 Linéarisation des niveaux de bruit mesurés	13
10.2 Niveaux de pression acoustique majorés	13
10.3 Discrétisation de la courbe de régression majorée.....	13
10.4 Indice de performance sonore non corrigé (IP _{NC}).....	13
10.5 Détermination de l'Indice de Performance (IP).....	13
11 COMMUNICATION DES DONNÉES	14
APPENDICE – MÉTHODE DE CORRECTION DES RÉSULTATS D'ESSAI.....	16
1. CORRECTION DE HAUTEUR	16
2. CORRECTION DE MACH PÉRIPHÉRIQUE.....	16
3. CALCUL DE LA VITESSE VRAIE (TAS).....	17
4. CORRECTION DE PERFORMANCES AU DÉCOLLAGE ET EN MONTÉE	18

Modalité de classification d'un avion

Le postulant désireux de faire classer son avion suit la procédure suivante:

1. Il formule sa demande de classification auprès de la DGAC sur le site internet prévu à cet effet.
2. La DGAC détermine la méthode de classification.
 - a. la classification de l'avion est établie par équivalence (avion d'ores et déjà classé, présentant des caractéristiques acoustiques identiques).
 - b. la classification de l'avion nécessite des mesures acoustiques. Pour ce faire, le postulant s'adresse au service technique de l'aviation civile (STAC) ou tout autre laboratoire acoustique référencé par la DGAC.
Le laboratoire remet un rapport de mesures acoustiques au postulant qui le soumet à la DGAC pour examen et approbation.
3. La DGAC délivre au postulant une attestation de classification et renseigne la base de données publique CALIPSO.

Protocole de mesure CALIPSO

1 Champ d'application

Les dispositions du présent protocole sont applicables aux avions :

- muni d'un certificat de navigabilité ou d'un certificat de navigabilité restreint au sens du règlement (UE) N° 748/2012, annexe I, partie 21, section B, ou, muni d'un certificat de navigabilité, d'un certificat de navigabilité spécial ou d'un certificat de navigabilité restreint d'aéronef sans responsable de navigabilité de type au sens de l'arrêté du 28 août 1978 modifié.
- dont la masse maximale au décollage certifiée n'excède pas 8618 kg,
- équipés de moteurs à piston et d'hélices à pas fixe.

2 Évaluation du bruit

L'évaluation du bruit est caractérisée par le niveau maximal de pression acoustique pondéré A (LpA).

3 Procédure d'essai et de mesure

L'avion effectue une série de passage en palier à la verticale du point de mesure acoustique.

Pour chaque survol opéré à une vitesse de rotation de l'hélice (RPM) prédéterminée, le niveau de pression acoustique maximal (LpA) TEST est recueilli. La figure 3-1 illustre un exemple d'évolution temporelle du niveau de pression acoustique et la valeur maximale retenue.

Le niveau de pression acoustique maximal mesuré (LpA) TEST est corrigé afin d'obtenir le niveau de pression acoustique (LpA) REF dans les conditions de référence. Une courbe de tendance polynomiale est déterminée à partir des couples ((LpA) REF; RPM). Les niveaux de pression acoustique issus de la courbe de tendance sont désignés (LpA) REG.

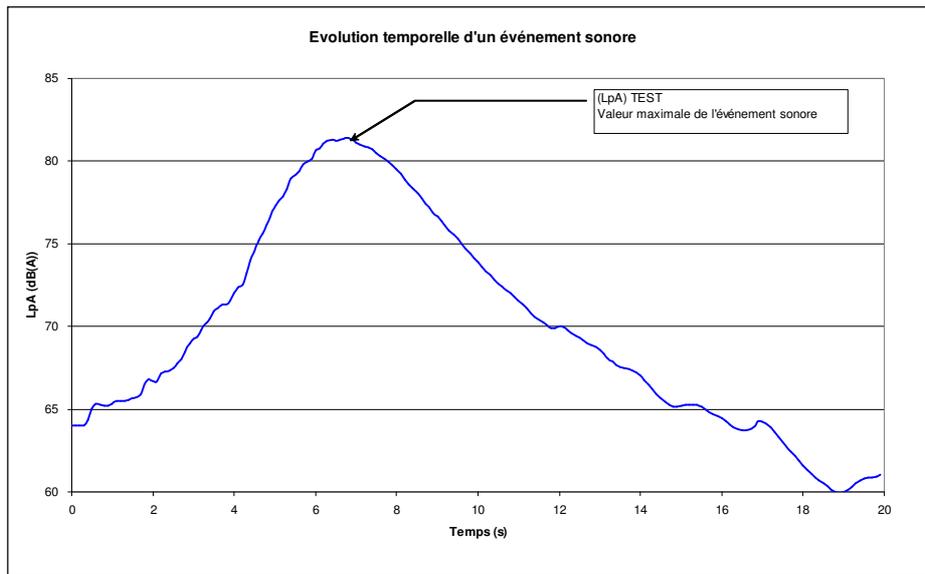


Figure 3-1

Les niveaux de pression acoustique de la courbe de tendance (LpA) REG sont majorés de l'intervalle de confiance au niveau de probabilité de 90%.

Note : la courbe de tendance (LpA) REG majorées révèle le niveau de pression acoustique maximal qui peut être observé.

La figure 3-2 illustre un exemple fictif de l'expression du niveau de pression acoustique LpA en fonction de la vitesse de rotation de l'hélice. Sont également présentées les courbes (LpA) REG et (LpA) REG majorée de l'intervalle de confiance au niveau de probabilité de 90%.

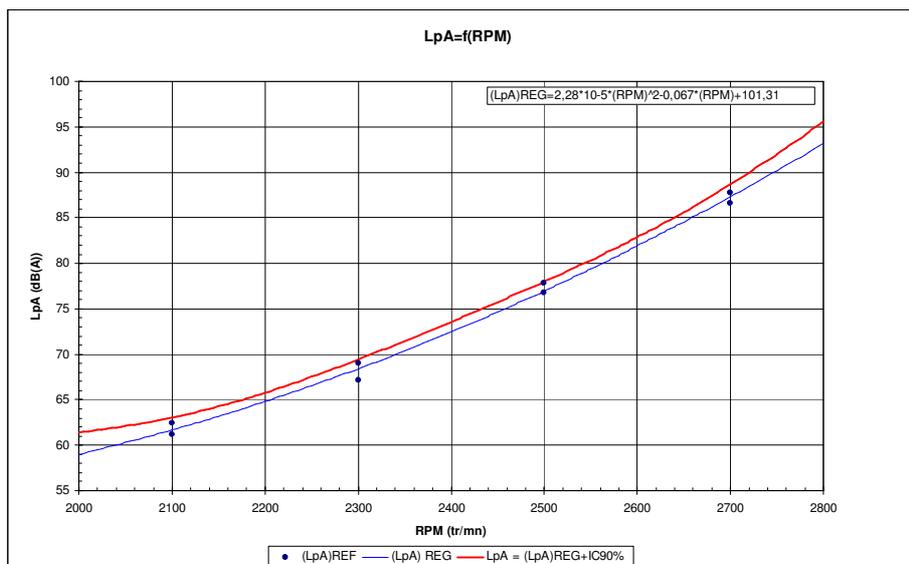


Figure 3-2

La courbe (LpA) REG majorée, est ensuite discrétisée en dix points qui sont comparés à 70 dB(A) correspondant au niveau moyen maximal d'une conversation courante.

La somme des écarts entre 70 dB(A) et les niveaux des points de la courbe (LpA) REG majorée est égale à l'indice de performance sonore non corrigé, IP_{NC} .

La figure 3-3 illustre un exemple fictif de l'indice de performance sonore non corrigé.

Cet indice de performance sonore est corrigé en fonction des performances de l'avion afin d'obtenir l'Indice de Performance sonore IP de l'avion.

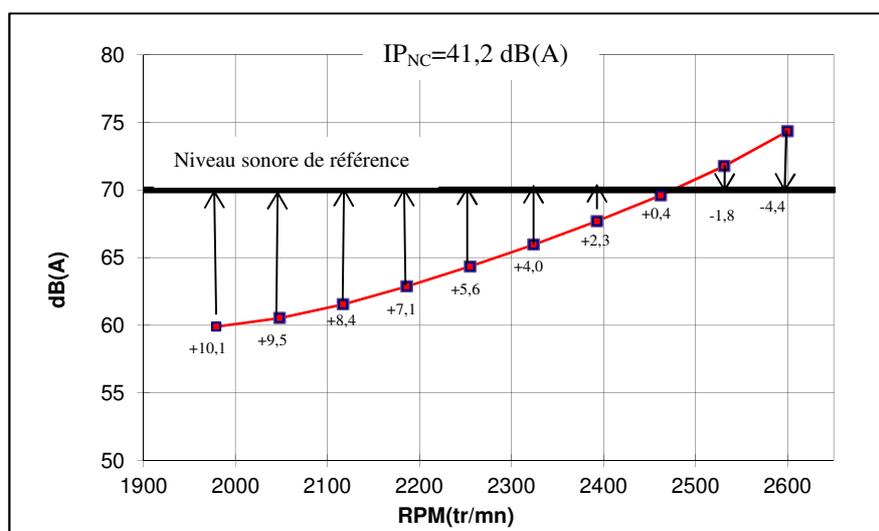


Figure 3-3

4 Survol de référence

La hauteur de l'avion lorsqu'il se trouve directement à la verticale du microphone est de 800 ft (243,8 m).

L'avion effectue des survols en palier dans les conditions définies en 5.

Note : la hauteur fixée à 800 ft a pour but d'obtenir une émergence suffisante du bruit de l'avion par rapport au bruit résiduel. En particulier pour les survols à faible régime où il peut s'avérer nécessaire de diminuer la hauteur de survol sans toutefois atteindre une valeur inférieure à 640 ft.

Les conditions atmosphériques de référence sont les suivantes:

- pression atmosphérique au niveau de la mer : 1013,25 hPa,
- température de l'air ambiant : 15 °C,
- humidité relative : 70%,
- vent nul.

5 Survol d'essai

L'avion passe à la verticale du point de mesure de bruit, à une hauteur comprise entre 640 ft (195 m) et 960 ft (293 m). La hauteur de référence est 800 ft (244 m).

La hauteur de l'avion est mesurée lorsqu'il se trouve directement à la verticale du microphone.

L'avion survole le point de mesure de bruit à $\pm 10^\circ$ de la verticale.

Note 1: dans un souci de simplification il est considéré que la longueur du trajet du bruit, dans les conditions de mesure, est égale à la hauteur de passage de l'avion lorsqu'il se trouve directement à la verticale du microphone.

Au début du programme d'essai en vol, la masse de l'avion est égale à la masse maximale au décollage, et elle est rétablie à cette valeur après 90 minutes de vol.

Note 2: atteindre précisément la masse maximale au décollage peut présenter une difficulté pratique. Par conséquent, la masse de l'avion peut être moindre sans toutefois atteindre une valeur inférieure à 95% de la masse maximale au décollage certifiée.

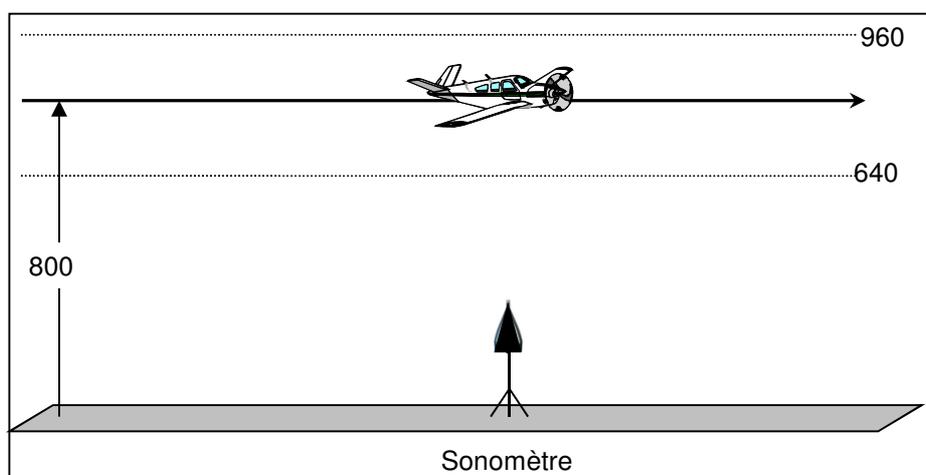


Figure 5-1

Les survols en palier sont réalisés en configuration lisse. La taille de l'échantillon pour chacune des conditions citées ci-après est d'au moins deux mesures :

- vitesse de rotation de l'hélice correspondant à la puissance maximale que peut délivrer le moteur en continu,
- vitesse de rotation de l'hélice, correspondant à la puissance maximale continue, diminuée de P,
- vitesse de rotation de l'hélice, correspondant à la puissance maximale continue, diminuée de 2P,
- vitesse de rotation de l'hélice correspondant à 1,45 fois la vitesse de décrochage (V_s) en configuration lisse⁽¹⁾.

Où P est égale à 1/3 de la différence entre la vitesse la plus élevée et la plus faible.

⁽¹⁾*La vitesse de décrochage en configuration lisse est disponible dans le manuel de vol lorsque celui-ci existe.*

6 Appareillage de mesure

Pour effectuer les mesures, sont utilisés :

- un appareillage de mesure acoustique comportant les éléments suivants :
 - un sonomètre muni de son écran pare-vent,
 - un système de calibrage.
- une station météo,
- un dispositif de mesure de la hauteur de l'aéronef,
- un tachymètre indépendant des instruments de bord.

6.1 Appareillage de mesure acoustique

6.1.1 Sonomètre

Les caractéristiques du sonomètre sont conformes aux recommandations de la publication n° 61672-1 de la Commission Electrotechnique Internationale (CEI).

6.1.2 Classe de précision

Le sonomètre est approuvé de Classe 1. La dernière vérification périodique ou primitive a été faite il y a au plus deux ans.

6.1.2.1 Caractéristiques de pondération

Le sonomètre possède la caractéristique de pondération fréquentielle désignée A et la caractéristique de pondération temporelle LENTE désignée S.

6.1.2.2 Système de mémorisation du niveau de pression acoustique maximal

Le sonomètre est équipé d'un dispositif de mémorisation du niveau maximal de pression acoustique, LpA max.

6.1.3 Système de calibrage

Le sonomètre est calibré à l'aide d'un calibre acoustique de Classe 1 qui a été soumis à la vérification périodique. Un nombre suffisant de calibrage est effectué au cours des essais pour garantir la robustesse des mesures.

6.2 Station météorologique

Une station de mesure météorologique enregistre la pression atmosphérique, la température et l'humidité ainsi que la vitesse et la direction du vent.

L'acquisition se fait avec une constante de temps inférieure à 3 secondes, les grandeurs sont ensuite obtenues en utilisant une méthode linéaire de calcul des moyennes sur une durée de 30 secondes.

6.3 Evaluation de la hauteur de l'aéronef

L'évaluation de la hauteur de l'aéronef peut être effectuée au moyen d'un appareil photographique fixé sur un trépied à 1,2 mètre de hauteur et rigoureusement orienté suivant la verticale vers le ciel.

Au passage de l'aéronef à la verticale du point de mesure, une photographie est prise. La hauteur de passage est calculée en fonction de la distance focale de l'appareil, par comparaison d'une dimension mesurée sur la photographie, comme l'envergure, avec la dimension correspondante réelle.

La précision de la mesure de hauteur dépend de la précision de la dimension mesurée sur la photographie.

Note : cette hauteur, H, s'obtient par la formule :

$$H = focale * \frac{taille_réelle}{taille_photo} * grossissement_photo + 1,2$$

D'autres systèmes d'évaluation de la hauteur telle que le DGPS peuvent être utilisés.

6.4 Tachymètre

La vitesse de rotation de l'hélice est relevée et enregistrée au moyen d'un appareil indépendant des instruments de bord de l'aéronef.

7 Méthodes de mesure

7.1 Mesure du bruit

Le microphone est installé de façon que le centre de l'élément détecteur se trouve à 1,2 m (4ft) au-dessus de la surface locale du sol et orienté pour une incidence du son identique à la direction de référence spécifiée par le constructeur. La position du microphone est à peu près dans le plan défini par la trajectoire de vol de référence prévue de l'avion et le poste de mesure de bruit.

7.2 Détermination de la position de l'avion

La hauteur de l'avion et son écart latéral par rapport à la trajectoire de référence sont déterminés par une méthode indépendante des instruments de bord, telle que la technique photographique.

8 Conditions d'essai

Les conditions d'essai représentent le domaine de mesure pour lequel des corrections peuvent être apportées en vue de transposer les résultats dans les conditions de référence. Au-delà des limites spécifiées, les méthodes de correction ne sont plus adaptées.

8.1 Point de mesure du bruit

Le point de mesure du bruit est entouré 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 doit 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°.

8.2 Conditions atmosphériques

Les essais sont effectués dans les conditions atmosphériques suivantes :

- absence de précipitation,
- humidité relative comprise entre 30% et 95% et température ambiante comprise entre 5°C et 35°C,
- force du vent inférieure ou égale à 19 km/h (10 kt) et vent traversier inférieur ou égal à 9 km/h (5 kt),
- absence de toute inversion de température, de conditions anormales de vent ou de toutes autres conditions météorologiques anormales qui influeraient sensiblement sur le niveau de bruit mesuré.

Les conditions atmosphériques sont relevées dans une zone géographique représentative de celle dans laquelle les mesures de bruit sont effectuées.

Les mesures météorologiques à proximité du sol sont relevées à une hauteur comprise entre 1,2 et 10 mètres.

8.3 Bruit résiduel

Le bruit résiduel qui comprend à la fois le fond sonore et le bruit électrique du système de mesure, est observé au point de mesure, le gain étant réglé aux niveaux utilisés pour les mesures du bruit des avions. Le bruit résiduel est représentatif du fond sonore qui existe pendant l'essai de survol.

Les niveaux de pression acoustique sont corrigés pour tenir compte du bruit résiduel :

- les corrections ne sont pas nécessaires si le niveau de pression acoustique dépasse d'au moins 6 dB(A) celui du bruit résiduel,
- pour les niveaux de pression acoustique qui dépassent de 3 à 6 dB(A) le niveau du bruit résiduel, les valeurs mesurées sont corrigées du bruit résiduel par soustraction logarithmique des niveaux,
- les données de bruit des avions mesurés sont invalidées si le niveau de pression acoustique ne dépasse pas d'au moins 3 dB(A) celui du bruit résiduel.

Note : en ce qui concerne les survols opérés à faibles régimes moteur, l'avion peut présenter un niveau de bruit maximal $L_{pA}(TEST)$ insuffisant malgré un faible bruit résiduel. Dans ces conditions, la hauteur de survol est abaissée afin d'obtenir l'émergence requise sans toutefois être inférieure à 640 ft. Les résultats de mesure sont ensuite transposés à la hauteur de référence conformément aux méthodes de corrections décrites en 9.

9 Corrections des résultats d'essai

Lorsque les conditions des essais s'écartent des conditions de référence, des corrections sont appliquées aux valeurs de bruit mesurées.

Les corrections tiennent compte des effets :

- des différences entre les conditions météorologiques d'essai et les conditions de référence sur l'absorption atmosphérique,
- de la différence de trajet du bruit sur la trajectoire de vol réelle de l'avion et la trajectoire de référence,
- de la différence de nombre de Mach périphérique de l'hélice entre les conditions d'essai et les conditions de référence,

Pour chaque survol, on obtient le niveau de bruit dans les conditions de référence $(LpA)_{REF}$ en ajoutant au niveau de bruit du jour de l'essai $(LpA)_{TEST}$ des incréments correspondants aux effets ci-dessus.

$$(LpA)_{REF} = (LpA)_{TEST} + \Delta(M) + \Delta 1 + \Delta 2$$

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. Les conditions d'essai étant effectuées dans les conditions atmosphériques décrites en 8.2, aucun ajustement n'est nécessaire, $\Delta(M) = 0$.

$\Delta 1$ est l'ajustement destiné à tenir compte de l'effet de variation de la distance de propagation.

$\Delta 2$ est l'ajustement destiné à tenir compte du nombre de Mach périphérique de l'hélice.

La méthode de correction pour chacun des incréments est décrite en appendice.

10 Détermination de l'Indice de Performance (IP)

10.1 Linéarisation des niveaux de bruit mesurés

Une courbe de tendance polynomiale est déterminée à partir des couples ((LpA) REF; RPM). Les niveaux de pression acoustique issus de la courbe de tendance sont désignés (LpA) REG.

L'ordre de la courbe de tendance polynomiale est celui qui traduit le mieux le phénomène physique observé.

10.2 Niveaux de pression acoustique majorés

Les niveaux de pression acoustique de la courbe de tendance (LpA) REG sont majorés de l'intervalle de confiance au niveau de probabilité de 90%.

Cette nouvelle courbe est nommée (LpA) REG majorée.

10.3 Discrétisation de la courbe de régression majorée

La courbe (LpA) REG majorée est discrétisée en dix points uniformément répartis sur la courbe.

Le premier point, correspond au niveau sonore associé à la vitesse de rotation de l'hélice, atteinte lorsque l'avion vole à une vitesse égale à 1,45 fois la vitesse de décrochage (Vs) en configuration lisse.

Le dernier point, correspond au niveau sonore associé à la vitesse de rotation de l'hélice atteinte lorsque l'avion vole à la puissance maximale que peut délivrer le moteur en continu.

Note : la puissance maximale est disponible dans le manuel de vol lorsque celui-ci existe.

10.4 Indice de performance sonore non corrigé (IP_{NC})

Les dix points précédents sont comparés à 70 dB(A). Ce niveau correspond au niveau moyen maximal d'une conversation courante.

La somme algébrique des écarts entre 70 dB(A) et les niveaux correspondants aux points de la courbe (LpA) REG majorée est égal à l'indice de performance sonore non corrigé.

10.5 Détermination de l'Indice de Performance (IP)

Les avions avec des performances plus élevées décollent plus rapidement selon une pente plus abrupte, une correction dite « de performance au décollage et en montée», ΔPerf, est alors ajouté à l'IP_{NC} de l'avion selon la formule :

$$IP = IP_{NC} + \Delta Perf$$

La méthode de détermination de ΔPerf est décrite en appendice.

11 Communication des données

Le compte rendu donne les renseignements suivants :

- selon le cas, immatriculation, type, modèle et numéro de série de l'avion, des moteurs et des hélices,
- descriptif des caractéristiques du dispositif atténuateur de bruit pour l'avion équipé,
- toute modification ou tout équipement facultatif qui pourrait influencer sur les caractéristiques acoustiques de l'avion,
- masse maximale au décollage, vitesse de décrochage (V_S), vitesse de rotation de l'hélice correspondant à la puissance maximale que peut délivrer le moteur en continu, diamètre de l'hélice,
- données de performance de l'avion (D_{15} , R/C , V_y), où :
 - D_{15} est la distance en mètre 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 est la vitesse ascensionnelle en mètre par seconde, optimale à la masse maximale au décollage certifiée et à la puissance maximale de décollage
 - V_y est la vitesse de montée en mètre par seconde, correspondant à R/C à la puissance maximale de décollage et exprimée dans la même unité.
- pour chaque survol du point de mesure, hauteur de l'avion à la verticale du point de mesure, vitesse indiquée $V(IAS)$, vitesse vraie $V(TAS)$, vitesse de rotation de l'hélice en nombre de tours par minute déterminées à l'aide d'instruments convenablement étalonnés et température de l'air à la hauteur de survol. La température de l'air à la hauteur de survol est déterminée à partir de la température relevée au point de mesure prescrit en 8.2, partant de l'hypothèse d'une variation selon la hauteur, du gradient vertical de la température ISA.

Le type d'équipement utilisé pour les mesures acoustiques et météorologiques est indiqué.

Les données atmosphériques ambiantes, mesurées pendant la période d'essai au point de mesure prescrit en 8.2 sont indiquées :

- température de l'air et l'humidité relative,
- vitesse et direction du vent,
- pression atmosphérique.

La topographie locale est décrite.

En vue d'exprimer la performance acoustique de l'avion, le compte rendu comporte :

- pour chacune des conditions spécifiées en 5: le niveau de pression acoustique mesuré (LpA)TEST, les corrections apportées $\Delta 1$ et $\Delta 2$, le niveau de pression acoustique corrigé (LpA)REF et la vitesse de rotation de l'hélice RPM.
- l'expression mathématique de la courbe de tendance polynomiale,
- une représentation graphique de l'expression des niveaux de pression acoustique (LpA)REF, (LpA)REG, et (LpA)REG majorée en fonction de la vitesse de rotation de l'hélice RPM.
- une représentation graphique de la discrétisation en 10 points de la courbe (LpA) REG majorée
- Les valeurs des indices de performance IP_{NC} et IP .

Note : aucun résultat d'essai n'est écarté des calculs, sauf indication contraire du service de certification.

Appendice – Méthode de correction des résultats d'essai

1. Correction de hauteur

L'ajustement destiné à tenir compte de l'effet de variation de la distance de propagation sera déterminé selon la formule :

$$\Delta 1 = 22 \times \text{Log} \left(\frac{H^T}{H^R} \right)$$

où H^T et H^R sont respectivement les hauteurs de Test et de Référence de l'aéronef, en mètre.

2. Correction de Mach périphérique

M^T et M^R sont respectivement les valeurs du nombre de Mach périphérique de l'hélice dans les conditions d'essai et les conditions de référence.

$$M^T = \frac{\left[\left[\frac{D\pi N}{60} \right]^2 + \text{TAS}_T^2 \right]^{\frac{1}{2}}}{c^T} \quad M^R = \frac{\left[\left[\frac{D\pi N}{60} \right]^2 + \text{TAS}_R^2 \right]^{\frac{1}{2}}}{c^R}$$

Où

D est le diamètre de l'hélice exprimé en mètre,

TAS_T et TAS_R sont respectivement les vitesses vraies de l'avion exprimé en mètre par seconde dans les conditions d'essai et les conditions de référence,

N est la vitesse de l'hélice exprimée en tour par minute,

c^T est la vitesse du son, à l'altitude de l'avion, exprimée en mètres par seconde, en fonction de la température à la hauteur de test, en partant de l'hypothèse d'une variation selon la hauteur du gradient vertical de la température ISA.

c^R est la vitesse du son, à l'altitude de l'avion, exprimée 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.

Les niveaux de bruit mesurés sont corrigés en fonction du nombre de Mach périphérique de l'hélice selon la formule :

$$\Delta 2 = f(M^R) - f(M^T)$$

Où $f(M)$ est l'équation de la courbe de tendance polynomiale d'ordre 2 ou 3 qui exprime le niveau de bruit corrigé de hauteur en fonction du nombre de Mach périphérique dans les conditions d'essai.

3. Calcul de la vitesse vraie (TAS)

TAS_T et TAS_R sont respectivement les vitesses vraies de l'avion exprimé en mètre par seconde dans les conditions d'essai et les conditions de référence.

$$TAS_T = \frac{IAS}{\sqrt{\frac{P_{mesure}}{P_{standard}} \times \frac{T_{standard}}{T_{mesure}} \left(1 - \frac{\beta}{T_{mesure}} \times (z_{avion} - z_{mesure})\right)^{\alpha-1}}}$$

et,

$$TAS_R = \frac{IAS}{\sqrt{\left(1 - \frac{\beta}{T_{standard}} \times (z_{avion})\right)^{\alpha-1}}}$$

Où

IAS est la vitesse de l'avion lue à son bord, exprimée en mètre par seconde,

P_{mesure} est la pression mesurée, exprimée en hecto pascal,

T_{mesure} est la température mesurée, exprimée en Kelvin,

P_{standard} est égale à 1013,25 hecto pascal,

T_{standard} est égale à 288,15 Kelvin,

Z_{avion} est la hauteur de l'avion par rapport au sol, exprimée en mètre,

Z_{mesure} est la hauteur du point de mesure des données météorologiques, exprimée en mètre,

β est le gradient vertical de température, il est égal à 0,0065 Kelvin par mètre,

α est un coefficient, il est égal à $\frac{9.80665}{287.05 \times 0.0065}$

4. Correction de performances au décollage et en montée

L'ajustement destiné à tenir compte des performances au décollage et en montée de l'avion est déterminé selon la formule :

$$\Delta\text{Perf} = 20 \log_{10} \left[(3500 - D_{15}) \frac{R/C}{V_y} + 15 \right] - 49,6$$

Où,

D_{15} est la distance en mètre 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 est la vitesse ascensionnelle en mètre par seconde, optimale à la masse maximale au décollage certifiée et à la puissance maximale de décollage

V_y est la vitesse de montée en mètre par seconde, 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 utilise les chiffres de 610 m pour les avions monomoteurs et 825 m pour les avions multimoteurs.

Si $\Delta dB < -5$, on limite la correction à -5 dB(A)

Si $\Delta dB > 5$, on limite la correction à 5 dB(A)

Si la correction ne peut pas être calculée (données non validées, manque de données,...) la valeur forfaitaire de -5 dB(A) est retenue.

1