(12) DEMANDE INTERNATIONALE PUBLIÉE EN VERTU DU TRAITÉ DE COOPÉRATION EN MATIÈRE DE BREVETS (PCT)

(19) Organisation Mondiale de la Propriété Intellectuelle
Bureau international

(43) Date de la publication internationale
30 octobre 2008 (30.10.2008)

PCT

(10) Numéro de publication internationale
WO 2008/129177 A1

(51) Classification internationale des brevets :
*F02K 1/82* (2006.01) *F02K 3/06* (2006.01)

(21) Numéro de la demande internationale :
PCT/FR2008/000348

(22) Date de dépôt international : 17 mars 2008 (17.03.2008)

(25) Langue de dépôt : français

(26) Langue de publication : français

(30) Données relatives à la priorité :
0702127 23 mars 2007 (23.03.2007) FR

(71) Déposant *(pour tous les États désignés sauf US)* : **AIRBUS FRANCE** [FR/FR]; 316 Route de Bayonne, F-31060 Toulouse (FR).

(72) Inventeurs; et

(75) Inventeurs/Déposants *(pour US seulement)* : **CROSTA, Franck** [FR/FR]; 25 Rue du Volvestre, F-31490 Leguevin (FR). **PRAT, Damien** [FR/FR]; 7 Chemin de la Butte, F-31770 Colomiers (FR).

(74) Mandataire : **BONNETAT, Christian**; Cabinet Bonnétat, 29 Rue de St. Petersbourg, F-75008 Paris (FR).

(81) États désignés *(sauf indication contraire, pour tout titre de protection nationale disponible)* : AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IS, JP, KE, KG, KM, KN, KP, KR, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LT, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PG, PH, PL, PT, RO, RS, RU, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, SV, SY, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW.

(84) États désignés *(sauf indication contraire, pour tout titre de protection régionale disponible)* : ARIPO (BW, GH, GM, KE, LS, MW, MZ, NA, SD, SL, SZ, TZ, UG, ZM,

*[Suite sur la page suivante]*

(54) Title: METHOD FOR REDUCING SOUND OUTPUT AT THE BACK OF A TURBO ENGINE AND TURBO ENGINE IMPROVED BY THIS METHOD

(54) Titre : PROCÉDÉ POUR RÉDUIRE LES ÉMISSIONS SONORES À L'ARRIÈRE D'UN TURBOMOTEUR ET TURBOMOTEUR PERFECTIONNÉ PAR LE PROCÉDÉ

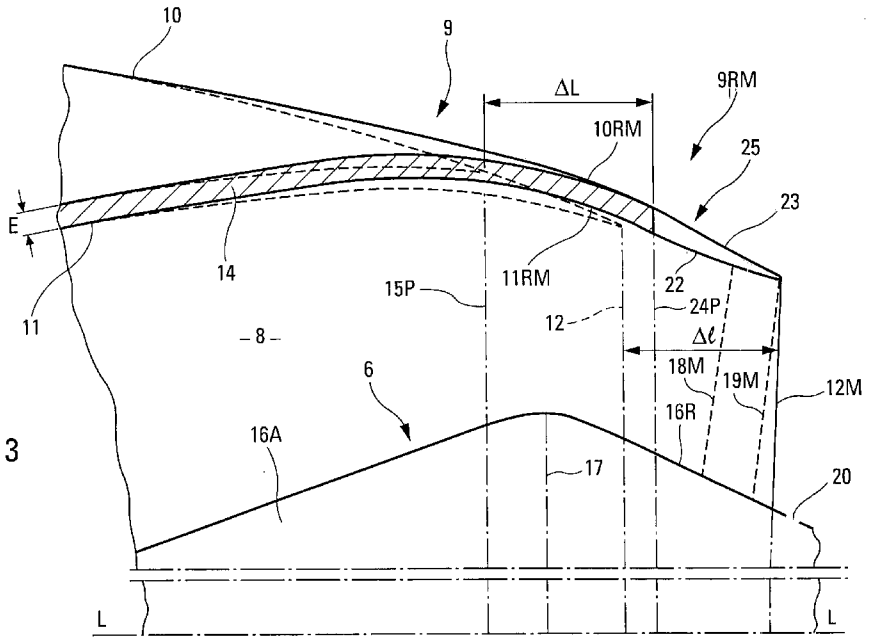



Fig. 3

(57) Abstract: The invention relates to a method for reducing the noise missions from the rear of a turbo engine, and a turbo engine improved by said method. According to the invention, thee nozzle for the cold flow (9) is modified by a transverse expansion and a lengthening thereof such as to be able to increase the length of the acoustic damping coating (14) supported on the inside of said nozzle.

*[Suite sur la page suivante]*

WO 2008/129177 A1

ZW), eurasien (AM, AZ, BY, KG, KZ, MD, RU, TJ, TM), européen (AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MT, NL, NO, PL, PT, RO, SE, SI, SK, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

**Publiée :**

— *avec rapport de recherche internationale*

— *avant l'expiration du délai prévu pour la modification des revendications, sera republiée si des modifications sont reçues*

**(57) Abrégé :** L'invention concerne un procédé pour réduire les émissions sonores à l'arrière d'un turbomoteur et un turbomoteur perfectionné par le procédé. Selon l'invention, on modifie, en la dilatant transversalement et en l'allongeant, la tuyère du flux froid (9) pour pouvoir augmenter la longueur du revêtement d'atténuation acoustique (14) porté intérieurement par ladite tuyère.

# Procédé pour réduire les émissions sonores à l'arrière d'un turbomoteur et turbomoteur perfectionné par le procédé.

La présente invention concerne un procédé pour réduire les émissions sonores à l'arrière d'un turbomoteur à double flux pour aéronef, ainsi qu'un turbomoteur perfectionné par la mise en œuvre de ce procédé.

On sait que les turbomoteurs à double flux comportent une nacelle délimitant une entrée d'air à l'avant et contenant axialement une soufflante de flux froid, un générateur central de flux chaud et un canal de soufflante à section annulaire pourvu, à l'arrière, d'une tuyère pour ledit flux froid, et que, dans au moins certains de ces turbomoteurs :

- ladite tuyère du flux froid est formée par un capot externe de soufflante et par un capot interne de soufflante dont les parties arrière sont respectivement convexe et concave et convergent l'une vers l'autre jusqu'à se rejoindre pour former un orifice de sortie pour le flux froid ;
- un revêtement d'atténuation acoustique à section annulaire qui doit présenter une épaisseur optimale prédéterminée pour atténuer de façon efficace le bruit engendré par ladite soufflante et véhiculé par ledit flux froid, ledit revêtement étant porté intérieurement par ledit capot interne de soufflante, là où la distance entre lesdites parties convergentes desdits capots externe et interne de soufflante est au moins égale à ladite épaisseur optimale du revêtement d'atténuation acoustique ;
- ledit générateur de flux chaud est enfermé dans un capot moteur axial présentant la forme au moins approximative d'une surface conique avant divergente et d'une surface conique arrière convergente opposées par une base commune qui se trouve en avant dudit orifice de sortie du flux froid, le col de tuyère et la section de sortie du flux froid étant délimités entre la partie arrière du capot interne de soufflante et la surface conique arrière dudit capot moteur, ladite surface conique arrière com-

portant, dans sa partie arrière, au moins une ouverture qui est disposée à l'extérieur par rapport audit orifice de sortie du flux froid et qui est destinée à évacuer à l'extérieur un flux d'air de ventilation, prélevé sur ledit flux froid et introduit dans ledit capot moteur pour réguler la température dudit générateur de flux chaud ; et

- ledit canal de soufflante est délimité entre ledit capot interne de soufflante et ledit capot moteur.

Dans un tel turbomoteur, la partie arrière de la tuyère du flux froid ne peut présenter des caractéristiques d'atténuation optimales, puisque toute sa partie dans laquelle la distance entre les parties arrière convergentes desdits capots externe et interne de soufflante est inférieure à ladite épaisseur optimale dudit revêtement d'atténuation ne peut, bien entendu, loger ledit revêtement.

L'objet de la présente invention est de remédier à cet inconvénient en permettant de loger entre lesdites parties arrière convergentes des capots externe et interne de soufflante une surface plus importante de revêtement d'atténuation acoustique.

A cette fin, selon l'invention, à partir d'un état initial du turbomoteur comportant des parties arrière de capots interne et externe de soufflante, un orifice de sortie pour le flux froid, un col de tuyère et une section de sortie du flux froid disposés de la façon initiale décrite ci-dessus, le procédé est remarquable :

- en ce que, sans apporter de modifications audit capot moteur axial :
  - on modifie ladite partie arrière initiale concave du capot interne de soufflante :
    - en l'écartant progressivement de l'axe dudit turbomoteur et en l'allongeant vers l'arrière au-delà dudit orifice de sortie du flux froid initial,

- puis en la prolongeant vers l'arrière par une partie d'extrémité arrière convexe dont le bord arrière définit un orifice de sortie modifié pour le flux froid, ce dernier orifice étant disposé au voisinage de ladite ouverture d'évacuation de l'air de ventilation, mais en avant de celle-ci, et
- en conformant ladite partie d'extrémité arrière convexe de façon que celle-ci délimite, avec ladite surface conique arrière du capot moteur axial :
  * un col de tuyère modifié dont l'aire est égale à celle dudit col de tuyère initial, et
  * une section de sortie du flux froid modifiée dont l'aire est égale à celle de ladite section de sortie du flux froid initiale ; et

- on modifie ladite partie arrière initiale convexe dudit capot externe de soufflante :
  - en l'écartant progressivement de l'axe dudit turbomoteur et en l'allongeant vers l'arrière jusqu'au delà dudit orifice de sortie de flux froid initial,
  - puis en la prolongeant vers l'arrière par une partie d'extrémité arrière concave dont le bord arrière rejoint ledit bord arrière de ladite partie d'extrémité arrière convexe pour former en commun ledit orifice de sortie de flux froid modifié, et
  - en conformant ladite partie arrière convexe modifiée de façon que celle-ci délimite, avec ladite partie arrière concave modifiée du capot interne de soufflante, un espace intermédiaire dont l'épaisseur est, jusqu'au-delà dudit orifice de sortie initial pour le flux froid, au moins égale à ladite épaisseur optimale pour ledit revêtement d'atténuation acoustique, et

– en ce qu'on dispose ledit revêtement d'atténuation acoustique dans l'intégralité dudit espace intermédiaire.

Ainsi, grâce à une telle dilatation transversale et à un tel allongement de la tuyère du flux froid, on peut augmenter beaucoup, vers l'arrière, la longueur axiale (parallèlement à l'axe dudit turbomoteur) du revêtement d'atténuation acoustique que l'on peut installer à la périphérie du canal de soufflante. Il en résulte donc une excellente réduction des émissions sonores émises par la soufflante vers l'arrière du turbomoteur.

De plus, par la mise en œuvre du procédé conforme à la présente invention, on obtient le résultat avantageux que l'augmentation de longueur axiale obtenue pour le revêtement acoustique est supérieure à l'augmentation de longueur axiale (distance entre les orifices de sortie initial et modifié pour le flux froid) qui en résulte pour la tuyère de flux froid. L'expérience a montré que cette augmentation de longueur axiale du revêtement acoustique pouvait être jusqu'à 25% plus grande que l'augmentation de longueur axiale de la tuyère du flux froid.

On remarquera que la modification, conforme à la présente invention, de la partie arrière initiale convexe du capot externe de soufflante entraîne la formation d'une zone d'inflexion au raccord de la partie d'extrémité arrière concave. La variation de courbure qui apparaît dans cette zone d'inflexion ne doit pas engendrer une inversion de gradient de pression, qui aurait pour effet de décoller la couche limite de la partie arrière du capot externe de soufflante. Pour éviter cet inconvénient, on fait en sorte que le paramètre de forme Hi de la zone d'inflexion reste inférieur à 1,6.

Bien entendu, la présente invention concerne de plus un turbomoteur perfectionné conformément au procédé décrit ci-dessus.

Les figures du dessin annexé feront bien comprendre comment l'invention peut être réalisée. Sur ces figures, des références identiques

désignent des éléments semblables.

La figure 1 est une coupe axiale schématique d'un turbomoteur à double flux.

La figure 2 est une demi-coupe schématique et partielle, transversalement dilatée, de la partie arrière de la tuyère de flux froid initiale du turbomoteur de la figure 1, la partie arrière modifiée étant représentée en pointillés.

La figure 3 est une demi-coupe schématique et partielle, transversalement dilatée, de la partie arrière de la tuyère de flux froid modifiée, ladite figure 3 étant comparable à la figure 2 et la partie arrière initiale y étant représentée en pointillés.

Le turbomoteur à double flux 1 d'axe longitudinal L-L, représenté sur la figure 1, comporte une nacelle 2 délimitant une entrée d'air 3 à l'avant et contenant axialement une soufflante 4 engendrant le flux froid symbolisé par des flèches 5, un générateur central 6 engendrant le flux chaud symbolisé par des flèches 7 et un canal de soufflante à section annulaire 8 pourvu d'une tuyère 9 pour ledit flux froid 5.

Comme le montre également, et à plus grande échelle, la figure 2, la tuyère de flux froid 9 est formée par un capot externe de soufflante 10 et par un capot interne de soufflante 11 dont les parties arrière 10R et 11R, respectivement convexe et concave, convergent l'une vers l'autre vers l'arrière pour former l'orifice de sortie 12 du flux froid 5.

Un revêtement d'atténuation acoustique 14, à section annulaire, par exemple du type connu à alvéoles, est porté intérieurement par le capot interne de soufflante 11. Pour atténuer de façon efficace vers l'arrière le bruit engendré par la soufflante 4 et véhiculé par le flux froid 5, le revêtement d'atténuation acoustique 14 doit avoir une épaisseur optimale égale à E. En conséquence, le revêtement d'atténuation acoustique 14 ne peut être disposé dans la pointe arrière annulaire 15 de la nacelle 2, adja-

cente à l'orifice de sortie 12 et commençant vers l'arrière au plan transversal 15P, dans laquelle la distance entre les parties convergentes des capots 10 et 11 est inférieure à l'épaisseur E.

Le générateur du flux chaud 6 est enfermé dans un capot moteur axial 16 présentant la forme au moins approximative d'une surface conique avant divergente 16A et d'une surface conique arrière convergente 16R, opposées par une base commune 17 qui se trouve en avant de l'orifice de sortie 12 du flux froid 5.

La partie arrière 11R du capot interne de soufflante 11 et la surface conique arrière 16R du capot moteur 16 délimitent entre elles le col 18 de la tuyère de flux froid 9 et la section de sortie 19 dudit flux froid 5, ledit col 18 et ladite section de sortie 19 étant chacun formés par une surface annulaire légèrement conique coaxiale à l'axe L-L du turbomoteur 1.

La surface conique arrière 16R comporte, en arrière et à l'extérieur de l'orifice de sortie 12 du flux froid, au moins une ouverture 20 (par exemple en forme de fente annulaire) destinée à évacuer à l'extérieur un flux d'air de ventilation symbolisé par les flèches 21 et prélevé (de façon connue et non représentée) sur le flux froid 5 et introduit dans le capot moteur 16 (également de façon connue et non représentée) pour réguler la température dudit générateur de flux chaud 6.

Le canal de soufflante 8 est ainsi délimité entre ledit capot interne de soufflante 11 (ou le revêtement d'atténuation acoustique 14) et ledit capot moteur 16.

Conformément à la présente invention, pour pouvoir augmenter vers l'arrière parallèlement à l'axe L-L du turbomoteur 1, la longueur du revêtement d'atténuation acoustique 14, d'épaisseur optimale E et donc réduire le bruit à l'arrière dudit turbomoteur, sans pour cela nuire aux performances de celui-ci :

– on n'apporte aucune modification au capot moteur 16 du générateur de flux chaud 6, mais comme l'illustre la figure 2 :
  - on modifie ladite partie arrière initiale concave 11R du capot interne de soufflante 11 :
    - en l'écartant progressivement de l'axe L-L dudit turbomoteur et en l'allongeant vers l'arrière au-delà dudit orifice de sortie du flux froid initial 12 (voir la ligne pointillée 11RM),
    - puis en la prolongeant vers l'arrière par une partie d'extrémité arrière convexe 22 dont le bord arrière définit un orifice de sortie modifié 12M pour le flux froid, ce dernier orifice 12M étant disposé au voisinage de ladite ouverture 20 d'évacuation de l'air de ventilation, mais en avant de celle-ci, et
    - en conformant ladite partie d'extrémité arrière convexe 22 de façon que celle-ci délimite, avec ladite surface conique arrière 16R du capot moteur axial 16 :
      * un col de tuyère modifié 18M dont l'aire est égale à celle dudit col de tuyère initial 18, et
      * une section de sortie du flux froid modifiée 19M dont l'aire est égale à celle de ladite section de sortie du flux froid initiale 19 ; et, de plus
  - on modifie ladite partie arrière initiale convexe 10R dudit capot externe de soufflante 10 :
    - en l'écartant progressivement de l'axe L-L dudit turbomoteur et en l'allongeant vers l'arrière jusqu'au delà dudit orifice de sortie de flux froid initial 12 (voir la ligne pointillé 10 RM),
    - puis en la prolongeant vers l'arrière par une partie d'extrémité arrière concave 23 dont le bord arrière rejoint ledit bord arrière de ladite partie d'extrémité arrière convexe 22 pour former en commun ledit orifice de sortie de flux froid modifié 12M, et

- on conforme ladite partie arrière convexe modifiée 10RM de façon que celle-ci délimite, avec ladite partie arrière concave modifiée 11RM du capot interne de soufflante 11, un espace intermédiaire 24 dont l'épaisseur est, jusqu'au-delà dudit orifice de sortie initial pour le flux froid 12, au moins égale à ladite épaisseur optimale E pour ledit revêtement d'atténuation acoustique 14, et

– on dispose ledit revêtement d'atténuation acoustique 14 dans l'intégralité dudit espace intermédiaire 24, jusqu'au plan 24P à partir duquel, vers l'arrière, l'épaisseur de ce dernier devient inférieure à l'épaisseur optimale E pour le revêtement 14 (voir également la figure 3).

Ainsi, le revêtement d'atténuation acoustique 14 peut s'étendre jusqu'au plan transversal 24P, disposé en arrière de l'orifice de sortie de flux froid initial 12.

Sur la figure 3, sur laquelle on a représenté en traits pleins la partie arrière 9RM de la tuyère 9, modifiée comme indiqué ci-dessus, avec en pointillés le contour de la tuyère 9 initiale, on peut constater que l'allongement $\Delta L$ de la longueur axiale du revêtement 14 ainsi obtenu est supérieur à l'allongement $\Delta \ell$ de la tuyère vers l'arrière.

On remarquera que, à la jonction entre la partie convexe modifiée 10RM et la partie d'extrémité arrière concave 23, il se forme un profil d'inflexion 25 sur le capot externe de soufflante. On conforme de plus ce profil d'inflexion 25 afin de n'engendrer aucun décollement de la couche limite. A cet effet, le paramètre de forme Hi du profil d'inflexion 25 est choisi au plus égal à 1,6.

# REVENDICATIONS

1. Procédé pour réduire les émissions sonores à l'arrière d'un turbomoteur (1) d'aéronef à double flux, ledit procédé mettant en œuvre des modifications de l'arrière dudit turbomoteur (1) et celui-ci comportant une nacelle (2) délimitant une entrée d'air (3) à l'avant et contenant axialement une soufflante de flux froid (4), un générateur central de flux chaud (6) et un canal de soufflante (8) à section annulaire pourvu, à l'arrière, d'une tuyère (9) pour ledit flux froid, turbomoteur dans lequel, dans son état initial avant modifications :

- ladite tuyère du flux froid (9) est formée par un capot externe de soufflante (10) et par un capot interne de soufflante (11) dont les parties arrière initiales (10R, 11R) sont respectivement convexe et concave et convergent l'une vers l'autre jusqu'à se rejoindre pour former un orifice de sortie initial (12) pour le flux froid (5) ;
- un revêtement d'atténuation acoustique (14) à section annulaire qui doit présenter une épaisseur optimale prédéterminée (E) pour atténuer de façon efficace le bruit engendré par ladite soufflante (4) et véhiculé par ledit flux froid (5), ledit revêtement (14) étant porté intérieurement par ledit capot interne de soufflante (11), là où la distance entre lesdites parties convergentes desdits capots externe et interne de soufflante est au moins égale à ladite épaisseur optimale (E) du revêtement d'atténuation acoustique (14) ;
- ledit générateur de flux chaud (6) est enfermé dans un capot moteur axial (16) présentant la forme au moins approximative d'une surface conique avant divergente (16A) et d'une surface conique arrière convergente (16R) opposées par une base commune (17) qui se trouve en avant dudit orifice de sortie du flux froid initial (12), le col de tuyère initial (18) et la section de sortie du flux froid initiale (19) étant délimités entre la partie arrière initiale (11R) du capot interne de soufflante

(11) et la surface conique arrière (16R) dudit capot moteur (6), ladite surface conique arrière (16R) comportant, dans sa partie arrière, au moins une ouverture (20) qui est disposée à l'extérieur par rapport audit orifice de sortie initial (12) du flux froid et qui est destinée à évacuer à l'extérieur un flux d'air de ventilation (21), prélevé sur ledit flux froid (5) et introduit dans ledit capot moteur (16) pour réguler la température dudit générateur de flux chaud (6) ; et

- ledit canal de soufflante (8) est délimité entre ledit capot interne de soufflante (11) et ledit capot moteur (16),

caractérisé :

- en ce que, sans apporter de modifications audit capot moteur axial (16) :
  - on modifie ladite partie arrière initiale concave (11R) du capot interne de soufflante (11) :
    - en l'écartant progressivement de l'axe (L-L) dudit turbomoteur et en l'allongeant vers l'arrière au-delà dudit orifice de sortie du flux froid initial (12),
    - puis en la prolongeant vers l'arrière par une partie d'extrémité arrière convexe (22) dont le bord arrière définit un orifice de sortie modifié (12M) pour le flux froid, ce dernier orifice (12M) étant disposé au voisinage de ladite ouverture (20) d'évacuation de l'air de ventilation, mais en avant de celle-ci, et
    - en conformant ladite partie d'extrémité arrière convexe (22) de façon que celle-ci délimite, avec ladite surface conique arrière (16R) du capot moteur axial (16) :
      * un col de tuyère modifié (18M) dont l'aire est égale à celle dudit col de tuyère initial (18), et

* une section de sortie du flux froid modifiée (19M) dont l'aire est égale à celle de ladite section de sortie du flux froid initiale (19) ; et

- on modifie ladite partie arrière initiale convexe (10R) dudit capot externe de soufflante (10) :
  - o en l'écartant progressivement de l'axe (L-L) dudit turbomoteur et en l'allongeant vers l'arrière jusqu'au delà dudit orifice de sortie de flux froid initial (12),
  - o puis en la prolongeant vers l'arrière par une partie d'extrémité arrière concave (23) dont le bord arrière rejoint ledit bord arrière de ladite partie d'extrémité arrière convexe (22) pour former en commun ledit orifice de sortie de flux froid modifié (12M), et
  - o en conformant ladite partie arrière convexe modifiée (10RM) de façon que celle-ci délimite, avec ladite partie arrière concave modifiée (11RM) du capot interne de soufflante, un espace intermédiaire (24) dont l'épaisseur est, jusqu'au-delà dudit orifice de sortie initial pour le flux froid (12), au moins égale à ladite épaisseur optimale (E) pour ledit revêtement d'atténuation acoustique (14), et
- en ce qu'on dispose ledit revêtement d'atténuation acoustique (14) dans l'intégralité dudit espace intermédiaire (24).

2. Procédé selon la revendication 1,

caractérisé en ce que le profil d'inflexion (25) formé entre la partie arrière convexe écartée et allongée dudit capot externe de soufflante et ladite partie d'extrémité arrière concave de prolongement (23) est prévu pour n'engendrer aucun décollement de la couche limite.

3. Procédé selon la revendication 2,

caractérisé en ce que le paramètre de forme Hi dudit profil d'inflexion (25) est au plus égal à 1,6.

4. Turbomoteur (1) à double flux perfectionné selon le procédé de l'une quelconque des revendications 1 à 3.

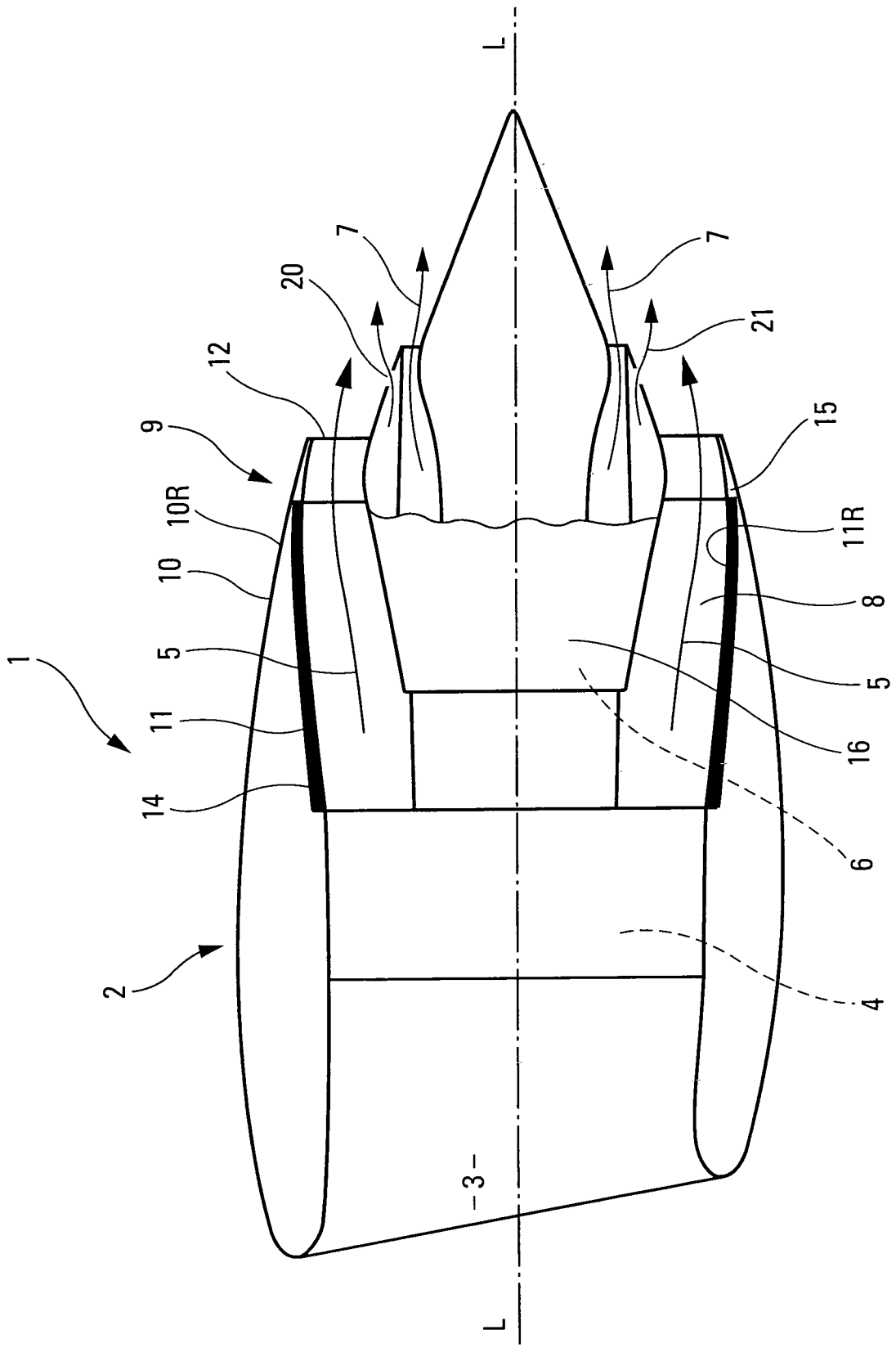



Fig. 1

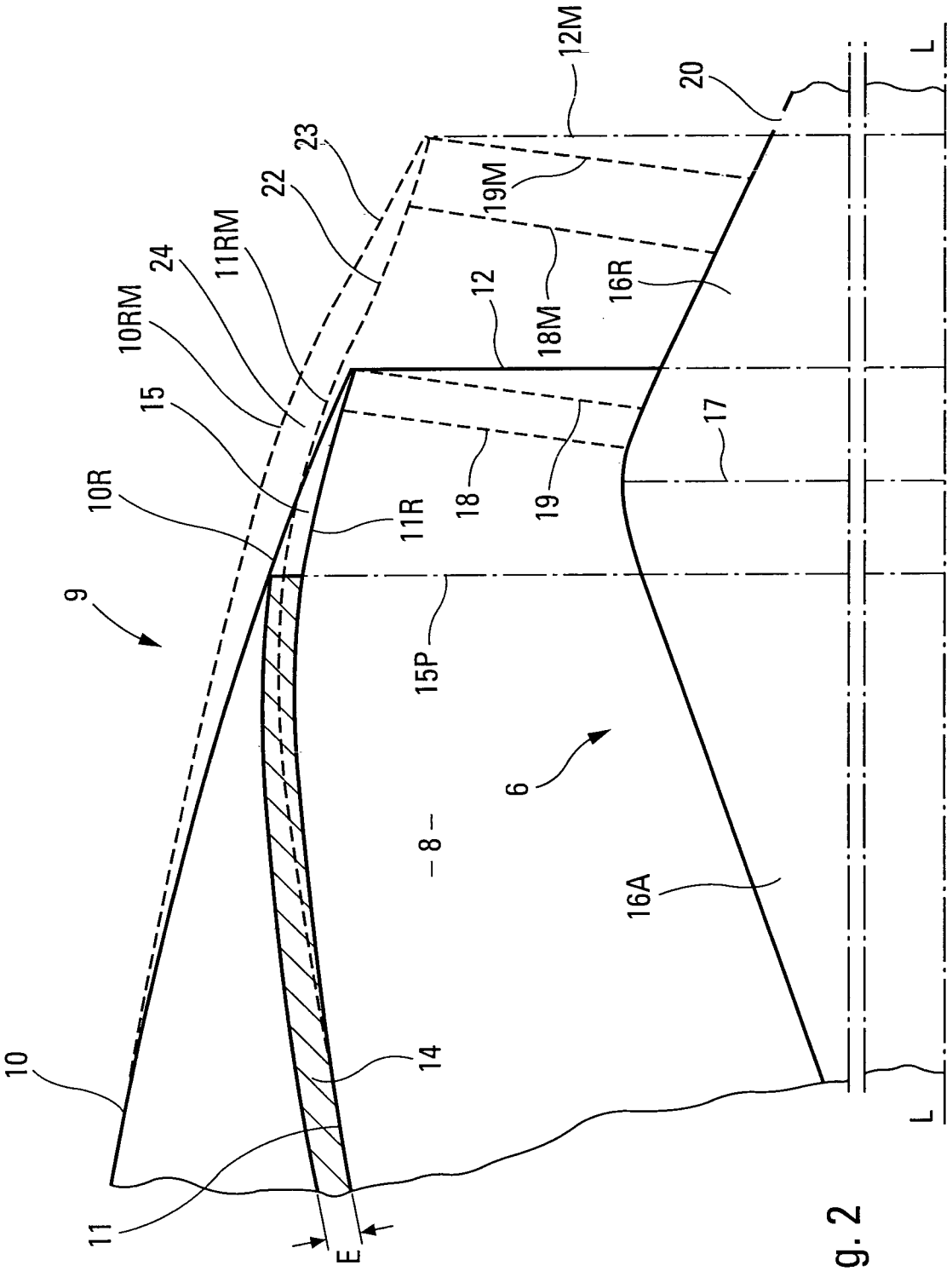

12M
20
L
23
22
19M
11RM
24
10RM
12
18M
16R
15
17
10R
11R
18
19
9
15P
6
8
16A
10
14
11
E
L

Fig. 2

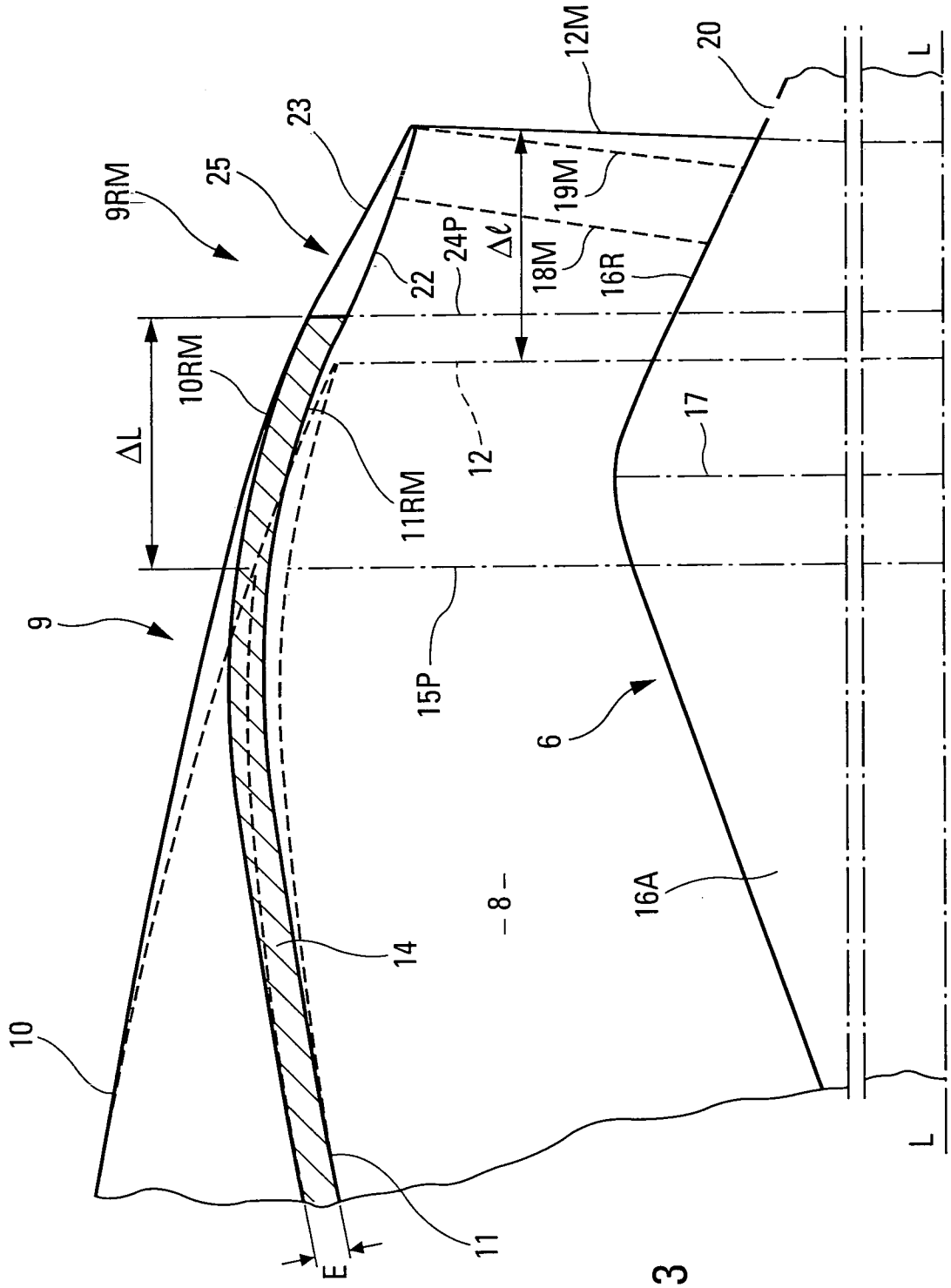

12M
20
L
23
25
9RM
19M
Δℓ
24P
22
18M
16R
10RM
ΔL
12
17
11RM
9
15P
6
10
14
8
16A
11
E
L

Fig. 3

# INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No
PCT/FR2008/000348

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER
INV. F02K1/82 F02K3/06

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)
F02K

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practical, search terms used)
EPO-Internal

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

| Category* | Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages | Relevant to claim No. |
|---|---|---|
| A | FR 2 885 955 A (AIRBUS FRANCE SOC PAR ACTIONS [FR])<br>24 November 2006 (2006-11-24)<br>the whole document<br>figure 3 | 1-4 |
| A | EP 1 340 901 A (BOEING CO [US])<br>3 September 2003 (2003-09-03)<br>paragraphs [0006], [0013] - [0015], [0018]<br>figure 2 | 1-4 |
| A | US 5 167 118 A (TORKELSON DELBERT W [US])<br>1 December 1992 (1992-12-01)<br>the whole document | 1-4 |

☐ Further documents are listed in the continuation of Box C.

☒ See patent family annex.

* Special categories of cited documents :

"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance

"E" earlier document but published on or after the international filing date

"L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)

"O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means

"P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed

"T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention

"X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone

"Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art.

"&" document member of the same patent family

| Date of the actual completion of the international search | Date of mailing of the international search report |
|---|---|
| 3 septembre 2008 | 10/09/2008 |

| Name and mailing address of the ISA/ | Authorized officer |
|---|---|
| European Patent Office, P.B. 5818 Patentlaan 2<br>NL – 2280 HV Rijswijk<br>Tel. (+31-70) 340-2040, Tx. 31 651 epo nl,<br>Fax: (+31-70) 340-3016 | Souris, Christophe |

# INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International application No
PCT/FR2008/000348

| Patent document cited in search report | Publication date | Patent family member(s) | Publication date |
|---|---|---|---|
| FR 2885955 A | 24-11-2006 | CA 2608373 A1 | 23-11-2006 |
| | | CN 101175913 A | 07-05-2008 |
| | | EP 1882096 A1 | 30-01-2008 |
| | | WO 2006123035 A1 | 23-11-2006 |
| EP 1340901 A | 03-09-2003 | US 2003159428 A1 | 28-08-2003 |
| | | US 2004074224 A1 | 22-04-2004 |
| US 5167118 A | 01-12-1992 | NONE | |

# RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale n°
PCT/FR2008/000348

**A. CLASSEMENT DE L'OBJET DE LA DEMANDE**
INV. F02K1/82 F02K3/06

Selon la classification internationale des brevets (CIB) ou à la fois selon la classification nationale et la CIB

**B. DOMAINES SUR LESQUELS LA RECHERCHE A PORTE**

Documentation minimale consultée (système de classification suivi des symboles de classement)
F02K

Documentation consultée autre que la documentation minimale dans la mesure où ces documents relèvent des domaines sur lesquels a porté la recherche

Base de données électronique consultée au cours de la recherche internationale (nom de la base de données, et si cela estréalisable, termes de recherche utilisés)
EPO-Internal

**C. DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS**

| Catégorie* | Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents | no. des revendications visées |
|---|---|---|
| A | FR 2 885 955 A (AIRBUS FRANCE SOC PAR ACTIONS [FR])<br>24 novembre 2006 (2006-11-24)<br>le document en entier<br>figure 3 | 1-4 |
| A | EP 1 340 901 A (BOEING CO [US])<br>3 septembre 2003 (2003-09-03)<br>alinéas [0006], [0013] - [0015], [0018]<br>figure 2 | 1-4 |
| A | US 5 167 118 A (TORKELSON DELBERT W [US])<br>1 décembre 1992 (1992-12-01)<br>le document en entier | 1-4 |

☐ Voir la suite du cadre C pour la fin de la liste des documents

☒ Les documents de familles de brevets sont indiqués en annexe

* Catégories spéciales de documents cités:

"A" document définissant l'état général de la technique, non considéré comme particulièrement pertinent

"E" document antérieur, mais publié à la date de dépôt international ou après cette date

"L" document pouvant jeter un doute sur une revendication de priorité ou cité pour déterminer la date de publication d'une autre citation ou pour une raison spéciale (telle qu'indiquée)

"O" document se référant à une divulgation orale, à un usage, à une exposition ou tous autres moyens

"P" document publié avant la date de dépôt international, mais postérieurement à la date de priorité revendiquée

"T" document ultérieur publié après la date de dépôt international ou la date de priorité et n'appartenenant pas à l'état de la technique pertinent, mais cité pour comprendre le principe ou la théorie constituant la base de l'invention

"X" document particulièrement pertinent; l'inven tion revendiquée ne peut être considérée comme nouvelle ou comme impliquant une activité inventive par rapport au document considéré isolément

"Y" document particulièrement pertinent; l'inven tion revendiquée ne peut être considérée comme impliquant une activité inventive lorsque le document est associé à un ou plusieurs autres documents de même nature, cette combinaison étant évidente pour une personne du métier

"&" document qui fait partie de la même famille de brevets

| Date à laquelle la recherche internationale a été effectivement achevée | Date d'expédition du présent rapport de recherche internationale |
|---|---|
| 3 septembre 2008 | 10/09/2008 |

| Nom et adresse postale de l'administration chargée de la recherche internationale | Fonctionnaire autorisé |
|---|---|
| Office Européen des Brevets, P.B. 5818 Patentlaan 2<br>NL – 2280 HV Rijswijk<br>Tel. (+31-70) 340-2040, Tx. 31 651 epo nl,<br>Fax: (+31-70) 340-3016 | Souris, Christophe |

# RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

**Renseignements relatifs aux membres de familles de brevets**

**Demande internationale n°**
PCT/FR2008/000348

| Document brevet cité au rapport de recherche | | Date de publication | Membre(s) de la famille de brevet(s) | | Date de publication |
|---|---|---|---|---|---|
| FR 2885955 | A | 24-11-2006 | CA | 2608373 A1 | 23-11-2006 |
| | | | CN | 101175913 A | 07-05-2008 |
| | | | EP | 1882096 A1 | 30-01-2008 |
| | | | WO | 2006123035 A1 | 23-11-2006 |
| EP 1340901 | A | 03-09-2003 | US | 2003159428 A1 | 28-08-2003 |
| | | | US | 2004074224 A1 | 22-04-2004 |
| US 5167118 | A | 01-12-1992 | AUCUN | | |