

(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 juillet 2009 (30.07.2009)

PCT

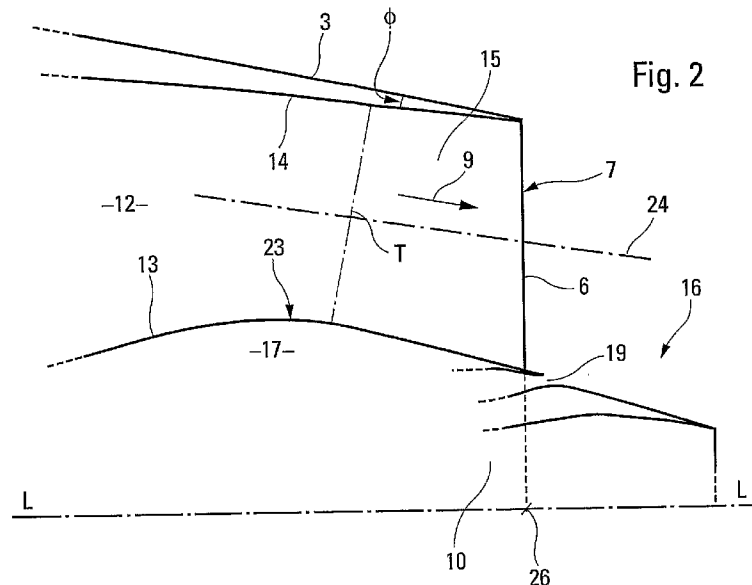
(10) Numéro de publication internationale  
**WO 2009/092893 A2**

- (51) Classification internationale des brevets :  
*F02K 3/06* (2006.01)
- (21) Numéro de la demande internationale :  
PCT/FR2008/001529
- (22) Date de dépôt international :  
30 octobre 2008 (30.10.2008)
- (25) Langue de dépôt : français
- (26) Langue de publication : français
- (30) Données relatives à la priorité :  
07 07783 6 novembre 2007 (06.11.2007) FR
- (71) Déposant (pour tous les États désignés sauf US) : AIR-  
BUS FRANCE [FR/FR]; 316 Route de Bayonne, F-31060  
TOULOUSE (FR).
- (72) Inventeurs; et
- (75) Inventeurs/Déposants (pour US seulement) : PRAT,  
Damien [FR/FR]; 7 Chemin de la Butte, 31770
- (74) Mandataire : CABINET BONNETAT; 29 rue de St-Pe-  
tersbourg, 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, ST, 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,  
ZW), eurasien (AM, AZ, BY, KG, KZ, MD, RU, TJ, TM),

[Suite sur la page suivante]

(54) Title: METHOD FOR IMPROVING THE PERFORMANCE OF A BYPASS TURBOJET ENGINE

(54) Titre : PROCÉDÉ POUR AMÉLIORER LES PERFORMANCES D'UN TURBOMOTEUR À DOUBLE FLUX.



(57) Abstract: Method for improving the performance of a bypass turbojet engine. According to the invention, the area of the annular outlet orifice (6) for the cold stream (9) is tailored to suit a reference value of the expansion ratio of said cold stream (9) which ranges between the extreme values of said expansion ratio corresponding respectively to the start and end of the phase of cruising flight.

[Suite sur la page suivante]

WO 2009/092893 A2



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 :**

— *sans rapport de recherche internationale, sera republiée dès réception de ce rapport*

---

**(57) Abrégé :** Procédé pour améliorer les performances d'un turbomoteur à double flux. Selon l'invention, l'aire de l'orifice annulaire (6) de sortie de flux froid (9) est adaptée à une valeur de référence du taux de détente dudit flux froid (9) comprise entre les valeurs extrêmes dudit taux de détente correspondant respectivement au début et à la fin de la phase de croisière.

Procédé pour améliorer les performances d'un turbomoteur à double flux.

La présente invention concerne des perfectionnements aux turbomoteurs à double flux pour avions, lesdits perfectionnements permettant d'augmenter les performances desdits turbomoteurs et d'en réduire le bruit en vol de croisière.

- 5 Plus particulièrement, l'invention concerne les turbomoteurs à double flux, par exemple décrits dans le document WO 2006/123035, du type comportant, autour d'un axe longitudinal :
- une nacelle pourvue d'un capot externe de nacelle et enfermant une soufflante engendrant le flux froid et un générateur central engendrant  
10 le flux chaud ;
  - un canal annulaire de flux froid ménagé autour dudit générateur central de flux chaud ;
  - un capot externe de soufflante délimitant ledit canal annulaire de flux froid du côté dudit capot externe de nacelle ;
  - 15 – un orifice annulaire de sortie du flux froid, dont le bord, qui forme le bord de fuite de ladite nacelle, est déterminé par ledit capot externe de nacelle et par ledit capot externe de soufflante convergeant l'un vers l'autre jusqu'à se rejoindre ;
  - un capot interne de soufflante délimitant ledit canal annulaire de flux  
20 froid du côté dudit générateur central de flux chaud, traversant ledit orifice de sortie du flux froid et formant une saillie vers l'arrière dudit turbomoteur hors dudit orifice de sortie du flux froid ; et
  - un col de tuyère de flux froid qui est ménagé, en avant dudit orifice de  
25 sortie du flux froid, entre ledit capot interne de soufflante et ledit capot externe de soufflante et dont la section annulaire présente une aire nominale fixée par le cycle thermodynamique du turbomoteur et inférieure à l'aire dudit orifice de sortie du flux froid, de sorte qu'une tuyère

convergente/divergente est formée à la partie arrière dudit canal de flux froid.

Lorsqu'un aéronef portant un tel turbomoteur est en vol, notamment en vol de croisière, il est connu que, par suite de la différence des pressions audit orifice de sortie du flux froid entre ledit flux froid et l'écoulement aérodynamique externe autour de ladite nacelle, il apparaît, dans ledit flux froid, en arrière dudit col de tuyère, une alternance de zones de survitesses supersoniques et de zones de vitesses subsoniques, les transitions entre les zones de survitesses supersoniques et les zones de vitesses subsoniques étant brutales, non progressives et sans valeurs de vitesse intermédiaires et résultant de chocs droits. Il en résulte que ledit flux froid est le siège d'ondes de choc qui se propagent à l'arrière dudit turbomoteur et qui non seulement engendrent un bruit important (dit "bruit de cellules de choc"), mais encore dégradent les performances du turbomoteur et donc celles de l'aéronef qui le porte.

La présente invention a pour objet de remédier à ces inconvénients, en prenant en compte le fait que, généralement, les aéronefs, et notamment les avions de transport civil, sont prévus pour accomplir, de façon répétitive, des missions de vol semblables.

A cette fin, selon l'invention, le procédé pour améliorer les performances d'un turbomoteur à double flux, du type rappelé ci-dessus et monté sur un aéronef devant accomplir une mission de vol déterminée comprenant une phase de vol de croisière, est remarquable en ce que :

- on détermine les valeurs extrêmes du taux de détente dudit flux froid correspondant respectivement au début et à la fin de ladite phase de croisière ;
- on choisit, entre lesdites valeurs extrêmes, une valeur de référence pour ledit taux de détente ;

- pour cette valeur de référence du taux de détente, on détermine la valeur théorique de l'aire dudit orifice de sortie du flux froid ; et
- on dispose ledit orifice de sortie du flux froid le long dudit axe longitudinal de façon que son aire corresponde à ladite valeur théorique.

5           Ainsi, grâce à la présente invention, on adapte au moins sensiblement la tuyère dudit turbomoteur aux conditions du vol de croisière de ladite mission, la pression du flux froid, à l'orifice de sortie de celui-ci, pouvant alors être proche, sinon égale, à la pression de l'écoulement aérodynamique externe autour de la nacelle. Il en résulte la disparition, dans  
10 ledit flux froid, des zones de survitesses et des chocs, ce qui améliore les performances du turbomoteur et en réduit les bruits.

          On remarquera que le document US 2004/0031258 A1 mentionne un turbomoteur dans lequel, pour éviter les ondes de choc à la sortie de la tuyère, on choisit en conséquence la valeur du rapport entre l'aire d'entrée  
15 et l'aire de sortie de ladite tuyère. On notera de plus que le document EP-A-1 619 376 décrit une tuyère à géométrie variable par coulissement axial.

          Dans le procédé conforme à la présente invention, lesdites valeurs du taux de détente dudit flux froid sont déterminées par le calcul, à partir  
20 de paramètres tels que le type de l'aéronef, sa masse, les performances désirées, la poussée demandée, le profil d'altitude du vol, etc ...

          Il est alors aisé de déterminer la valeur de référence du taux de détente comme étant au moins approximativement égale à la valeur moyenne entre lesdites valeurs extrêmes du taux de détente dudit flux  
25 froid correspondant respectivement au début et à la fin de ladite phase de croisière.

          Avantageusement, ladite valeur théorique de l'aire de l'orifice de sortie du flux froid, correspondant à ladite valeur de référence du taux de détente, est déterminée à partir d'une valeur théorique auxiliaire représen-

tative du rapport entre ladite aire théorique de l'orifice de sortie du flux froid et ladite aire nominale de la section dudit col de tuyère. Ainsi, ladite valeur théorique auxiliaire peut être prélevée sur des tables à la disposition des aérodynamiciens et généralement appelées "tables de détente ou compression isentropiques – tables de chocs" ("Expanded Mach Number Chart" en langue anglaise).

En effet, on sait qu'il existe, d'une part, une première bijection entre le taux de détente (qui est le rapport  $P_t/P$  entre la pression totale  $P_t$  et la pression statique  $P$  – ici la pression ambiante) et le nombre de Mach détendu  $M$  et, d'autre part, une seconde bijection entre ce nombre de Mach détendu  $M$  et le rapport entre l'aire de la section d'un tube de courant isentropique (c'est-à-dire l'aire théorique  $A_{th}$  de l'orifice de sortie) et l'aire de la section où le nombre de Mach est égal à 1 (c'est-à-dire l'aire  $A_c$  du col de tuyère).

Ainsi, pour la valeur de référence du taux de détente, lesdites tables mentionnées ci-dessus donnent d'abord le nombre de Mach détendu  $M$ , puis le rapport  $A_{th}/A_c$ . Puisque l'aire  $A_c$  du col de tuyère est nominale et connue, il est aisé d'en déduire l'aire  $A_{th}$  que doit avoir l'orifice de sortie du flux froid pour adapter la tuyère du flux froid au vol de croisière.

Dans le cas où ledit capot interne de soufflante présente la forme au moins approximative d'un tonneau, il est avantageux que ledit col de tuyère de flux froid soit disposé en arrière du maître-couple dudit capot interne de soufflante. Ainsi, ledit col de tuyère de flux froid peut être orienté de façon que ledit flux froid soit aligné sur le cône moyen de ladite tuyère.

Par ailleurs, afin de faciliter la mise en œuvre de la présente invention, il est avantageux que, au moins au voisinage dudit orifice annulaire de sortie du flux froid, l'angle de convergence entre ledit capot externe de

nacelle et ledit capot externe de soufflante soit égal à quelques degrés, par exemple de l'ordre de 5 degrés.

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 représente, en coupe axiale schématique, un turbomoteur conforme à la présente invention.

La figure 2 montre de façon schématique et partielle, et à plus grande échelle, la tuyère de flux froid du turbomoteur de la figure 1.

La figure 3 reproduit une partie des "tables de détente ou compression isentropiques – tables de chocs" à la disposition des aérodynamiciens.

Le turbomoteur à double flux 1, d'axe longitudinal L-L et montré sur la figure 1, comporte une nacelle 2 délimitée extérieurement par un capot externe de nacelle 3.

La nacelle 2 comporte, à l'avant, une entrée d'air 4 pourvue d'un bord d'attaque 5 et, à l'arrière, un orifice de sortie d'air 6 délimité par un bord de fuite 7.

A l'intérieur de ladite nacelle 2, sont disposés :

- une soufflante 8 dirigée vers l'entrée d'air 4 et apte à engendrer le flux froid 9 dudit turbomoteur 1 ;
- un générateur central 10, comprenant de façon connue des compresseurs à basse et haute pression, une chambre de combustion et des turbines à basse et haute pression, et engendrant le flux chaud 11 dudit turbomoteur 1 ; et
- un canal annulaire de flux froid 12, ménagé autour dudit générateur central 10, entre un capot interne de soufflante 13 disposé du côté du générateur central 10 et un capot externe de soufflante 14 disposé du côté du capot externe de nacelle 3.

Le capot externe de soufflante 14 converge, vers l'arrière du turbomoteur 1, en direction dudit capot externe de la nacelle 3, pour former avec celui-ci le bord 7 dudit orifice 6, qui constitue donc l'orifice de sortie du flux froid. L'angle  $\Phi$  formé entre lesdits capots convergents 3 et 14 au  
5 voisinage du bord de fuite 7 a une valeur de quelques degrés, par exemple 5 degrés (voir la figure 2).

Les capots interne et externe de soufflante 13 et 14 forment entre eux une tuyère 15 pour ledit flux froid 9, tuyère dont le col T est disposé en avant dudit orifice de sortie 6 et est indiqué en trait mixte sur la figure  
10 1. L'aire nominale  $A_c$  du col de tuyère annulaire T est fixée par le cycle thermodynamique du turbomoteur 1.

L'aire A de l'orifice annulaire de sortie 6 du flux froid est supérieure à l'aire nominale  $A_c$  du col de tuyère annulaire T, de sorte que le rapport  $A/A_c$  est supérieur à 1.

15 Ainsi, la tuyère 15 est du type convergente/divergente et son taux de convergence/divergence  $(A-A_c)/A_c$  est de l'ordre de quelque pour-cent, par exemple de 0,5% à 1%.

Par ailleurs, du côté arrière du turbomoteur 1, ledit capot interne de soufflante 13 forme une saillie 16 par rapport audit capot externe de soufflante 14, ladite saillie 16 étant extérieure audit orifice de sortie du flux froid 6.  
20

On peut mettre à profit la chambre annulaire 17 délimitée entre le capot interne de soufflante 13 et le générateur central 10 pour réguler la température de ce dernier. A cet effet, de l'air frais, provenant de la soufflante 8 et symbolisé par les flèches 18, est prélevé à l'avant de ladite  
25 chambre 17 et rejeté à l'arrière de celle-ci à travers au moins une ouverture de ventilation 19 pratiquée dans le capot interne de soufflante 13.

Lorsque l'aéronef (non représenté) qui porte le turbomoteur 1 se déplace, un écoulement aérodynamique externe 20 s'écoule autour de la

nacelle 2, alors que le flux froid 9 et le flux chaud 11 sont respectivement éjectés par l'orifice 6 et par le générateur central 10 : ainsi, le flux froid 9 entoure le flux chaud 11 et est lui-même entouré par l'écoulement aérodynamique 20. Il se forme donc une surface de glissement 21 entre le flux  
5 froid 9 et le flux chaud 11, ainsi qu'une surface de glissement 22 entre ledit écoulement aérodynamique externe 20 et ledit flux froid 9. De plus, l'air de ventilation 18, sortant par l'ouverture 19, se mêle tout d'abord au flux froid 9, puis au flux chaud 11, et s'incorpore à la surface de glissement 21 entre ces derniers.

10 Avec la tuyère 15, montrée par les figures 1 et 2 et conforme à la présente invention, il n'apparaît, dans le flux froid 9, aucune alternance de zones de survitesses et de zones de vitesses subsoniques séparées par des chocs droits, génératrice de bruits et de perte de performances pour le turbomoteur 1, comme cela est expliqué ci-après.

15 Tout d'abord, le capot interne de soufflante 13 présentant la forme au moins approximative d'un tonneau, il est avantageux de positionner le col de tuyère T au voisinage du maître-couple 23 dudit capot 13, mais en arrière dudit maître-couple, pour bénéficier d'un léger effet de courbure permettant d'orienter ledit col de tuyère T de façon que ledit flux  
20 froid 9 s'aligne sur le cône moyen 24 de ladite tuyère 15.

Par ailleurs, par le calcul, on détermine les valeurs du taux de détente de la tuyère 15 au début et à la fin de la phase de croisière d'une mission de vol que doit principalement effectuer l'aéronef portant le turbomoteur 1. Puis, on détermine la moyenne de ces deux valeurs pour obtenir une valeur de référence VR de taux de détente qui est représentative  
25 du rapport  $P_t/P$  entre la valeur  $P_t$  de la pression totale du flux froid 9 et la valeur P de la pression statique (ambiante) à la sortie de l'orifice annulaire 6.

Comme représenté partiellement sur la figure 3, les "tables 25 de détente ou compression isentropiques – tables de chocs" à la disposition des aérodynamiciens regroupent les valeurs d'une pluralité de grandeurs aérodynamiques qui se correspondent. Sur la figure 3, la partie de table 25 représentée montre le nombre de Mach  $M$ , le nombre de Mach critique  $M_c$ , la grandeur  $\Pi$  représentant le rapport de la pression statique à la pression totale et la grandeur  $\Sigma$  représentative du rapport de l'aire de la section d'un tube de courant isentropique à l'aire de la section où le nombre de Mach est égal à 1.

Ainsi, pour la valeur  $VR$  du taux de détente déterminée ci-dessus (et qui correspond à la grandeur  $1/\Pi$ ), on peut déterminer, par consultation de la table 25, d'une part le nombre de Mach détendu  $M$ , puis la valeur du rapport  $A_{th}/A_c$  (qui correspond à la grandeur  $\Sigma$ ) entre l'aire théorique  $A_{th}$  de l'orifice de sortie 6 et l'aire  $A_c$  du col de tuyère T.

Par exemple, si la valeur de référence  $VR$  est égale à 2,625 –c'est-à-dire si  $\Pi$  est égale à 0,3809– la table 25 montre que le nombre de Mach détendu  $M$  est égal à 1,260 et que, pour cette dernière valeur de  $M$ , la grandeur  $\Sigma$  est égale à 1,050. Par suite, dans cet exemple particulier, l'aire théorique  $A_{th}$  de l'orifice de sortie 6 du flux froid devrait être égale à  $1,050 \times A_c$ , c'est-à-dire que le taux de convergence-divergence de la tuyère de flux froid 15 serait égal à 5%.

On a ainsi déterminé la valeur théorique  $A_{th}$  que doit présenter l'aire  $A$  de l'orifice de sortie de flux froid 6 pour que ladite tuyère 15 soit adaptée au moins sensiblement à la phase de croisière de la mission que doit effectuer l'avion portant le turbomoteur 1.

En conséquence, ledit orifice de sortie 6 est disposé, le long dudit axe L-L, à l'emplacement 26 auquel, compte tenu de la forme du capot interne de soufflante 13, son aire  $A$  prend la valeur théorique  $A_{th}$ .

Bien entendu, l'ouverture 19 doit être placée de façon à se trouver en arrière dudit orifice de sortie 6.

## REVENDEICATIONS

1. Procédé pour améliorer les performances d'un turbomoteur à double flux monté sur un aéronef devant accomplir une mission de vol déterminée comprenant une phase de vol de croisière, ledit turbomoteur comportant, autour de son axe longitudinal (L-L) :

- une nacelle (2) pourvue d'un capot externe de nacelle (3) et enfermant une soufflante (8) engendrant le flux froid (9) et un générateur central (10) engendrant le flux chaud (11) ;
  - un canal annulaire de flux froid (12) ménagé autour dudit générateur central de flux chaud (10) ;
  - un capot externe de soufflante (14) délimitant ledit canal annulaire de flux froid (12) du côté dudit capot externe de nacelle (3) ;
  - un orifice annulaire de sortie du flux froid (6), dont le bord (7), qui forme le bord de fuite de ladite nacelle (2), est déterminé par ledit capot externe de nacelle (3) et par ledit capot externe de soufflante (14) convergeant l'un vers l'autre jusqu'à se rejoindre ;
  - un capot interne de soufflante (13) délimitant ledit canal annulaire de flux froid (12) du côté dudit générateur central de flux chaud (10), traversant ledit orifice du flux froid (6) et formant une saillie (16) vers l'arrière dudit turbomoteur hors dudit orifice de sortie du flux froid (6) ;
- et
- un col de tuyère de flux froid (T) qui est ménagé, en avant dudit orifice de sortie du flux froid (6), entre ledit capot interne de soufflante (13) et ledit capot externe de soufflante (14) et dont la section annulaire présente une aire nominale ( $A_c$ ) fixée par le cycle thermodynamique dudit turbomoteur et inférieure à l'aire (A) dudit orifice de sortie du flux froid (6), de sorte qu'une tuyère convergente/divergente (15) est formée à la partie arrière dudit canal de flux froid (12),

caractérisé en ce que :

- on détermine les valeurs extrêmes du taux de détente dudit flux froid correspondant respectivement au début et à la fin de ladite phase de croisière ;
- on choisit, entre lesdites valeurs extrêmes, une valeur de référence (VR) pour ledit taux de détente ;
- pour cette valeur de référence (VR) du taux de détente, on détermine la valeur théorique (Ath) de l'aire dudit orifice de sortie du flux froid (6) ; et
- on dispose ledit orifice de sortie du flux froid (6) le long dudit axe longitudinal (L-L) de façon que son aire corresponde à ladite valeur théorique (Ath).

2. Procédé selon la revendication 1, caractérisé en ce que lesdites valeurs extrêmes du taux de détente dudit flux froid sont déterminées par le calcul.

3. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 ou 2, caractérisé en ce que ladite valeur de référence (VR) du taux de détente est au moins approximativement égale à la valeur moyenne entre lesdites valeurs extrêmes du taux de détente dudit flux froid (9) correspondant respectivement au début et à la fin de ladite phase de croisière.

4. Procédé selon l'une des revendications 1 à 3, caractérisé en ce que ladite valeur théorique (Ath) de l'aire dudit orifice de sortie du flux froid (6) est déterminée à partir d'une valeur théorique auxiliaire représentative du rapport entre ladite aire théorique dudit orifice de sortie du flux froid et ladite aire nominale de la section dudit col de tuyère.

5. Procédé selon la revendication 4, caractérisé en ce que ladite valeur théorique auxiliaire est prélevée sur les "tables de détente ou compression isentropiques".

6. Turbomoteur à double flux monté sur un aéronef devant accomplir une mission de vol déterminée comprenant une phase de vol de

croisière, ledit turbomoteur comportant, autour de son axe longitudinal (L-L) :

- une nacelle (2) pourvue d'un capot externe de nacelle (3) et enfermant une soufflante (8) engendrant le flux froid (9) et un générateur central (10) engendrant le flux chaud (11) ;
- un canal annulaire de flux froid (12) ménagé autour dudit générateur central de flux chaud (10) ;
- un capot externe de soufflante (14) délimitant ledit canal annulaire de flux froid (12) du côté dudit capot externe de nacelle (3) ;
- un orifice annulaire de sortie du flux froid (6), dont le bord (7), qui forme le bord de fuite de ladite nacelle (2), est déterminé par ledit capot externe de nacelle (3) et par ledit capot externe de soufflante (14) convergeant l'un vers l'autre jusqu'à se rejoindre ;
- un capot interne de soufflante (13) délimitant ledit canal annulaire de flux froid (12) du côté dudit générateur central de flux chaud (10), traversant ledit orifice de sortie du flux froid (6) et formant une saillie (16) vers l'arrière dudit turbomoteur hors dudit orifice de sortie du flux froid (6) ; et
- un col de tuyère de flux froid (T) qui est ménagé, en avant dudit orifice de sortie du flux froid (6), entre ledit capot interne de soufflante (13) et ledit capot externe de soufflante (14) et dont la section annulaire présente une aire nominale ( $A_c$ ) fixée par le cycle thermodynamique dudit turbomoteur et inférieure à l'aire (A) dudit orifice de sortie du flux froid (6), de sorte qu'une tuyère convergente/divergente (15) est formée à la partie arrière dudit canal de flux froid (12),

ledit turbomoteur mettant en œuvre un procédé spécifique sous l'une quelconque des revendications 1 à 5 et ledit capot interne de soufflante (13) présentant la forme au moins approximative d'un tonneau,

caractérisé en ce que ledit col de tuyère de flux froid (T) est disposé en arrière du maître-couple (23) dudit capot interne de soufflante (13).

7. Turbomoteur selon la revendication 6,  
caractérisé en ce que ledit col de tuyère de flux froid (T) est orienté de  
5 façon que ledit flux froid (9) soit aligné sur le cône moyen (24) de ladite  
tuyère (15).

8. Turbomoteur selon l'une des revendications 6 ou 7,  
caractérisé en ce que, au moins au voisinage dudit orifice annulaire de sor-  
tie du flux froid (6), l'angle de convergence entre ledit capot externe de  
10 nacelle (3) et ledit capot externe de soufflante (14) est égal à quelques  
degrés.

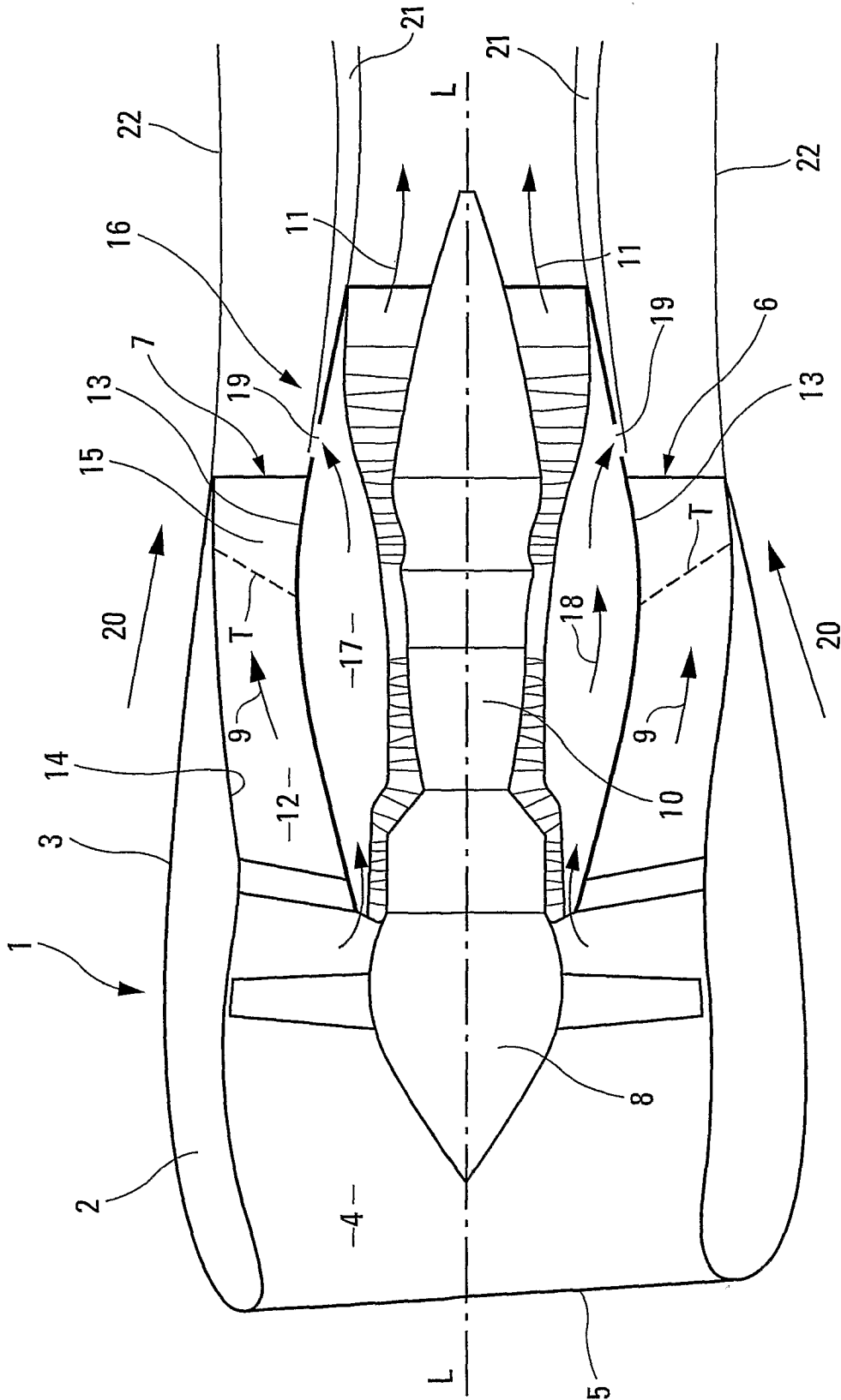


Fig. 1

