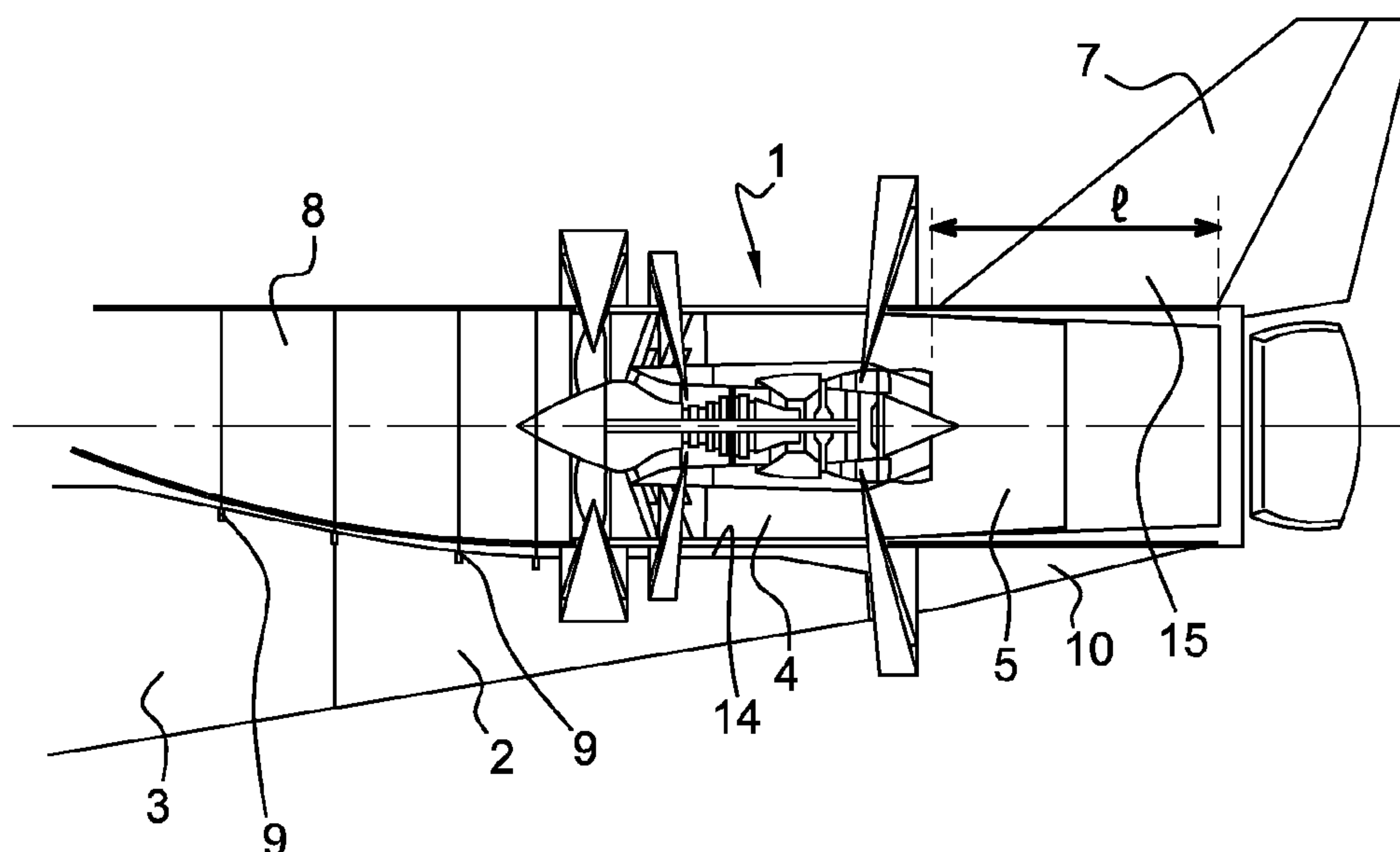




(86) Date de dépôt PCT/PCT Filing Date: 2006/09/05
(87) Date publication PCT/PCT Publication Date: 2007/03/29
(85) Entrée phase nationale/National Entry: 2008/03/11
(86) N° demande PCT/PCT Application No.: FR 2006/050841
(87) N° publication PCT/PCT Publication No.: 2007/034094
(30) Priorité/Priority: 2005/09/23 (FR0552830)

(51) Cl.Int./Int.Cl. *B64D 27/20* (2006.01),
B64C 27/02 (2006.01), *B64C 5/06* (2006.01)
(71) Demandeur/Applicant:
AIRBUS FRANCE, FR
(72) Inventeurs/Inventors:
GUERING, BERNARD, FR;
TEULOU, OLIVIER, FR
(74) Agent: BCF LLP

(54) Titre : TURBOREACTEUR POUR AERONEF, AERONEF MUNI D'UN TEL TURBOREACTEUR, ET PROCEDE DE MONTAGE D'UN TEL TURBOREACTEUR SUR UN AERONEF
(54) Title: TURBOJET FOR AIRCRAFT, AIRCRAFT EQUIPPED WITH SUCH A TURBOJET, AND METHOD FOR MOUNTING SUCH A TURBOJET ON AN AIRCRAFT



(57) **Abrégé/Abstract:**

L'invention concerne un turboréacteur (1) pour aéronef, caractérisé en ce qu'il supporte au moins une dérive (7), ladite dérive étant fixée sur la structure forte (11) dudit turboréacteur de manière à former un ensemble monobloc. Le turboréacteur peut également supporter un ou plusieurs des dispositifs annexes nécessaires au fonctionnement dudit turboréacteur. L'invention concerne également un aéronef muni d'un tel turboréacteur, et un procédé de montage d'un tel turboréacteur sur un aéronef.



(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
29 mars 2007 (29.03.2007)

PCT

(10) Numéro de publication internationale
WO 2007/034094 A1(51) Classification internationale des brevets :
B64D 27/20 (2006.01) *B64C 5/06* (2006.01)
B64C 27/02 (2006.01)Bernard [FR/FR]; 23 Rue Marie Curie, F-31850 Montrabe
(FR). TEULOU, Olivier [FR/FR]; 9 Chemin du Sémi-
naire, Appt. 55 - Bât. C, F-31200 Toulouse (FR).(21) Numéro de la demande internationale :
PCT/FR2006/050841(74) Mandataire : LEBRETTE, Camille; SCHMIT CHRE-
TIEN SCHIHIN SNC, 16 Rue de la Paix, F-75002 Paris
(FR).(22) Date de dépôt international :
5 septembre 2006 (05.09.2006)

(25) Langue de dépôt : français

(26) Langue de publication : français

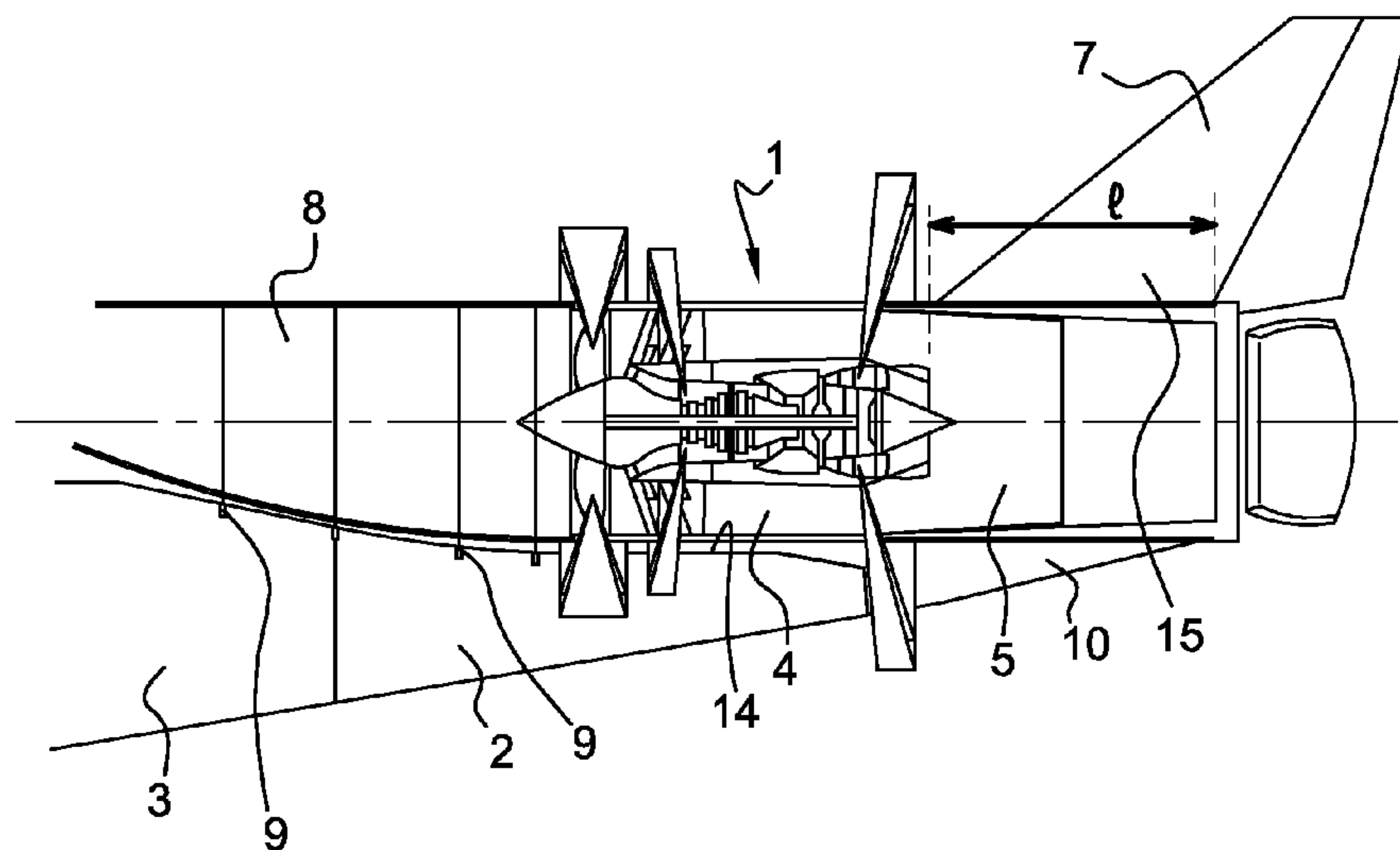
(30) Données relatives à la priorité :
0552830 23 septembre 2005 (23.09.2005) FR(71) Déposant (pour tous les États désignés sauf US) : AIR-
BUS FRANCE [FR/FR]; 316, route de Bayonne, F-31060
Toulouse Cedex 9 (FR).

(72) Inventeurs; et

(75) Inventeurs/Déposants (pour US seulement) : GUERING,

(81) États désignés (sauf indication contraire, pour tout titre de
protection nationale disponible) : AE, AG, AL, AM, AT,
AU, AZ, BA, BB, BG, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CN, CO,
CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB,
GD, GE, GH, GM, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IS, JP, KE,
KG, KM, KN, KP, KR, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LT, LU,
LV, LY, MA, MD, 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.

[Suite sur la page suivante]

(54) Title: TURBOJET FOR AIRCRAFT, AIRCRAFT EQUIPPED WITH SUCH A TURBOJET, AND METHOD FOR MOUNT-
ING SUCH A TURBOJET ON AN AIRCRAFT(54) Titre : TURBOREACTEUR POUR AERONEF, AERONEF MUNI D'UN TEL TURBOREACTEUR, ET PROCEDE DE
MONTAGE D'UN TEL TURBOREACTEUR SUR UN AERONEF

(57) Abstract: The invention concerns a turbojet (1) for aircraft, characterized in that it supports at least one tail fin (7), said tail fin being fixed on the strong structure (11) of said turbojet so as to form a single-unit assembly. The turbojet may also support one or more accessory devices required for operating said turbojet. The invention also concerns an aircraft equipped with such a turbojet, and a method for mounting such a turbojet on an aircraft.

[Suite sur la page suivante]

WO 2007/034094 A1

WO 2007/034094 A1

(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), eurasién (AM, AZ, BY, KG, KZ, MD, RU, TJ, TM), européen (AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, NL, 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

En ce qui concerne les codes à deux lettres et autres abréviations, se référer aux "Notes explicatives relatives aux codes et abréviations" figurant au début de chaque numéro ordinaire de la Gazette du PCT.

(57) Abrégé : L'invention concerne un turboréacteur (1) pour aéronef, caractérisé en ce qu'il supporte au moins une dérive (7), ladite dérive étant fixée sur la structure forte (11) dudit turboréacteur de manière à former un ensemble monobloc. Le turboréacteur peut également supporter un ou plusieurs des dispositifs annexes nécessaires au fonctionnement dudit turboréacteur. L'invention concerne également un aéronef muni d'un tel turboréacteur, et un procédé de montage d'un tel turboréacteur sur un aéronef.

1

Turboréacteur pour aéronef, aéronef muni d'un tel turboréacteur, et procédé de montage d'un tel turboréacteur sur un aéronef.

L'invention concerne un turboréacteur pour aéronef. Plus précisément, 5 l'invention concerne un turboréacteur destiné à être monté en position arrière sur le fuselage d'un aéronef. L'invention concerne également un montage du turboréacteur sur un aéronef.

L'invention trouve des applications d'une manière générale dans le domaine de l'aéronautique et plus particulièrement pour les avions 10 supersoniques, dont le diamètre de fuselage est faible.

Un aéronef comporte généralement une ou plusieurs dérives situées en partie arrière supérieure du fuselage dudit aéronef. Par exemple, un aéronef comporte une dérive verticale et deux dérives horizontales, ou uniquement deux dérives obliques par rapport à l'axe longitudinal de 15 l'aéronef. Ces dérives sont nécessaires pour assurer la stabilité de la trajectoire de l'aéronef. Les dérives sont directement fixées à la partie arrière supérieure du fuselage.

On connaît par ailleurs des aéronefs munis d'au moins trois turboréacteurs. Chaque aile est munie, à l'endroit de l'intrados, d'au moins un 20 turboréacteur. Un turboréacteur supplémentaire, appelé par la suite turboréacteur arrière, est situé en partie arrière du fuselage de l'aéronef au niveau de la dérive verticale arrière dudit aéronef. La dérive verticale est fixée directement sur la structure de l'aéronef, par l'intermédiaire d'arceaux semi-circulaires formant la structure porteuse de la dérive verticale. Plus 25 précisément, la dérive verticale est reliée au niveau de son flanc gauche au flanc gauche du fuselage, par une première série d'arceaux, et au niveau de son flanc droit au flanc droit du fuselage, par une deuxième série d'arceaux. Les arceaux semi-circulaires des deux séries sont disposés par paires, de part et d'autre de la dérive, de manière à ménager un logement circulaire 30 cylindrique dans lequel le turboréacteur arrière est glissé. Le turboréacteur arrière est ensuite lui-même directement rattaché au fuselage de l'aéronef par une deuxième structure porteuse et également aux arceaux de la dérive verticale.

Les arceaux doivent ménager un logement suffisant pour accueillir le 35 turboréacteur arrière dans son diamètre. Plus le turboréacteur arrière est

2

gros, plus le logement doit être important, ce qui tend à créer une traînée aérodynamique importante à l'arrière du fuselage. La traînée aérodynamique est d'autant plus importante que le diamètre du turboréacteur est grand par rapport au diamètre du fuselage en partie arrière. Par exemple, il n'est pas possible actuellement d'intégrer un turboréacteur subsonique, de gros diamètre, à l'arrière du fuselage d'un avion supersonique, dont le diamètre de fuselage, surtout en partie arrière, est faible, car la traînée aérodynamique créée par les structures porteuses formant le système de fixation de l'état de la technique est alors trop importante.

Par ailleurs, la dérive verticale et le turboréacteur arrière ont chacun une structure porteuse indépendante pour les relier indépendamment l'un de l'autre au fuselage de l'avion. Ces structures porteuses multipliées tendent à augmenter considérablement la masse totale de l'avion.

Un but de l'invention est donc de fournir un système de fixation d'un turboréacteur arrière en position arrière supérieure du fuselage d'un avion, dont l'impact sur la traînée aérodynamique est faible. Un autre but de l'invention est de fournir un tel système de fixation de masse réduite par rapport au système de fixation de l'état de la technique. Un but supplémentaire de l'invention est de faciliter le montage et l'assemblage d'un turboréacteur arrière et d'une dérive verticale en position arrière supérieure du fuselage d'un avion.

Pour arriver à ce résultat l'invention propose d'intégrer une ou plusieurs dérives d'un avion sur un moteur destiné à être monté en partie arrière supérieure du fuselage dudit avion. Ainsi, ce n'est plus le fuselage qui supporte les dérives mais le moteur lui-même. Le moteur et la ou les dérives fixées solidairement à la structure du moteur, forment un système intégré, ou monobloc. Ce système intégré peut ensuite être fixé en une seule fois au fuselage de l'avion. On diminue ainsi le nombre de structures porteuses sur la partie arrière du fuselage, puisque seul le moteur est fixé au fuselage, la ou les dérives étant uniquement reliées au fuselage par leurs fixations au moteur. En éliminant en partie les structures porteuses de la dérive autour du moteur, on diminue également la traînée aérodynamique à cet endroit. En effet, auparavant, le moteur était entouré de structures porteuses volumineuses reliant la dérive verticale à l'avion, ce qui augmentait l'encombrement général du module moteur/dérive.

3

Avantageusement, le système intégré selon l'invention comporte également un ou plusieurs des dispositifs annexes nécessaires au fonctionnement du moteur et qui sont habituellement fixés à la partie arrière du fuselage, à proximité du moteur. Par exemple, le système intégré selon
5 l'invention comporte le dispositif de conditionnement d'air du moteur, et tout ou partie de la tuyauterie par laquelle transitent les fluides alimentant le moteur. En fixant le plus grand nombre d'équipements utiles au moteur, non plus sur le fuselage mais directement sur le moteur lui-même, on élimine d'autant le nombre de structures porteuses indépendantes autour du moteur
10 arrière. On facilite par ailleurs le montage du moteur et des dispositifs annexes, puisqu'ils sont montés et fixés en une seule fois sur le fuselage. On diminue donc les risques d'erreurs de montage et le temps nécessaire audit montage.

Selon un exemple particulier de réalisation de l'invention, la partie
15 arrière supérieure du fuselage, destinée à porter le système intégré selon l'invention, a une section semi-circulaire et non plus circulaire. La face supérieure de la partie arrière du fuselage forme un plateau sur lequel le système intégré selon l'invention est posé avant d'être fixé au fuselage, la face inférieure, semi-circulaire suivant le prolongement de la partie basse du
20 fuselage. Ainsi, le moteur ne forme pas de protubérance au-dessus de la partie supérieure du fuselage, mais s'intègre au contraire dans le diamètre du fuselage, de manière à ce que ledit fuselage présente une section sensiblement circulaire continue lorsque le moteur selon l'invention est solidarisé à la partie arrière dudit fuselage.

25 L'invention a donc pour objet un turboréacteur pour aéronef caractérisé en ce qu'il supporte au moins une dérive, ladite dérive étant fixée sur la structure forte dudit turboréacteur de manière à former un ensemble monobloc.

Selon des exemples de réalisation du turboréacteur selon l'invention, il
30 est possible d'ajouter toutes ou partie des caractéristiques supplémentaires suivantes consistant à :

- la dérive est fixée à la tuyère du turboréacteur.
- l'ensemble monobloc comporte au moins un dispositif annexe nécessaire au fonctionnement dudit turboréacteur, ledit dispositif annexe
35 étant fixé sur le turboréacteur.

4

- la base de la dérive, fixée au turboréacteur, est ventilée par l'air de refroidissement du turboréacteur.

L'invention concerne également un aéronef comportant en partie arrière du fuselage un turboréacteur selon l'invention.

5 Selon des exemples de réalisation de l'aéronef selon l'invention, il est possible de prévoir tout ou partie des caractéristiques supplémentaires suivantes :

- le turboréacteur est monté en porte-à-faux sur la partie arrière du fuselage, une partie avant du turboréacteur étant fixée au fuselage.

10 - une partie arrière du fuselage est biseautée, de manière à ménager une plate-forme supportant le turboréacteur.

L'invention concerne aussi un procédé de montage d'un turboréacteur selon l'invention sur un aéronef caractérisé en ce qu'il comporte les étapes consistant à :

15 - fixer au moins une dérive sur la structure du turboréacteur, de manière à former un ensemble monobloc ;

- monter et fixer l'ensemble monobloc sur la partie arrière du fuselage.

Dans un exemple particulier de réalisation du procédé de l'invention l'ensemble monobloc est monté radialement par le haut sur l'aéronef.

20 Selon des exemples de mise en œuvre du procédé selon l'invention, il est possible de prévoir tout ou partie des étapes supplémentaires suivantes :

- fixer au moins un dispositif annexe, servant au fonctionnement du turboréacteur, sur ledit turboréacteur avant de monter et fixer l'ensemble monobloc sur la partie arrière du fuselage.

25 - monter et fixer une entrée d'air sur le fuselage, avant de monter et fixer l'ensemble modulaire monobloc, de manière à ce que l'entrée d'air soit en amont du turboréacteur.

- monter et fixer une entrée d'air sur le fuselage, après avoir monté et fixé l'ensemble modulaire monobloc, de manière à ce que l'entrée d'air soit
30 en amont du turboréacteur.

L'invention sera mieux comprise à la lecture de la description qui suit et à l'examen des figures qui l'accompagnent. Celles-ci sont présentées à titre indicatif et nullement limitatif de l'invention. Les figures représentent :

- figure 1 : une coupe longitudinale d'une partie arrière d'un fuselage
35 munie d'un turboréacteur selon l'invention ;

5

- figure 2 : une représentation schématique d'une partie arrière d'un fuselage munie d'un turboréacteur selon l'invention ;

Sur la figure 1 est représenté un turboréacteur 1 monté sur une partie arrière 2 d'un fuselage 3 d'aéronef. D'une manière générale, par avant et
5 arrière, on entend par rapport au sens d'avancement de l'aéronef muni du turboréacteur 1.

Le turboréacteur 1 est monté en porte-à-faux sur la partie arrière 2 du fuselage 3. Une partie avant 4 du turboréacteur 1 est fixée solidairement à la partie arrière 2 du fuselage 3, tandis qu'une partie arrière 5 dudit
10 turboréacteur 1 s'étend dans le prolongement du fuselage 3, au-delà de la partie arrière 2. La partie avant 4 du turboréacteur 1 peut être munie de points d'attache reliant ladite partie avant 4 du turboréacteur 1 au fuselage 3. La partie arrière 5, ou tuyère, du turboréacteur 1 n'est pas fixée au fuselage 3. Dans un autre exemple de réalisation, il est possible de monter le
15 turboréacteur 1 sur le fuselage 3 de manière à ce que et la partie avant 4 et la partie arrière 5 soient supportées par la partie arrière 2 du fuselage 3 et éventuellement que la partie arrière 5 soit également fixée sur le fuselage 3.

La partie arrière 5 du turboréacteur 1 supporte une dérive 7 verticale, c'est-à-dire qui s'étend verticalement par rapport à l'axe longitudinal du
20 turboréacteur 1. Une base 15 de la dérive 7 verticale est fixée sur la partie arrière 5 du turboréacteur 1. Il n'existe aucun point d'attache entre la dérive 7 verticale et le fuselage 3. La dérive 7 est maintenue sur le fuselage 3 uniquement par sa liaison avec la partie arrière 5 du turboréacteur 1. Ainsi le
25 turboréacteur 1 et la dérive 7 forment un ensemble monobloc qui est lui-même fixé au fuselage 3 d'un aéronef par des points d'attache reliant la partie avant 4 du turboréacteur 1 à la partie arrière 2 du fuselage 3.

Une entrée d'air 8 est disposée en amont de la partie avant 4 du turboréacteur 1 de manière à permettre à de l'air de rentrer dans le
turboréacteur 1. L'entrée d'air 8 est indépendante du turboréacteur 1, c'est-à-
30 dire qu'elle est fixée au fuselage 3 indépendamment dudit turboréacteur 1 par des points d'ancrage 9. L'entrée d'air 8 permet de guider un flux d'air depuis l'extérieur jusqu'à l'intérieur du turboréacteur 1.

Dans l'exemple représenté à la figure 1, la partie arrière 2 du fuselage 3 est munie d'une pointe arrière 10 assurant la continuité aérodynamique du
35 fuselage 3. La pointe arrière 10 est un carénage qui n'assure aucune

6

fonction structurale du fuselage 3, mais a une fonction purement aérodynamique. Le turboréacteur 1 n'a aucune liaison physique avec la pointe arrière 10 du fuselage 3.

Comme cela est visible sur la figure 1, la partie arrière 2 du fuselage 3 est biseautée de manière à former une plate-forme 14 plane, sur laquelle la partie avant 4 du turboréacteur 1 est posée. Ainsi, la partie arrière 2 du fuselage 3 a une section en demi-cercle, terminée par un plat destiné à recevoir le turboréacteur 1. Plus précisément, la partie inférieure de la partie arrière 2 du fuselage 3 a une forme en arc de cercle, tandis que la partie supérieure est plane. Le diamètre du fuselage 3 au niveau de la partie arrière 2 est strictement inférieur au diamètre du fuselage 3 au-devant de la partie arrière 2. Le turboréacteur 1 ne forme donc pas de protubérance trop importante au-dessus de la partie arrière 2 du fuselage 3, puisqu'il est au moins en partie intégré dans le diamètre dudit fuselage 3. La traînée aérodynamique, due à la présence de ce turboréacteur 1 arrière, est donc faible.

Sur la figure 2 on peut voir une vue de côté du turboréacteur 1 selon l'invention.

Le turboréacteur 1 porte deux dérives 7 obliques. Par oblique, on entend par rapport à l'axe longitudinal du turboréacteur 1. Chaque dérive 7 est fixée solidairement sur la structure forte du turboréacteur 1 au niveau de la partie arrière 5 dudit turboréacteur 1. Dans l'exemple représenté à la figure 2, chaque dérive 7 est fixée par sa base 15, en quatre points d'ancrage 12, à la partie arrière 5 du turboréacteur 1. Plus précisément, la structure forte de la partie arrière 5 du turboréacteur 1 comporte quatre arceaux 11 suivant un contour circulaire cylindrique de ladite partie arrière 5. Chaque arceau 11 sert de point d'ancrage 12 à un longeron interne (non visible) d'une dérive 7. Ainsi chaque dérive 7 est fixée sur toute une largeur l à la partie arrière 5 du turboréacteur 1. Par largeur, on entend la dimension de la dérive 7 parallèlement à l'axe longitudinal du turboréacteur. Bien entendu, il est possible de prévoir un nombre plus important ou moins important de points d'attache 12 des dérives 7 aux arceaux 11. Par exemple, il est possible de relier une dérive 7 par seulement deux points d'attache 12 au turboréacteur 1. Dans ce cas, préférentiellement, les points d'attache 12 sont situés aux deux extrémités de la largeur l de la dérive 7.

7

La partie avant 4 du turboréacteur 1 comporte par ailleurs deux capots 13 respectivement droit et gauche. Chaque capot 13 suit un contour en arc de cercle d'un flanc droit ou gauche de la partie avant 4 du turboréacteur 1. Dans l'exemple représenté à la figure 2, les capots 13 sont des capots mobiles, en ce sens que lesdits capots 13 peuvent s'ouvrir de manière à permettre un accès à l'intérieur du turboréacteur 1. Un rebord supérieur de chaque capot 13 est solidaire de la partie avant 4 supérieure du turboréacteur 1, tandis qu'un rebord inférieur est libre. Par inférieur, on entend dirigé vers le fuselage 3. Par supérieur, on entend dirigé vers le haut, par opposition à inférieur. Le rebord supérieur est par exemple monté pivotant, de manière à ce que chaque capot 13 puisse pivoter depuis une position fermée dans laquelle il s'étend dans le prolongement du turboréacteur 1, jusqu'à une position ouverte dans laquelle il s'étend perpendiculairement à l'axe longitudinal du turboréacteur 1. Les capots 13 permettent d'accéder à l'intérieur du turboréacteur 1 et à certains des dispositifs annexes nécessaires au fonctionnement dudit turboréacteur 1.

Un ou plusieurs des dispositifs annexes nécessaires au fonctionnement du turboréacteur 1 peuvent être fixés directement au turboréacteur 1. Ainsi, ils forment avec le turboréacteur 1 et la ou les dérives 7, un ensemble monobloc 1, 7. C'est cet ensemble monobloc 1, 7 qui est fixé la partie arrière 2 du fuselage 3 de l'aéronef. Plus précisément, seule la partie avant 4 du turboréacteur 1 de l'ensemble monobloc 1, 7 est fixée au fuselage 3, les autres éléments étant reliés audit fuselage 3 par l'intermédiaire du turboréacteur 1 auquel ils sont fixés individuellement. Il est également possible que deux ou plusieurs dispositifs annexes soient solidarisés les uns aux autres pour former un ensemble modulaire, ledit ensemble modulaire étant ensuite fixé en une seule fois au turboréacteur 1.

Avec le turboréacteur 1 selon l'invention, la technique de montage dudit turboréacteur 1 sur la partie arrière 2 du fuselage 3 d'un aéronef est complètement modifiée par rapport à l'état de la technique.

En effet, on commence par fixer l'ensemble des éléments annexes, comportant la ou les dérives 7, et éventuellement tout ou partie des dispositifs annexes nécessaires au fonctionnement du turboréacteur 1, sur ledit turboréacteur 1. Les éléments annexes sont fixés solidairement à la partie arrière 5 et/ou à la partie avant 4 du turboréacteur 1. Une fois

8

l'ensemble monobloc comportant le turboréacteur 1, la ou les dérives 7 et les éventuels dispositifs annexes formé, on amène ledit ensemble monobloc 1, 7 sur le fuselage 3. L'intégration du turboréacteur 1 sur le fuselage 3 ne se fait plus de manière axiale, parallèlement à l'axe longitudinal du turboréacteur 1, mais de manière radiale, c'est-à-dire perpendiculairement à l'axe longitudinal du turboréacteur 1. L'ensemble monobloc 1, 7 est amené au-dessus de la partie arrière 2 du fuselage 3, par exemple au moyen d'une grue, puis est descendu en direction du fuselage 3 jusqu'à ce qu'il repose sur ladite partie arrière 2 du fuselage 3.

L'intégration du turboréacteur 1 selon l'invention sur la partie arrière 2 du fuselage 3 d'un aéronef est donc beaucoup plus aisée que dans l'état de la technique. En effet, dans l'état de la technique, il était nécessaire de dégager la place suffisante pour introduire par translation le turboréacteur 1 dans son logement ménagé par les arceaux reliant les dérives à la structure du fuselage. De plus, du fait de cette translation, il n'est pas possible, avec le système de fixation de l'état de la technique de disposer le turboréacteur dans le diamètre du fuselage, le turboréacteur formant obligatoirement une protubérance à l'arrière du fuselage.

L'entrée d'air 8, indépendante de l'ensemble monobloc 1, 7 peut être indifféremment amenée sur le fuselage 3 avant ou après ledit ensemble monobloc 1, 7. L'entrée d'air 8 peut être amenée radialement, par translation, ou autre sur le fuselage 3, dans la mesure où aucun obstacle ne gêne son approche.

Un des inconvénients de la fixation d'une dérive 7 directement sur la structure forte du turboréacteur 1 est le risque de surchauffe et de fonte de ladite dérive 7 au niveau de la liaison entre la dérive 7 et le turboréacteur 1. En effet, la base 15 de la dérive 7 étant solidaire de la partie arrière 5 du turboréacteur 1, elle est en contact direct et permanent avec une source de chaleur pouvant monter à des températures avoisinant les 800°C. Aussi, pour éviter les inconvénients dus à la surchauffe, et notamment la fonte des points d'attache 12 ou des matériaux formant la dérive 7, il est possible de prévoir un mécanisme de ventilation permettant de ventiler la base 15 de la dérive 7. Avantageusement, ce système de ventilation utilise l'air de refroidissement du turboréacteur 1. Préférentiellement, au moins la base 15 de la dérive 7 et les points d'attache 12 à la partie arrière 5 du turboréacteur

9

1 sont réalisés dans des matériaux résistants aux fortes températures, telles que par exemple le titane. Il est également possible de réaliser la dérive 7 en matériaux composites, au moins pour la partie supérieure, non reliée au turboréacteur 1.

REVENDICATIONS

1- Turbo réacteur (1) pour aéronef caractérisé en ce qu'il supporte au moins une dérive (7), ladite dérive étant fixée sur la structure forte (11) dudit turbo réacteur de manière à former un ensemble monobloc.

2- Turbo réacteur selon la revendication 1, caractérisé en ce que la dérive est fixée à la tuyère (5) du turbo réacteur.

3- Turbo réacteur selon l'une des revendications 1 à 2, caractérisé en que l'ensemble monobloc comporte au moins un dispositif annexe nécessaire au fonctionnement dudit turbo réacteur, ledit dispositif annexe étant fixé sur le turbo réacteur.

4- Turbo réacteur selon l'une des revendications 1 à 3, caractérisé en ce que la base (15) de la dérive, fixée au turbo réacteur, est ventilée par l'air de refroidissement du turbo réacteur.

5- Aéronef comportant en partie arrière (2) du fuselage (3) un turbo réacteur (1) selon l'une des revendications 1 à 4.

6- Aéronef selon la revendication 5, caractérisé en ce que le turbo réacteur est monté en porte-à-faux sur la partie arrière du fuselage, une partie avant (4) du turbo réacteur étant fixée au fuselage.

7- Aéronef selon l'une des revendications 5 à 6, caractérisé en ce que la partie arrière du fuselage est biseautée, de manière à ménager une plateforme (14) supportant le turbo réacteur.

8- Procédé de montage d'un turbo réacteur (1) selon l'une des revendications 1 à 4 sur un aéronef, caractérisé en ce qu'il comporte les étapes consistant à :

- fixer au moins une dérive (7) sur la structure (11) du turbo réacteur, de manière à former un ensemble monobloc (7, 1) ;

- monter et fixer l'ensemble monobloc sur la partie arrière (2) du fuselage.

9- Procédé selon la revendication 8, caractérisé en ce que l'ensemble monobloc est monté radialement par le haut sur l'aéronef.

10- Procédé selon l'une des revendications 8 à 9, caractérisé en ce qu'il comporte l'étape supplémentaire consistant à

- fixer au moins un dispositif annexe servant au fonctionnement du turbo réacteur sur ledit turbo réacteur avant de monter et fixer l'ensemble

11

monobloc sur la partie arrière du fuselage.

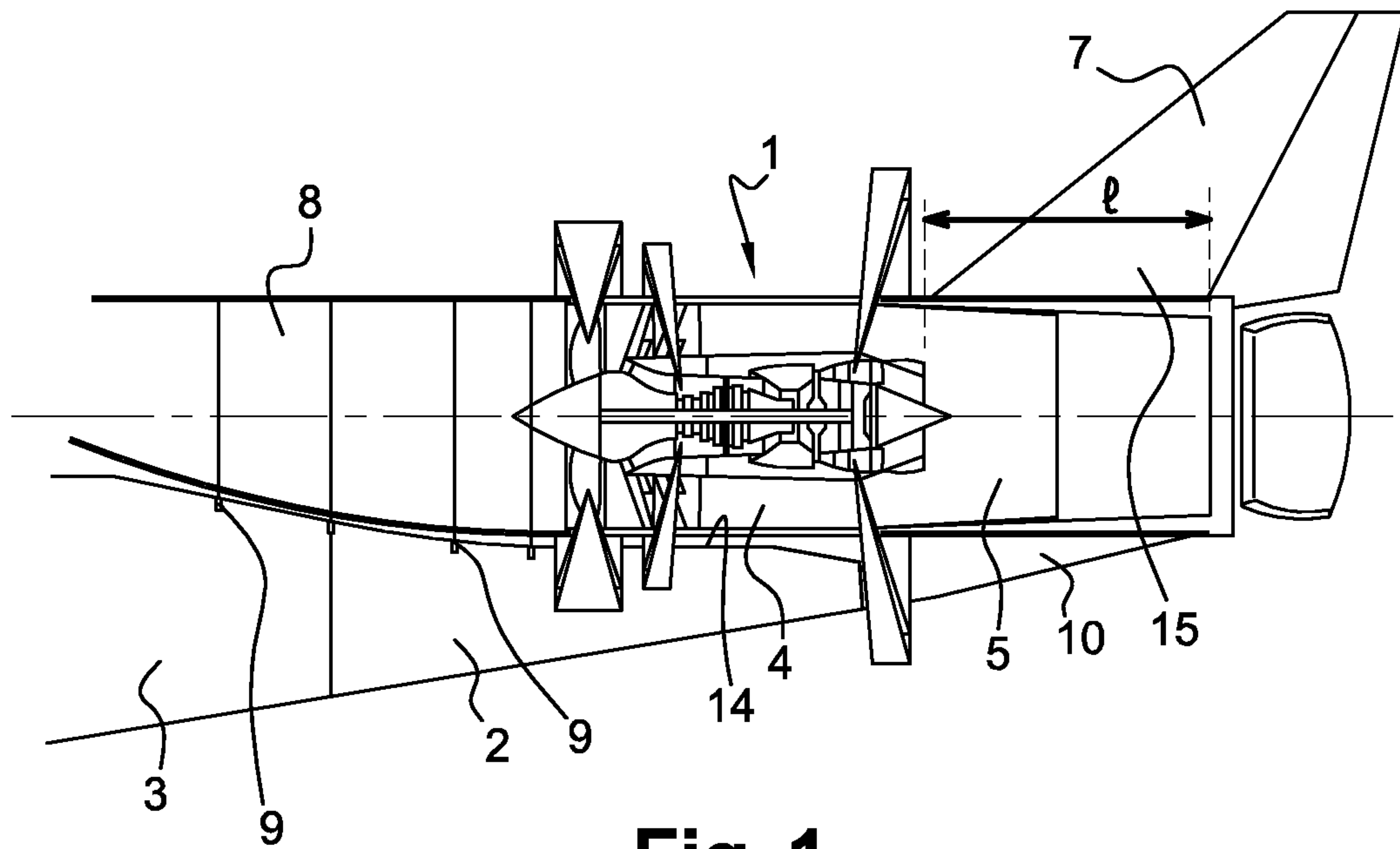
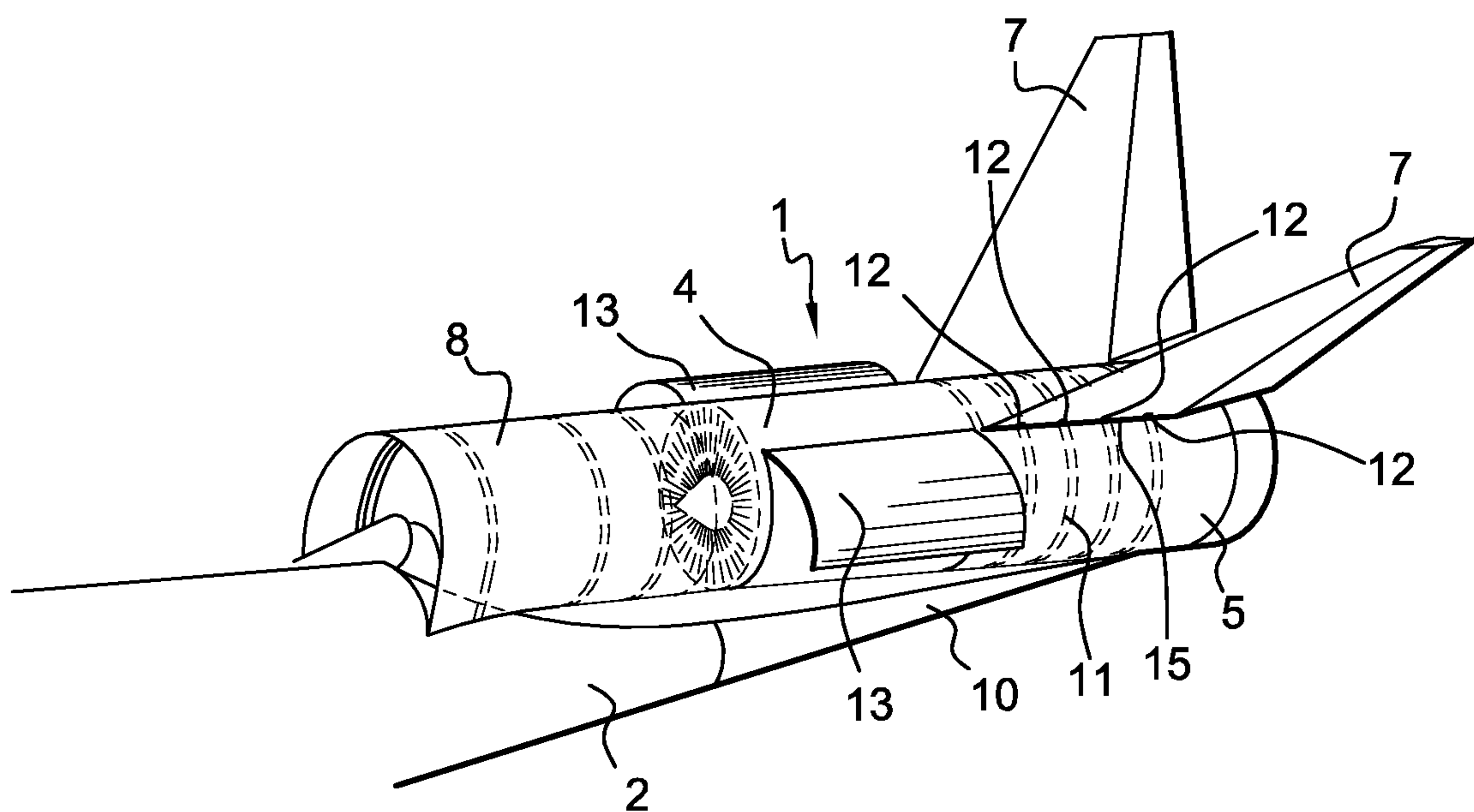
11- Procédé selon l'une des revendications 8 à 10, caractérisé en ce qu'il comporte l'étape supplémentaire consistant à

- 5 - monter et fixer une entrée d'air (8) sur le fuselage, avant de monter et fixer l'ensemble monobloc, de manière à ce que l'entrée d'air soit en amont du turboréacteur.

12- Procédé selon l'une des revendications 8 à 10, caractérisé en ce qu'il comporte l'étape supplémentaire consistant à

- 10 - monter et fixer une entrée d'air (8) sur le fuselage, après avoir monté et fixé l'ensemble modulaire monobloc, de manière à ce que l'entrée d'air soit en amont du turboréacteur.

1/1

**Fig. 1****Fig. 2**

