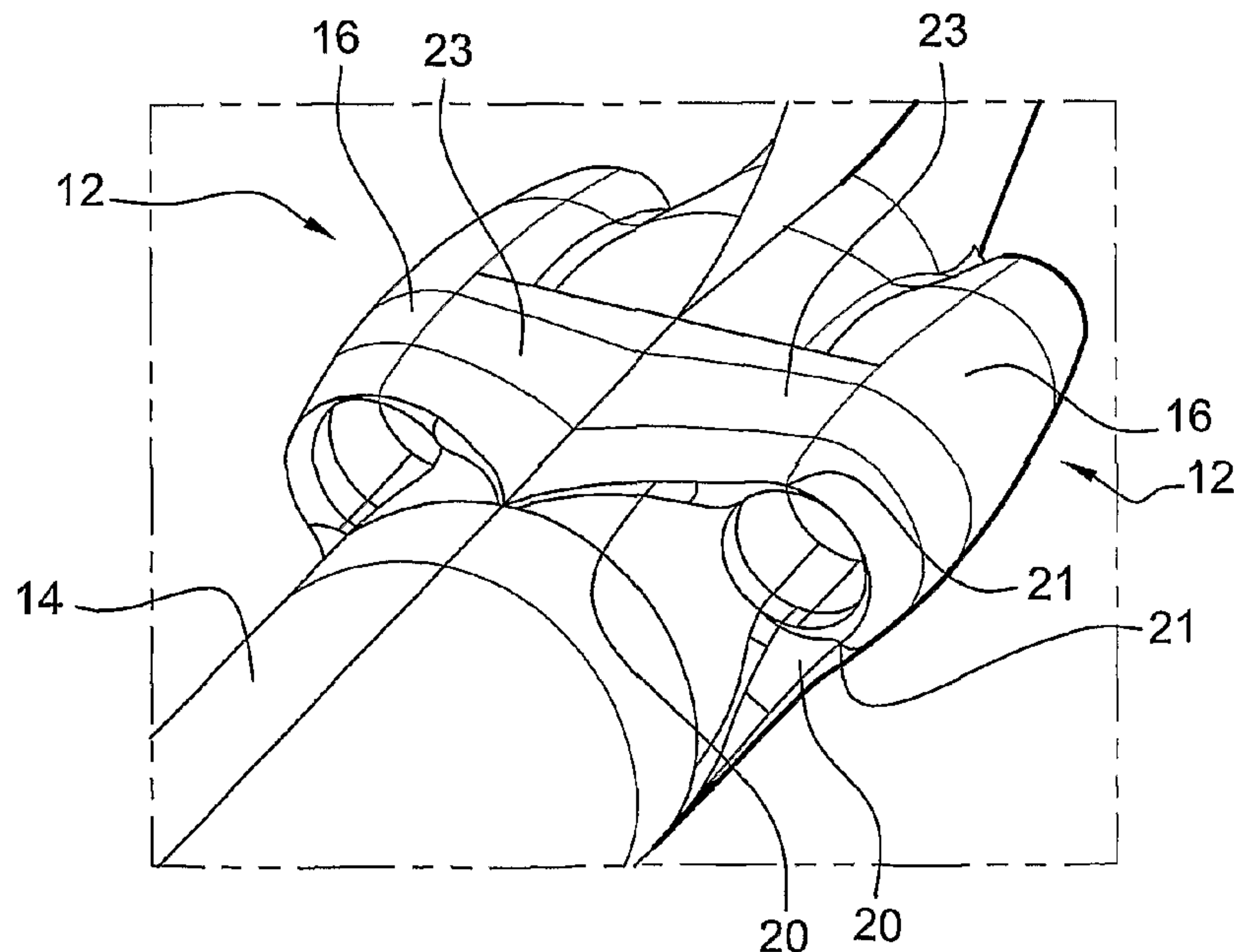




(86) **Date de dépôt PCT/PCT Filing Date:** 2009/10/28
(87) **Date publication PCT/PCT Publication Date:** 2010/05/06
(45) **Date de délivrance/Issue Date:** 2017/01/03
(85) **Entrée phase nationale/National Entry:** 2011/01/31
(86) **N° demande PCT/PCT Application No.:** FR 2009/001256
(87) **N° publication PCT/PCT Publication No.:** 2010/049610
(30) **Priorité/Priority:** 2008/10/30 (FR08/06052)

(51) **Cl.Int./Int.Cl.** **B64D 29/04** (2006.01),
B64C 1/00 (2006.01), **B64C 7/02** (2006.01)
(72) **Inventeurs/Inventors:**
CHANEZ, PHILIPPE GERARD, FR;
LECORDIX, JEAN-LOIC HERVE, FR;
THOMAS, STEPHANE JACQUES FRANCOIS, FR
(73) **Propriétaire/Owner:**
SNECMA, FR
(74) **Agent:** GOUDREAU GAGE DUBUC

(54) **Titre : AVION A MOTEURS PARTIELLEMENT ENCASTRES DANS LE FUSELAGE**
(54) **Title: AIRPLANE HAVING ENGINES PARTIALLY ENCASED IN THE FUSELAGE**



(57) **Abrégé/Abstract:**

Avion équipé de moteurs (12) à turboréacteur à double flux dont les nacelles (16) sont au moins partiellement encastrées dans le fuselage (14), caractérisé en ce que l'entrée d'air de chaque moteur (12) est reliée au fuselage par deux parois de guidage (20) de couche limite, ces parois (20) s'étendant vers l'amont de l'entrée d'air (18) et s'écartant l'une de l'autre vers l'amont.



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

(19) Organisation Mondiale de la Propriété
Intellectuelle
Bureau international



(10) Numéro de publication internationale
WO 2010/049610 A1

(43) Date de la publication internationale
6 mai 2010 (06.05.2010)

(51) Classification internationale des brevets :
B64D 29/04 (2006.01) *B64C 1/00* (2006.01)
B64C 7/02 (2006.01)

(21) Numéro de la demande internationale :
PCT/FR2009/001256

(22) Date de dépôt international :
28 octobre 2009 (28.10.2009)

(25) Langue de dépôt : français

(26) Langue de publication : français

(30) Données relatives à la priorité :
08/06052 30 octobre 2008 (30.10.2008) FR

(71) Déposant (pour tous les États désignés sauf US) :
SNECMA [FR/FR]; 2 boulevard du Général Martial
Valin, F- 75015 Paris (FR).

(72) Inventeurs; et

(75) Inventeurs/Déposants (pour US seulement) : **CHANEZ, Philippe, Gérard** [FR/FR]; 208 Rue de Javel, F-75015 Paris (FR). **LECORDIX, Jean-Loïc, Hervé** [FR/FR]; 57b, Grande Rue, F-77115 Blandy les Tours (FR). **THOMAS, Stéphane, Jacques, François** [FR/FR]; 2 rue des Canneaux, F-77170 Coubert (FR).

(74) Mandataires : **RAMEY, Daniel** et al.; Ernest-Gutmann-Yves Plasseraud SAS, 3 rue Auber, F-75009 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, CL, 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, PE, 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), européen (AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, SE, SI, SK, SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

Publiée :

- avec rapport de recherche internationale (Art. 21(3))
- avant l'expiration du délai prévu pour la modification des revendications, sera republiée si des modifications sont reçues (règle 48.2.h))

(54) Title : AIRPLANE HAVING ENGINES PARTIALLY ENCASED IN THE FUSELAGE

(54) Titre : AVION A MOTEURS PARTIELLEMENT ENCASTRES DANS LE FUSELAGE

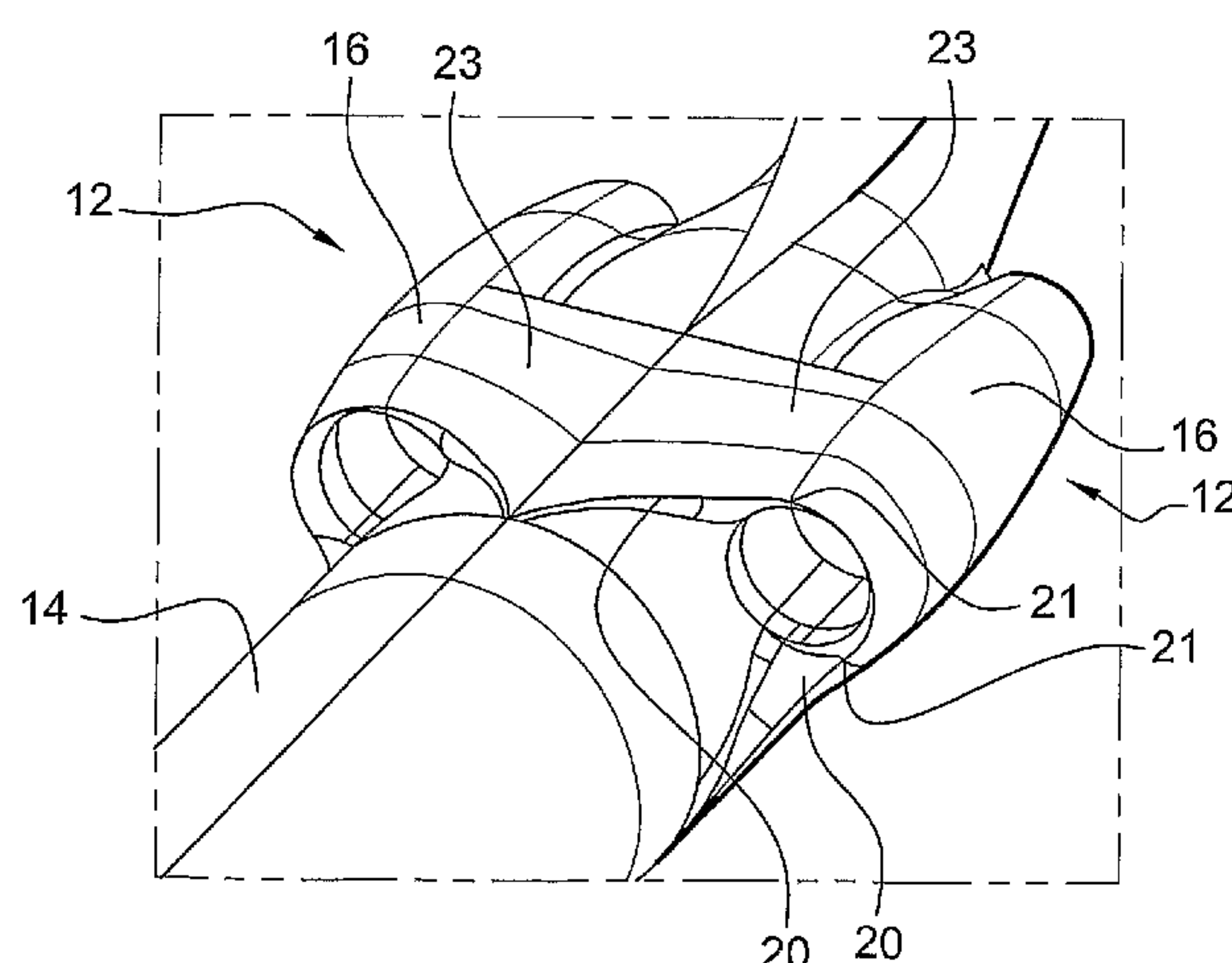


Fig. 2

(57) Abstract : The invention relates to an airplane provided with dual-flow turbojet engines (12) having nacelles (16) at least partially encased in the fuselage (14), characterised in that the air intake of each engine (12) is connected to the fuselage by two boundary layer guiding walls (20), said walls (20) extending towards the upstream side of the air intake (18) and being spaced apart towards the upstream side.

(57) Abrégé : Avion équipé de moteurs (12) à turboréacteur à double flux dont les nacelles (16) sont au moins partiellement encastrées dans le fuselage (14), caractérisé en ce que l'entrée d'air de chaque moteur (12) est reliée au fuselage par deux parois de guidage (20) de couche limite, ces parois (20) s'étendant vers l'amont de l'entrée d'air (18) et s'écartant l'une de l'autre vers l'amont.

AVION A MOTEURS PARTIELLEMENT ENCASTRES DANS LE FUSELAGE

La présente invention se rapporte à un avion civil équipé de moteurs à turboréacteurs à double flux dont les nacelles sont partiellement
5 encastrées dans le fuselage de l'avion.

Les avions civils actuels sont propulsés à l'aide de turboréacteurs montés sous les ailes ou en position arrière sur le fuselage et y sont fixés par l'intermédiaire de pylônes.

Dans le cadre d'une réduction de la consommation de carburant, les
10 motoristes s'orientent vers un encastrement partiel des moteurs à l'intérieur du fuselage, ce qui permettrait de supprimer les pylônes et leurs carénages et réduirait la masse de l'ensemble propulsif. De plus, l'intégration partielle des moteurs dans le fuselage autorise une augmentation du diamètre des moteurs, ce qui rend envisageable l'utilisation de moteurs à très grand taux
15 de dilution. Enfin, la réduction de la surface de la nacelle en contact avec l'air circulant autour de l'avion permettrait de réduire la traînée.

En vol, une couche limite à vitesse sensiblement nulle est formée autour sur le fuselage de l'avion et génère une traînée aérodynamique. Il a été longtemps considéré que les moteurs ne devaient pas ingérer cette
20 couche limite susceptible de provoquer une distorsion importante au niveau de la soufflante et des vibrations des arbres, et on a équipé les avions de « pièges » à couche limite, situés en amont de l'entrée d'air des moteurs partiellement encastrés. Toutefois, des études plus récentes ont montré que l'absorption d'une partie de cette couche limite par les moteurs
25 permettait de réduire de manière importante la traînée aérodynamique de l'avion et d'abaisser la vitesse de l'air entrant dans les moteurs et donc d'augmenter le rendement de ces derniers.

L'invention a notamment pour but de réduire la consommation de carburant d'un avion en limitant la traînée aérodynamique par absorption
30 de couche limite.

Elle propose à cet effet, un avion équipé de moteurs à turboréacteur à double flux dont les nacelles sont au moins partiellement encastrées dans le fuselage de l'avion, caractérisé en ce que l'entrée d'air de chaque moteur est reliée au fuselage par deux parois de guidage de couche limite, ces
5 parois s'étendant vers l'amont de l'entrée d'air et s'écartant l'une de l'autre vers l'amont.

Pour chaque moteur, on intègre donc au fuselage en amont de l'entrée d'air du moteur deux parois qui convergent l'une vers l'autre en direction de l'entrée d'air et qui forment une demi-goulotte ou un
10 demi-entonnoir de collecte et de guidage de couche limite. En fonctionnement, la couche limite est guidée vers l'entrée d'air du moteur sur une étendue plus large que l'entrée d'air du moteur, ce qui permet de réduire davantage la traînée aérodynamique de l'avion. Cette plus grande absorption de couche limite permet également d'augmenter le rendement
15 du moteur par abaissement de la vitesse de l'air en entrée.

Avantageusement, les parois de guidage ont une hauteur sur le fuselage qui augmente depuis l'amont jusqu'à l'entrée d'air de chaque moteur, ce qui permet au voisinage du moteur de récupérer et d'absorber dans le moteur un maximum de couche limite et réduire les turbulences
20 parasites autour du moteur.

Les parois de guidage peuvent faire un angle d'environ 25° à 50° l'une avec l'autre.

Les parois de guidage de chaque moteur peuvent également être incurvées avec une concavité tournée vers l'espace situé entre deux parois
25 de guidage, ce qui permet d'améliorer le guidage d'air de la couche limite par rapport à des parois de guidage planes.

Selon une autre caractéristique de l'invention, les parois de guidage s'étendent entre le fuselage et des points de la périphérie de l'entrée d'air qui sont écartés du fuselage et dont les rayons qui relient ces points à l'axe
30 du moteur forment entre eux un angle compris entre 120° et 180° .

Selon encore une autre caractéristique de l'invention, la partie du

fuselage située entre les deux parois de guidage est à profil en S avec une concavité au niveau de l'entrée d'air du moteur, ce qui permet d'accélérer l'air entre les deux parois de guidage, et d'augmenter l'effet d'aspiration de l'air et d'améliorer l'absorption de couche limite.

5 L'utilisation combinée des parois de guidage et des profils en S permet de doubler l'absorption de couche limite par chaque moteur.

Selon une autre caractéristique de l'invention, seule la partie amont de la nacelle est encastrée dans le fuselage, ce qui permet que l'éjection des gaz chauds se fasse à l'extérieur du fuselage et à distance de celui-ci.

10 Avantageusement, la partie amont de chaque nacelle encastrée dans le fuselage correspond au moins à un tiers et au maximum à 50% de la périphérie de la nacelle.

Avantageusement, l'extrémité aval de chaque moteur est écartée du fuselage et est reliée au fuselage par une paroi plane s'étendant en aval du
15 moteur sur toute la surface de l'espace entre le moteur et le fuselage. Cette paroi permet ainsi une protection thermique du fuselage en évitant d'une part que le flux de gaz chauds éjecté par le moteur vienne en contact avec le fuselage et évitant d'autre part la formation de tourbillons entre la partie aval du moteur et le fuselage.

20 L'invention sera mieux comprise et d'autres détails, avantages et caractéristiques de l'invention apparaîtront à la lecture de la description suivante faite à titre d'exemple non limitatif, en référence aux dessins annexés dans lesquels :

- la figure 1 est une vue schématique en perspective d'un avion selon
25 l'invention ;
- la figure 2 est une vue à plus grande échelle de la partie délimitée en pointillé sur la figure 1 ;
- la figure 3 est une vue schématique partielle de côté d'un avion selon l'invention ;
- 30 – la figure 4 est une vue schématique du dessus d'un moteur d'avion selon l'invention.

On se réfère tout d'abord à la figure 1 qui représente un avion civil 10 équipé de deux moteurs à turboréacteur 12 montés sur la partie arrière du fuselage 14 de l'avion de chaque côté de celui-ci.

Les moteurs 12 de l'avion 10 comprennent des nacelles 16 qui sont
5 partiellement encastrées dans le fuselage 14 dans leur partie amont. Ce type de montage des moteurs 12 à configuration parfois appelée « à moteurs enterrés » permet d'éliminer les pylônes et leurs carénages qui relient traditionnellement les moteurs à l'avion et de réduire la surface des nacelles en contact avec l'air circulant autour de l'avion 10, ce qui réduit la
10 traînée aérodynamique.

En vol, une couche limite est formée autour du fuselage 14 de l'avion 10 et crée la traînée aérodynamique de l'avion. Cette couche limite peut avoir une épaisseur de l'ordre de 30 à 40 cm pour un avion d'environ 30 m de longueur en vitesse de croisière.

15 L'invention propose un dispositif permettant d'éliminer un maximum de couche limite formée sur le fuselage 14 en l'ingérant à l'intérieur des moteurs 12 de l'avion 10.

L'entrée d'air 18 de chaque moteur 12 comporte à cet effet deux parois 20 reliées au fuselage 14 de l'avion 10 et s'écartant l'une de l'autre
20 vers l'amont.

La hauteur de chaque paroi 20 diminue vers l'amont depuis l'entrée d'air 18, jusqu'à devenir nulle à son extrémité amont. Cette évolution de la hauteur liée à la convergence de ces parois vers l'entrée d'air du moteur, permet d'orienter une étendue maximale de couche limite vers l'intérieur du
25 moteur 12.

Comme on peut le voir sur la figure 2, les deux parois 20 sont raccordées à deux points 21 de la périphérie de l'entrée d'air du moteur 12, ces deux points 21 étant sensiblement diamétralement opposés ou écartés angulairement l'un de l'autre d'un angle compris entre environ 120° et 180°.

30 L'angle formé par les deux parois 20 est compris entre 25° et 50° environ.

Les parois de guidage de chaque moteur s'étendant sur la partie supérieure du fuselage sont reliées à leurs extrémités amont.

Les parois de guidage de chaque moteur peuvent être incurvées avec une concavité tournée vers l'espace situé entre deux parois de guidage, ce qui permet d'améliorer le guidage d'air de la couche limite par rapport à des parois de guidage planes.

Des panneaux de carénage 23 s'étendent en aval de chacune de ces parois et relient latéralement les deux moteurs, afin de permettre un bon écoulement d'air en aval de ces parois.

Des panneaux de carénage s'étendent également en aval des parois de guidage s'étendant sur la partie inférieure du fuselage (non représentés).

La figure 3 représente des lignes de courant 22 de la couche limite formée sur le fuselage 14 de l'avion 10. On constate que des lignes de courant 22 qui ne sont pas dans l'alignement axial de l'entrée d'air 18 du moteur 12 sont ramenées par les parois de guidage 20 vers l'entrée d'air du moteur 12.

Selon une autre caractéristique de l'invention, la surface du fuselage située entre les deux parois de guidage 20 est à profil en S (ligne 24 en pointillés sur la figure 4) et comporte une concavité au niveau de l'entrée d'air du moteur, ce qui permet d'accélérer l'air de la couche limite et d'augmenter la captation de couche limite par le moteur.

La partie amont de la nacelle 16 est partiellement encastrée dans le fuselage 14 et sa partie aval s'écarte du fuselage 14, ce qui autorise une éjection des gaz chauds à distance du fuselage 14. La partie encastrée de la nacelle représente environ un tiers et au plus la moitié de la partie amont de la nacelle.

Comme représenté en figure 4, l'extrémité aval du moteur 12 est reliée au fuselage par l'intermédiaire d'une paroi 26 qui est positionnée sensiblement radialement par rapport au moteur 12 et au fuselage 14 de l'avion 10. Cette paroi permet de protéger le fuselage 14 des gaz chauds

éjectés par le moteur 12 en empêchant des recirculations de gaz chauds entre le moteur 12 et le fuselage 14 et la création d'une traînée additionnelle.

L'utilisation combinée des parois de guidage 20 et de la surface du fuselage 14 à profil en S permet d'orienter environ 50% de l'air de la
5 couche limite du fuselage 14 vers l'intérieur des moteurs 12 dans le cas d'un moteur 12 dont la partie avant de la nacelle est encastré à environ un tiers dans le fuselage 14.

Le gain de masse et de traînée qui résulte de l'encastrement partiel des nacelles 16 dans le fuselage et de l'absorption d'une partie de la
10 couche limite permet d'abaisser d'environ 3 à 5 % la consommation de carburant.

REVENDICATIONS

1. Avion équipé de moteurs à turboréacteur à double flux comprenant des nacelles au moins partiellement encastrées dans un fuselage de l'avion, dans lequel
5 une entrée d'air de chaque moteur est reliée au fuselage par deux parois de guidage de couche limite, lesdites parois de guidage de chaque moteur s'étendant vers l'amont de l'entrée d'air et s'écartant l'une de l'autre et du moteur vers l'amont, dans lequel un panneau de carénage s'étend en aval de chaque paroi de guidage de chaque moteur et relie les moteurs latéralement, et dans lequel les parois de
10 guidage sont disposées en aval des ailes de l'avion.
2. Avion selon la revendication 1, dans lequel la hauteur par rapport au fuselage des parois de guidage diminue vers l'amont depuis l'entrée d'air du moteur.
3. Avion selon l'une quelconque des revendications 1 et 2, dans lequel les parois de guidage de chaque moteur font un angle d'environ 25° à 50° l'une avec
15 l'autre.
4. Avion selon l'une quelconque des revendications 1 et 2, dans lequel les parois de guidage de chaque moteur sont incurvées avec une concavité tournée vers un espace situé entre les deux parois de guidage.
5. Avion selon l'une quelconque des revendications 1 à 4, dans lequel les parois
20 de guidage de chaque moteur s'étendent entre le fuselage et des points de la périphérie de l'entrée d'air qui sont écartés du fuselage et dont des rayons qui relient lesdits points à un axe du moteur forment entre eux un angle compris entre 120° et 180° .
6. Avion selon l'une quelconque des revendications 1 à 5, dans lequel une partie
25 du fuselage située entre deux parois de guidage de chaque moteur est à profil en S.
7. Avion selon l'une quelconque des revendications 1 à 6, dans lequel seule une partie amont de la nacelle est encastrée dans le fuselage.

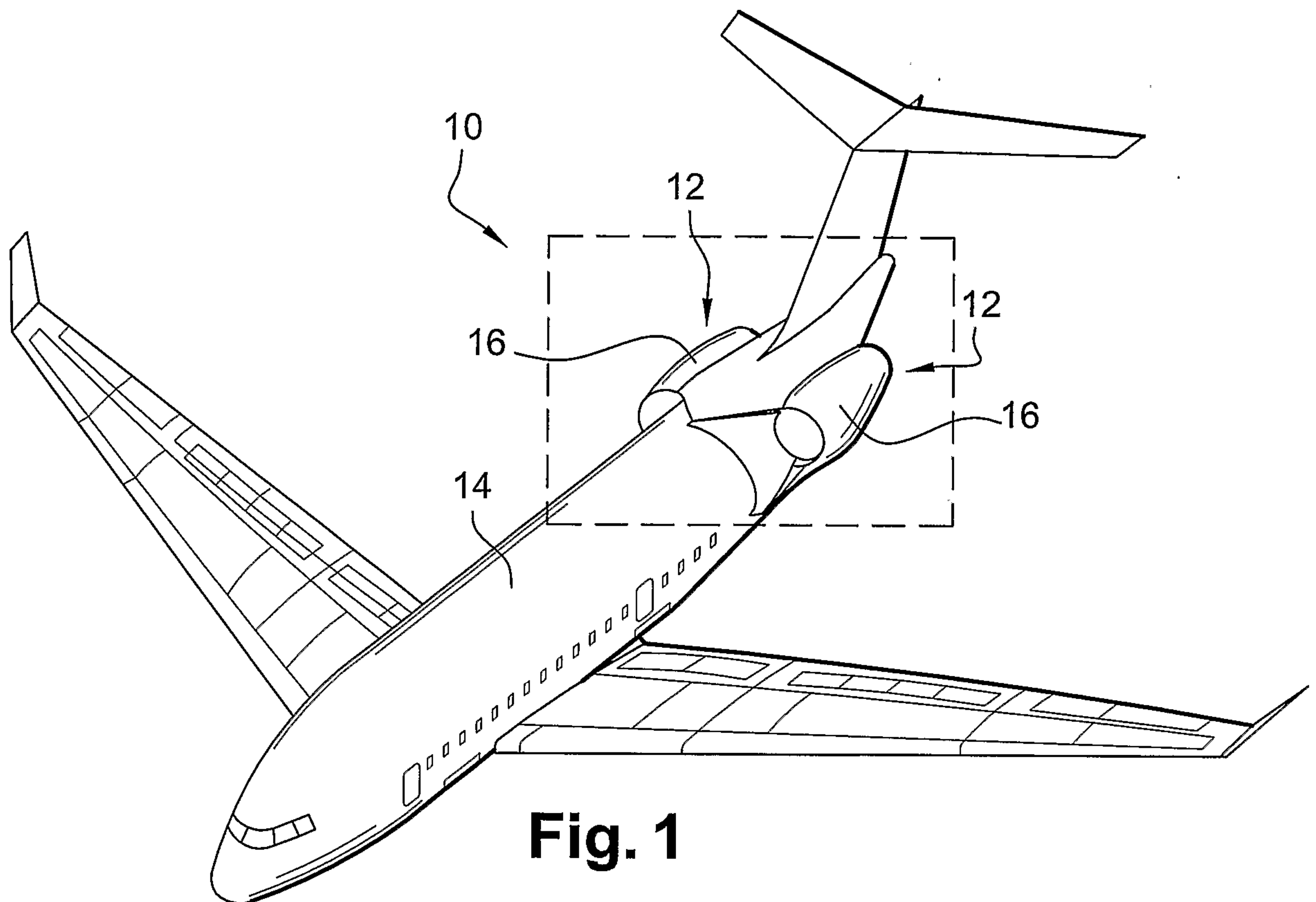
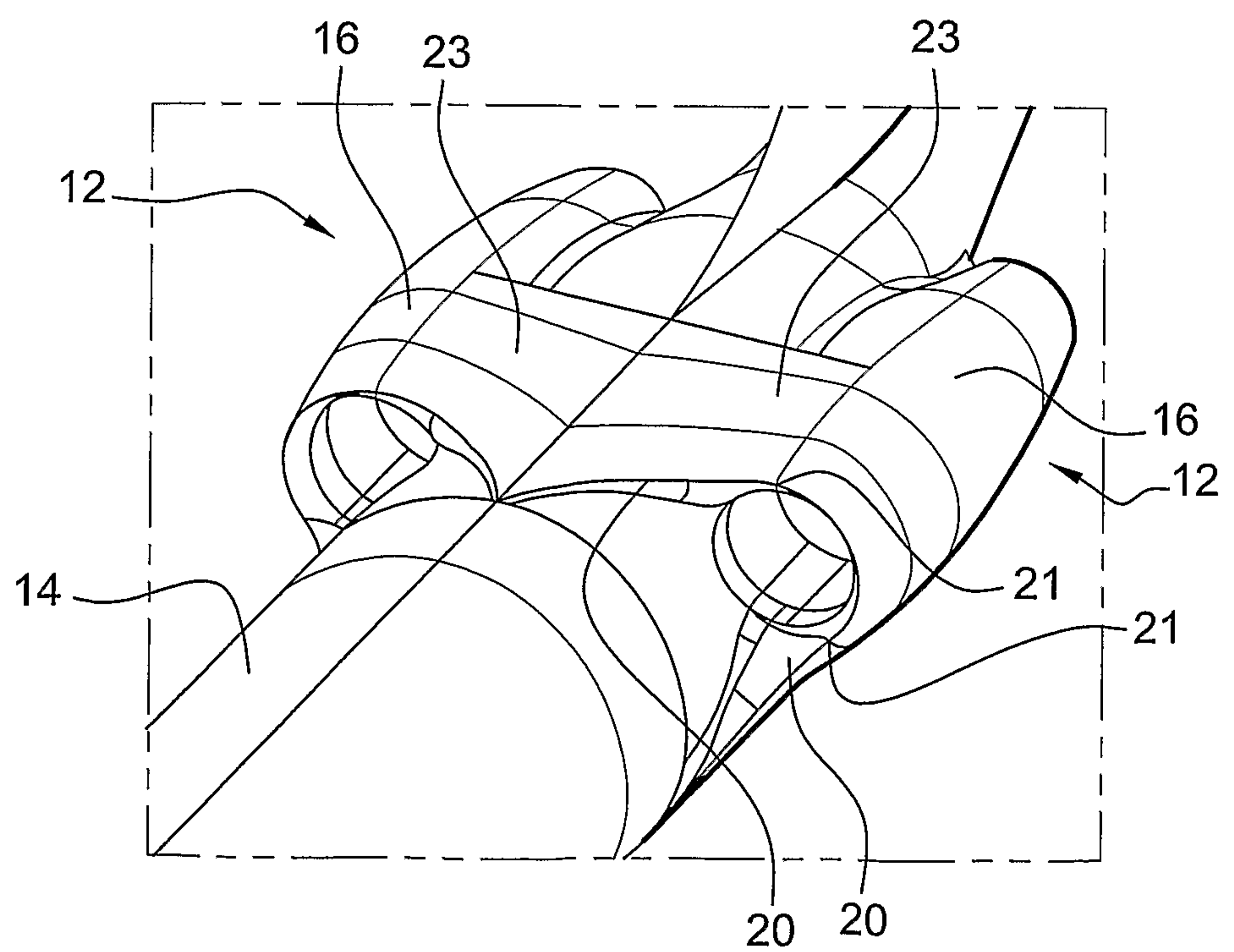
8. Avion selon la revendication 7, dans lequel la partie amont de la nacelle est au moins encastrée pour un tiers à l'intérieur du fuselage et au maximum à 50 %.

9. Avion selon l'une quelconque des revendications 1 à 8, dans lequel une partie aval de chaque moteur est écartée du fuselage et est reliée au fuselage par une
5 paroi plane s'étendant en aval du moteur sur toute une surface d'un espace entre le moteur et le fuselage.

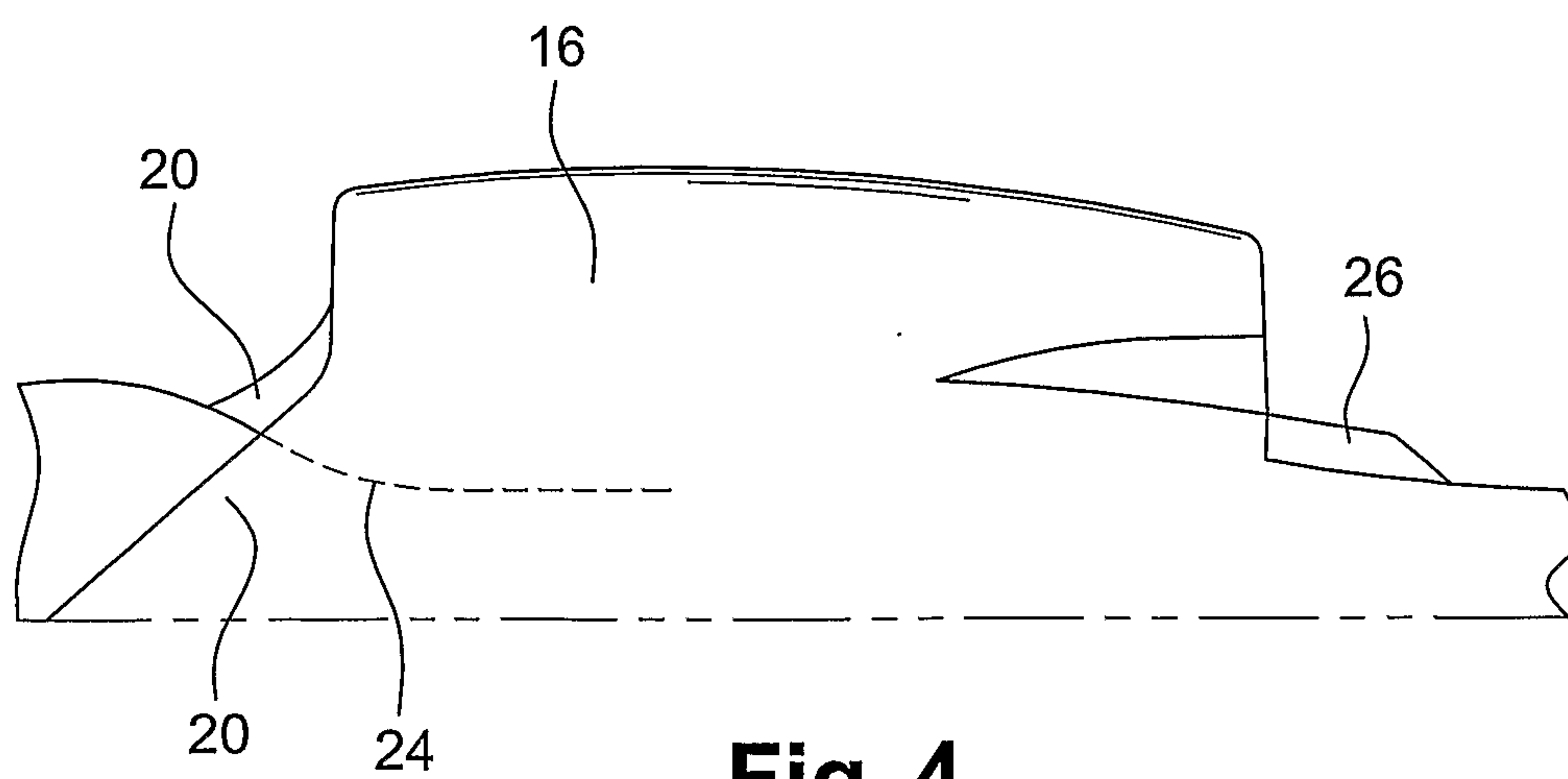
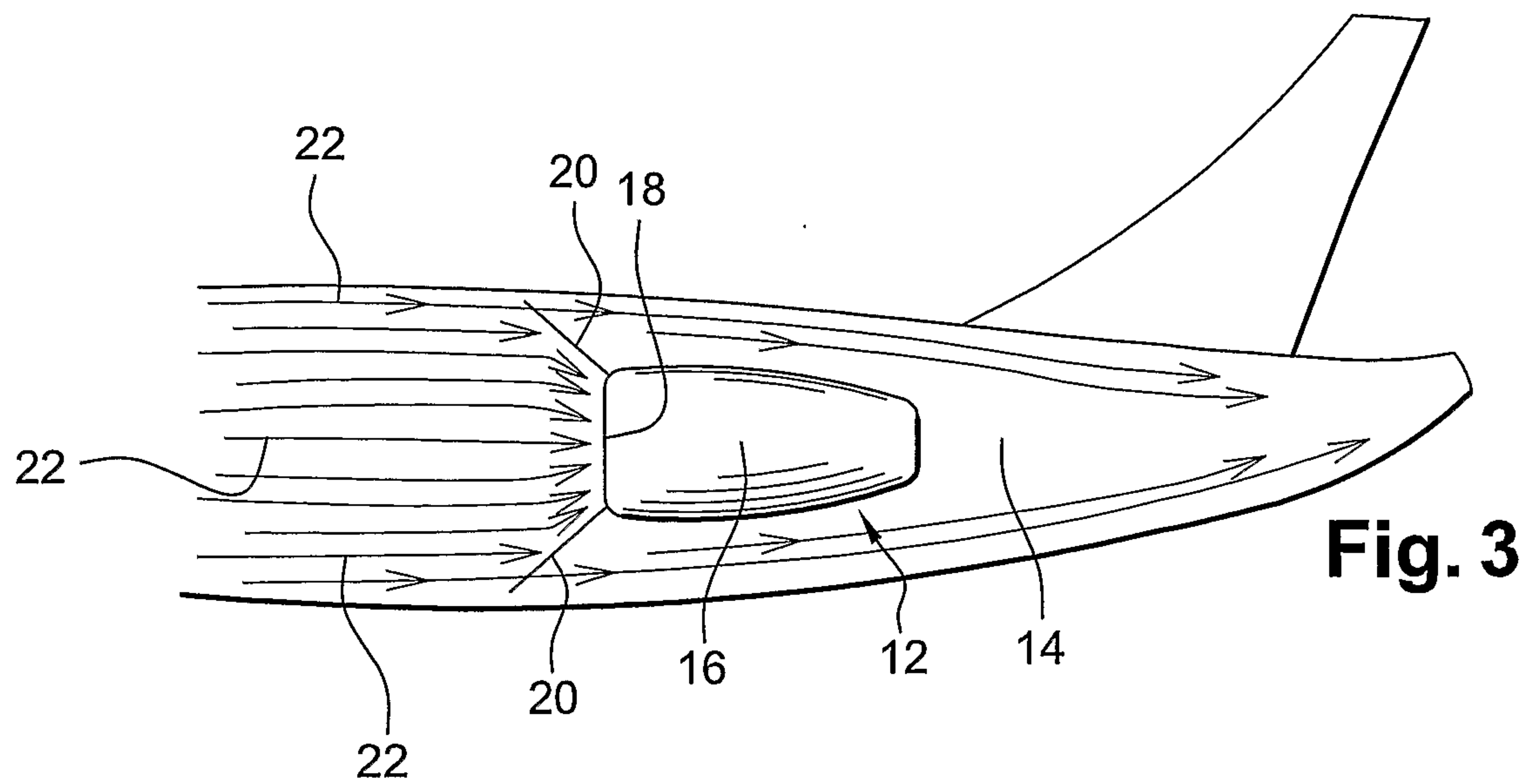
10. Avion selon la revendication 1, dans lequel les moteurs sont situés en aval des ailes de l'avion.

11. Avion équipé de moteurs à turboréacteur à double flux comprenant des
10 nacelles au moins partiellement encastrées dans un fuselage de l'avion, dans lequel une entrée d'air de chaque moteur est reliée au fuselage par deux parois de guidage de couche limite, lesdites parois de guidage de chaque moteur s'étendant vers l'amont de l'entrée d'air et s'écartant l'une de l'autre vers l'amont, dans lequel un
panneau de carénage s'étend en aval de chaque paroi de guidage de chaque
15 moteur et relie les moteurs latéralement, et dans lequel les parois de guidage sont disposées en aval des ailes de l'avion.

1/2

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

2 / 2

**Fig. 4**

