

①9 RÉPUBLIQUE FRANÇAISE
INSTITUT NATIONAL
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE
COURBEVOIE

①1 N° de publication :
(à n'utiliser que pour les
commandes de reproduction)

3 050 720

②1 N° d'enregistrement national : **16 53766**

⑤1 Int Cl⁸ : **B 64 D 27/24 (2017.01), B 64 D 33/00**

①2 **DEMANDE DE BREVET D'INVENTION**

A1

②2 Date de dépôt : 28.04.16.

③0 Priorité :

④3 Date de mise à la disposition du public de la
demande : 03.11.17 Bulletin 17/44.

⑤6 Liste des documents cités dans le rapport de
recherche préliminaire : *Se reporter à la fin du
présent fascicule*

⑥0 Références à d'autres documents nationaux
apparentés :

Demande(s) d'extension :

⑦1 Demandeur(s) : SNECMA — FR.

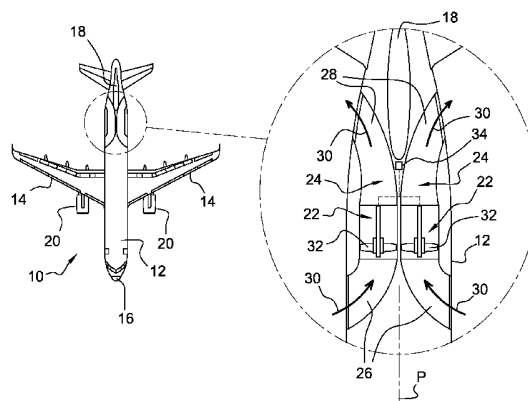
⑦2 Inventeur(s) : CURLIER AUGUSTIN, MARC,
MICHEL et BELMONTE OLIVIER.

⑦3 Titulaire(s) : SNECMA.

⑦4 Mandataire(s) : GEVERS & ORES Société anonyme.

⑤4 **AERONEF A AU MOINS UN SYSTEME PROPULSIF AUXILIAIRE.**

⑤7 Aéronef (10), comportant un fuselage (12), au moins deux voilures (14), des systèmes propulsifs principaux (20), et au moins un système propulsif auxiliaire (22), caractérisé en ce que ledit système propulsif auxiliaire comprend au moins une hélice (32) entraînée par un moteur (34), de préférence électrique, et est monté dans un conduit interne (24) dudit fuselage dont les extrémités amont et aval sont obturables par au moins deux portes mobiles, respectivement amont (36) et aval (38), de façon à ce que ledit conduit puisse être isolé de l'extérieur de l'aéronef, ladite porte mobile aval étant configurée pour permettre une inversion de poussée par déviation d'un flux de gaz sortant dudit conduit.



FR 3 050 720 - A1



Aéronef à au moins un système propulsif auxiliaire

DOMAINE TECHNIQUE

La présente invention concerne un aéronef à au moins un système
5 propulsif auxiliaire.

ETAT DE L'ART

Un aéronef, tel qu'un avion, comprend classiquement un fuselage,
au moins deux voilures et des systèmes propulsifs principaux qui sont en
général des turbomachines. Une turbomachine d'aéronef comprend un
10 générateur de gaz comportant d'amont en aval, dans le sens d'écoulement
des gaz dans la turbomachine, au moins un compresseur, une chambre
annulaire de combustion, et au moins une turbine. Le générateur de gaz
est alimenté en air par une manche d'entrée d'air et une tuyère permet
d'évacuer les gaz de combustion sortant de la turbine.

15 Les systèmes propulsifs principaux d'un aéronef fonctionnent
pendant les différentes phases de vol de l'aéronef, tels qu'au décollage, à
la montée, en croisière, en descente et à l'atterrissage. Ces systèmes sont
conçus pour fournir dans la situation la plus défavorable une poussée
minimale qui permet à l'aéronef de décoller. Les systèmes propulsifs
20 principaux sont surdimensionnés car cette capacité importante de poussée
est inutile pendant les autres phases de vol.

Par ailleurs, les systèmes propulsifs principaux peuvent être équipés
de dispositifs d'inversion de poussée, qui comportent des volets destinés à
être déployés pour dévier un flux de gaz et inverser la poussée afin de
25 freiner l'aéronef. Ces dispositifs sont lourds et encombrants et pénalisent
les performances des turbomachines.

On a déjà proposé d'équiper un aéronef avec un système propulsif
auxiliaire. Contrairement aux systèmes propulsifs principaux, le système
propulsif auxiliaire est destiné à fonctionner pendant seulement certaines
30 phases de vol, telles qu'au décollage. Les systèmes principaux sont conçus
pour fournir une certaine poussée et les systèmes auxiliaires fournissent

une poussée complémentaire pour permettre le décollage de l'aéronef. Ceci permet de limiter le surdimensionnement précité des systèmes propulsifs principaux.

La présente invention propose un perfectionnement à cette
5 technologie, qui est simple, efficace et économique.

EXPOSE DE L'INVENTION

L'invention propose à cet effet un aéronef, comportant un fuselage, au moins deux voilures, des systèmes propulsifs principaux, et au moins un système propulsif auxiliaire, caractérisé en ce que ledit système propulsif
10 auxiliaire comprend au moins une hélice entraînée par un moteur, de préférence électrique, et est monté dans un conduit interne dudit fuselage dont les extrémités amont et aval sont obturables par au moins deux portes mobiles, respectivement amont et aval, de façon à ce que ledit conduit puisse être isolé de l'extérieur de l'aéronef, ladite porte mobile aval étant
15 configurée pour permettre une inversion de poussée par déviation d'un flux de gaz sortant dudit conduit.

Le système propulsif auxiliaire est logé dans un conduit interne du fuselage et ne génère pas de traînée. Le conduit est lui-même bouché à ses extrémités amont et aval par des portes, ce qui limite l'apparition de
20 traînée. Lorsque le système propulsif auxiliaire ne fonctionne pas, les extrémités du conduit dans lequel il est logé peuvent donc être obturées pour que le fuselage ait les mêmes propriétés aérodynamiques qu'un fuselage non équipé d'un tel système (le conduit est alors « isolé » de l'extérieur). Par ailleurs, la porte aval est mobile et configurée pour générer
25 une inversion de poussée. Ceci est particulièrement avantageux car cela permet de déporter les dispositifs d'inversion de poussée des systèmes propulsifs principaux au niveau des systèmes propulsifs auxiliaires, et donc d'alléger et de simplifier la conception des turbomachines formant les systèmes propulsifs principaux.

L'aéronef selon l'invention peut comprendre une ou plusieurs des caractéristiques suivantes, prises isolément les unes des autres ou en combinaison les unes avec les autres :

- 5 - le ou chaque système propulsif auxiliaire est situé au voisinage d'un empennage de l'aéronef,
- l'extrémité amont et aval du ou de chaque conduit débouche sur un côté dudit fuselage,
- l'aéronef comprend deux systèmes propulsifs auxiliaires comportant des hélices entraînées par des moteurs et montés respectivement dans deux
10 conduits internes dudit fuselage dont les extrémités amont et aval sont obturables par des portes mobiles, respectivement amont et aval,
- lesdits systèmes propulsifs auxiliaires et lesdits conduits sont symétriques par rapport à un plan longitudinal médian sensiblement vertical dudit fuselage,
- 15 - le ou chaque moteur est apte à fonctionner en générateur,
- lesdites portes sont montées sur le fuselage par des dispositifs à rail et glissière.
- chacune desdites portes est configurée pour être mobile depuis une position verrouillée dans laquelle elle est engagée dans une extrémité de
20 conduit et obture cette extrémité, jusqu'à une position déverrouillée dans laquelle elle est désengagée de cette extrémité, puis de ladite position déverrouillée jusqu'à une position ouverte dans laquelle elle est déplacée à distance de ladite extrémité de conduit par coulissement au moyen dudit dispositif,
- 25 - la ou chaque porte aval est configurée pour être mobile depuis une position verrouillée dans laquelle elle est engagée dans une extrémité de conduit et obture cette extrémité, jusqu'à une position déployée dans laquelle elle génère ladite inversion de poussée,
- chacune desdites portes est configurée pour ne pas perturber
30 l'aérodynamisme de l'aéronef au moins en position fermée ou verrouillée,

- chacune desdites portes est configurée pour être placée hors dudit flux de gaz s'échappant dudit conduit dans la position ouverte, de façon à limiter les perturbations créées dans ledit flux, et
- chacune desdites portes est configurée pour assurer une continuité dudit conduit et/ou diriger ledit flux de gaz vers l'amont dans la position déployée,
- chacune desdites portes a un profil aérodynamique.

Avantageusement, chacune desdites portes assure une combinaison de plusieurs fonctions telle que les quatre dernières listées ci-dessus. De préférence, une même surface de chaque porte peut assurer ces fonctions.

Avantageusement, lorsque la porte aval est dans la position fermée ou verrouillée et dans la position ouverte, la porte amont est dans une position identique (obturante et hors du flux respectivement), et quand la porte aval est dans la position déployée, la porte amont est également dans la position ouverte.

L'invention concerne également un procédé de pilotage d'un aéronef tel que décrit ci-dessus, dans lequel il comprend les étapes consistant à :

- lors d'une phase de décollage, ouvrir la ou chaque porte de manière à permettre l'admission et l'échappement d'air, et entraîner en rotation la ou chaque hélice par l'intermédiaire du ou de chaque moteur ;
- lors d'une phase de descente, ouvrir la ou chaque porte de manière à permettre l'admission et l'échappement d'air, cet air entraînant en rotation la ou chaque hélice; et
- lors d'une phase d'atterrissage, ouvrir la ou chaque porte amont de manière à permettre l'admission d'air, et déployer la ou chaque porte aval de manière à permettre une inversion de poussée par déviation du flux de gaz sortant dudit conduit.

DESCRIPTION DES FIGURES

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

- la figure 1 est une vue schématique d'un aéronef selon l'invention, à gauche sur le dessin, et une vue à plus grande échelle d'une partie aval du fuselage de cet aéronef, à droite sur le dessin,
- la figure 2 est une vue très schématique d'une porte amont d'un conduit interne du fuselage de l'aéronef de la figure 1,
- les figures 3a à 3c sont des vues correspondant à la figure 2 et montrant des étapes d'ouverture de la porte amont,
- les figures 4a et 4b sont des vues très schématiques d'une porte aval d'un conduit interne du fuselage de l'aéronef de la figure 1, et montrent des étapes de déploiement de cette porte aval, et
- la figure 5 est un schéma montrant un dispositif électrique de commande des portes des conduits du fuselage de l'aéronef.

DESCRIPTION DETAILLEE

La figure 1 représente un aéronef 10 qui est dans l'exemple représenté un avion de ligne. L'aéronef 10 comprend un fuselage 12 et deux voilures 14 s'étendant de part et d'autre du fuselage. Le fuselage 12 a une forme allongée et comprend à son extrémité longitudinale avant une cabine de pilotage 16 et porte un empennage 18 à son extrémité longitudinale arrière.

L'aéronef 10 est équipé de deux systèmes propulsifs principaux 20. Les systèmes 20 sont conçus et dimensionnés pour fournir une juste poussée lors d'une phase de vol en croisière. Les systèmes 20 sont ici fixés respectivement aux voilures 14. Ils peuvent être des turbomachines exploitant une énergie thermique mettant en œuvre un cycle de Brayton ou une énergie électrique et comporter par exemple une hélice ou soufflante entraînée par un moteur électrique du type machine synchrone, asynchrone, MCC, etc. Dans le cas de turbomachines, celles-ci peuvent être de tout type, et sont par exemple des turboréacteurs ou des turbopropulseurs. Ces systèmes 20 ou turbomachines n'ont pas besoin d'être équipés de dispositifs d'inversion de poussée, comme expliqué dans ce qui précède.

L'aéronef est en outre équipé d'au moins un système propulsif auxiliaire 22. Dans l'exemple représenté, il comprend deux systèmes propulsifs auxiliaires 22

5 Les deux systèmes 22 sont logés respectivement dans deux conduits internes 24 du fuselage 12, qui sont ici situés à proximité de l'empennage 18. Chaque conduit 24 a une forme générale en C ou L et comprend un canal d'admission amont 26 et un canal d'échappement aval 28, par référence à l'écoulement des gaz dans les conduits 24.

10 Chaque système 22 est situé dans une partie médiane du conduit 24 correspondant et a une orientation sensiblement parallèle à l'axe longitudinal du fuselage 12. Chaque canal d'admission 26 a une forme incurvée et comprend une extrémité amont débouchant sur un côté du fuselage 12 et une extrémité aval orientée longitudinalement vers l'aval du fuselage. Chaque canal d'échappement 28 a une forme allongée et
15 comprend une extrémité aval débouchant longitudinalement vers l'aval sur un côté du fuselage et une extrémité amont orientée longitudinalement vers l'amont du fuselage 12. L'extrémité amont du canal d'admission 26 et l'extrémité aval du canal d'échappement 28 d'un même conduit 24 débouche sur un même côté du fuselage. On comprend que de l'air peut
20 s'engager dans chaque conduit 24 en passant par l'extrémité amont du canal d'admission 26, être délivré au système propulsif auxiliaire 22 puis être évacué vers l'extérieur en passant par l'extrémité aval du canal d'échappement 28 (flèches 30).

25 Chaque système 22 comprend une hélice 32 entraînée par un moteur 34, de préférence électrique. De façon classique, l'hélice 32 est entraînée en rotation par un arbre qui est entraîné en rotation par le rotor du moteur. L'aéronef 10 peut être équipé d'un seul moteur 34 d'entraînement des deux hélices 32 ou de deux moteurs d'entraînement respectif des deux hélices. Les systèmes 22 sont situés dans les parties
30 médianes des conduits 24, c'est-à-dire entre les canaux 26, 28.

Dans l'exemple représenté, les arbres et donc les axes de rotation des hélices 32 sont parallèles entre eux et à l'axe longitudinal du fuselage 12. On constate également que les systèmes 22 et les conduits 24 sont symétriques par rapport à un plan longitudinal médian P sensiblement vertical du fuselage 12. Ce plan P passe par l'axe longitudinal précité du fuselage 12 et est un plan de symétrie du fuselage 12.

Les extrémités amont des canaux 26 sont obturables par des portes amont 36 mobiles et les extrémités aval des canaux 28 sont obturables par des portes aval 38 mobiles. Chaque porte 36, 38 est déplaçable depuis une position fermée ou verrouillée représentée aux figures 1 et 2, jusqu'à une position ouverte représentée à la figure 3c.

Les portes 36, 38 sont chacune montées sur le fuselage 12 par au moins un dispositif 40 à rail 40a et glissière(s) 40b permettant leur translation longitudinale le long du fuselage. Ces dispositifs 40 permettent de déplacer les portes 36, 38 depuis une position déverrouillée (figure 3b) dans laquelle elles sont désengagées des orifices des conduits 24 jusqu'à une position ouverte (figure 3c) dans laquelle elles sont déplacées à distance de ces extrémités, par coulissement au moyen du dispositif 40. Les portes sont ainsi montées sur le fuselage de l'aéronef de façon à pouvoir être déplacées en translation dans une direction sensiblement longitudinale, de préférence de l'amont vers l'aval.

Les portes 36, 38 sont en outre déplaçables depuis une position verrouillée (figure 3a) dans laquelle elles sont engagées dans les orifices des conduits 24, jusqu'à la position déverrouillée de la figure 3b. Pour cela, et comme représenté aux figures 3a à 3c, chacune des portes 36, 38 peut être équipée d'un autre dispositif à rail 39a et glissière(s) 39b, le rail 39a étant solidaire de la porte et la ou les glissière(s) étant reliée(s) à des bielles 42. Le rail 39a peut être équipé de butées 39c pour limiter la course de la ou les glissière(s) 39b.

La cinématique d'ouverture de chaque porte 36, 38 est pilotée par un vérin de commande d'ouverture et un actionneur de déverrouillage de porte

non représentés sur les figures. Les portes 36, 38 sont reliées au dispositif 40 et au vérin de commande grâce aux bielles 42 dont les extrémités sont de préférence à liaison rotulante.

5 Ces liaisons rotulantes permettent des déplacements des portes, notamment autour d'axes perpendiculaires au plan des dessins et donc sensiblement verticaux dans le cas d'un aéronef posé au sol et/ou parallèles à des tangentes au fuselage de l'aéronef.

Chaque bielle 42 comprend par exemple une extrémité comportant une portion de sphère montée rotulante dans un logement de forme
10 complémentaire d'un élément de porte 36, 38 ou de glissière 39b. En position verrouillée, les bielles peuvent être inclinées par exemple à 60-80° par rapport au plan de glissement de la glissière 40b ou de la porte. En position déverrouillée ou ouverte, cet angle peut atteindre 80-90°, ce qui permet de déloger la porte de l'orifice du fuselage, en la déplaçant vers
15 l'extérieur. La cinématique de déploiement des portes aval 38 est plus complexe que pour les portes amont 36 et nécessite un actionneur 48 supplémentaire permettant le basculement des portes 38.

Les portes aval 38 ont leurs extrémités aval 44 qui coopèrent avec un guide comme un pivot, permettant le basculement de la porte, c'est-à-
20 dire l'écartement de son extrémité avant 50 vers l'extérieur par rapport au fuselage 12 (figures 4a et 4b). Le pivotement de l'extrémité aval de la porte 38 a lieu autour d'un axe sensiblement vertical dans le cas d'un aéronef posé au sol et/ou parallèle à des tangentes au fuselage de l'aéronef

La liaison amont de chaque porte 38 comprend un moyen pour
25 écarter la porte du fuselage suffisamment pour écarter une section du même ordre voire équivalente permettant au flux de s'échapper vers l'amont de l'aéronef.

Dans l'exemple représenté, l'actionneur 48 est monté rotulant à ses extrémités respectivement sur une glissière 40b montée sur le rail 40 et sur
30 les extrémités de deux bielles 42 également rotulantes à leurs extrémités. Une des bielles 42, de plus grande longueur, est articulée sur l'autre

glissière, et l'autre bielle, de plus petite longueur, est articulée sur le panneau. Dans la position verrouillée de la figure 4a, la bielle de plus petite longueur est sensiblement alignée avec l'actionneur, et l'autre bielle forme respectivement avec l'actionneur et la première bielle des angles de 120 et
5 60° environ.

Dans la position déployée de la figure 4b, la bielle de plus grande longueur forme respectivement avec l'actionneur et la première bielle des angles de 90 et 90° environ. Cette cinématique permet de déployer la porte suffisamment pour assurer une fonction d'inversion de poussée. Les bielles
10 42 et l'actionneur 48 sont sensiblement coplanaires.

Lorsque les portes aval 38 sont ouvertes (totalement ou partiellement) mais pas déployées, le mécanisme avec l'actionneur 48 peut permettre le déverrouillage des portes 38 par déploiement partiel du vérin. Dans ce cas, le dispositif à rail 39a et glissière(s) 39b des portes amont 36
15 n'est pas nécessaire et peut être remplacée par une bielle reliée directement à la porte.

Ce mécanisme permet de supprimer les dispositifs d'inversion de poussée sur les systèmes propulsifs principaux, entraînant une diminution de leur masse et de leur trainée (IPPS thermique moins volumineux).

20 Les portes 36, 38 remplissent plusieurs fonctions.

Lors de phases de ralenti sol et de croisière, les portes 36, 38 sont fermées et les systèmes 22 ne fonctionnent pas et sont masqués. Seul les systèmes 20 fournissent une poussée (figures 2, 3a et 4a).

Lors d'une phase de décollage, les portes 36, 38 sont ouvertes
25 repliées contre le fuselage 12 (figure 3b) de manière à permettre l'admission et l'échappement d'air en générant une trainée minimum. Les systèmes 20 et 22 fournissent leurs puissances maximales et permettent à l'aéronef de décoller.

Lors d'une phase de descente et dans le cas où les moteurs 34 sont
30 aptes à fonctionner en générateurs, les portes 36, 38 sont ouvertes de manière à faire pénétrer de l'air dans les conduits 24, ce qui entraîne les

hélices 32 par autorotation. Dans le cas où les moteurs n'auraient pas de fonction générateur, les portes 36, 38 pourraient rester fermées lors d'une phase de descente.

Lors d'une phase d'atterrissage, principalement après que des trains
5 d'atterrissage principaux et de nez de l'aéronef aient touché le sol, les portes amont 36 sont grandes ouvertes et les portes aval 38 sont déployées pour réaliser une inversion de poussée (figure 4b).

Chaque système de propulsion auxiliaire 22, s'il est électrique, nécessite des sources de puissance du même type, ainsi qu'un dispositif
10 de commande adéquat, dont une représentation est proposée par la figure 5.

Le système 20 fournit une poussée de croisière et permet également via un alternateur de fournir du courant électrique en vol.

Le système 22 fournit la différence de poussée requise pour
15 décoller. Il consomme de l'énergie contenue dans des sources 62, 64 embarquées et est piloté par un étage de puissance contrôlé par un calculateur 60. Les sources d'énergies électriques permettent l'alimentation du système 22 ainsi que les systèmes électriques de bords de l'aéronef et éventuellement d'autres fonctions de l'aéronef. Un convertisseur
20 d'alimentation 66 permet la conversion de l'énergie électrique stockée dans les sources 62, 64 de manière à permettre l'alimentation du système 22. Un convertisseur de régénération 68 peut éventuellement être combiné au convertisseur d'alimentation 66. La source d'énergie thermique permet la l'alimentation d'un groupe auxiliaire de puissance 70 du type APU,
25 acronyme de *Auxiliary Power Unit*, et du système 20. Cette source d'énergie peut être une pile à combustible 72, qui produirait alors de l'énergie électrique, ou un réservoir de kérosène secondé de pompes à carburant. L'APU permet la génération d'énergie électrique au sol à partir de carburant afin de démarrer le système 20 et éventuellement de
30 recharger les sources 62, 64.

La phase du cycle où la puissance maximale est requise peut durer moins de 1 min, et la phase de montée peut durer un peu plus de 2 min et nécessiter le déploiement de 80% de la puissance disponible.

5 Les sources 62, 64 peuvent être caractérisées par leur capacité de décharge, qui traduit leur densité de puissance. Une capacité de décharge plus forte permettra de fournir plus de puissance sur un laps de temps court qu'une source possédant une capacité de décharge plus faible qui permettra de fournir moins de puissance sur un temps plus long.

10 Les super capacités 64 sont des sources d'énergie électrique à fort taux de charge et de décharge, et les batteries 62 sont des sources d'énergie électrique à taux de charge et de décharge moyen. Pour une densité de puissance plus forte, les super capacités 62 possèdent une densité énergétique moindre. Pour une même énergie stockée, le bilan masse d'une super capacité 62 sera plus pénalisant que celui de batteries
15 64.

Il est alors possible d'optimiser la consommation de l'énergie de l'aéronef en sélectionnant au bon moment la bonne source d'énergie. La phase de décollage est très courte et très gourmande en puissance, il sera donc opportun d'utiliser une source comme des super capacités. La phase
20 de montée est moins gourmande en puissance et plus longue en temps, il est alors judicieux d'utiliser une source comme des batteries.

Dans le cas précité où les portes 36 et 38 des systèmes 22 sont ouvertes lors de la descente afin d'entraîner les hélices 32 en autorotation, les moteurs générateurs 34 peuvent être utilisés pour recharger les
25 batteries 62 et les super capacités 64 en vue d'un prochain cycle. On peut imaginer que les super capacités 64 puissent être rechargées très rapidement à un aéroport. Les batteries 62 sont donc prioritaires lors de la régénération en phase de descente. En cas d'impossibilité de rechargement à l'aéroport, il serait possible de recharger les batteries 64 et
30 super capacités 62 grâce à l'APU et à l'alternateur des systèmes 20.

REVENDEICATIONS

1. Aéronef (10), comportant un fuselage (12), au moins deux voilures (14), des systèmes propulsifs principaux (20), et au moins un système propulsif auxiliaire (22), caractérisé en ce que ledit système propulsif auxiliaire comprend au moins une hélice (32) entraînée par un moteur (34), de préférence électrique, et est monté dans un conduit interne (24) dudit fuselage dont les extrémités amont et aval sont obturables par au moins deux portes mobiles, respectivement amont (36) et aval (38), de façon à ce que ledit conduit puisse être isolé de l'extérieur de l'aéronef, ladite porte mobile aval étant configurée pour permettre une inversion de poussée par déviation d'un flux de gaz sortant dudit conduit.
2. Aéronef (10) selon la revendication 1, dans lequel le ou chaque système propulsif auxiliaire (22) est situé au voisinage d'un empennage (18) de l'aéronef.
3. Aéronef (10) selon la revendication 1 ou 2, dans lequel l'extrémité amont et aval du ou de chaque conduit (24) débouche sur un côté dudit fuselage (12).
4. Aéronef (10) selon l'une des revendications précédentes, comprenant deux systèmes propulsifs auxiliaires (22) comportant des hélices (32) entraînées par des moteurs (34) et montés respectivement dans deux conduits internes (24) dudit fuselage (12) dont les extrémités amont et aval sont obturables par des portes mobiles, respectivement amont (36) et aval (38).
5. Aéronef (10) selon la revendication précédente, dans lequel lesdits systèmes propulsifs auxiliaires (22) et lesdits conduits (24) sont symétriques par rapport à un plan longitudinal médian (P) sensiblement vertical dudit fuselage (12).
6. Aéronef (10) selon l'une des revendications précédentes, dans lequel le ou chaque moteur (34) est apte à fonctionner en générateur.

7. Aéronef (10) selon l'une des revendications précédentes, dans lequel lesdites portes (36, 38) sont montées sur le fuselage (12) par des dispositifs (40) à rail et glissière.

5 8. Aéronef (10) selon la revendication précédente, dans lequel chacune desdites portes (36, 38) est configurée pour être mobile depuis une position verrouillée dans laquelle elle est engagée dans une extrémité de conduit (24) et obture cette extrémité, jusqu'à une position déverrouillée dans laquelle elle est désengagée de cette extrémité, puis de ladite position déverrouillée jusqu'à une position ouverte dans laquelle elle est
10 déplacée à distance de ladite extrémité de conduit par coulissement au moyen dudit dispositif (40).

9. Aéronef (10) selon la revendication précédente, dans lequel la ou chaque porte aval (38) est configurée pour être mobile depuis une position verrouillée dans laquelle elle est engagée dans une extrémité de
15 conduit et obture cette extrémité, jusqu'à une position déployée dans laquelle elle est apte à dévier ledit flux de gaz

10. Procédé de pilotage d'un aéronef (10) selon l'une des revendications précédentes, dans lequel il comprend les étapes consistant à :

- lors d'une phase de décollage, ouvrir la ou chaque porte (36, 38) de
20 manière à permettre l'admission et l'échappement d'air, et entraîner en rotation la ou chaque hélice (32) par l'intermédiaire du ou de chaque moteur (34) ;

- lors d'une phase de descente, ouvrir la ou chaque porte (36, 38) de manière à permettre l'admission et l'échappement d'air, cet air entraînant
25 en rotation la ou chaque hélice (32) ; et

- lors d'une phase d'atterrissage, ouvrir la ou chaque porte amont (36) de manière à permettre l'admission d'air, et déployer la ou chaque porte aval (38) de manière à permettre une inversion de poussée par déviation du flux de gaz sortant dudit conduit.

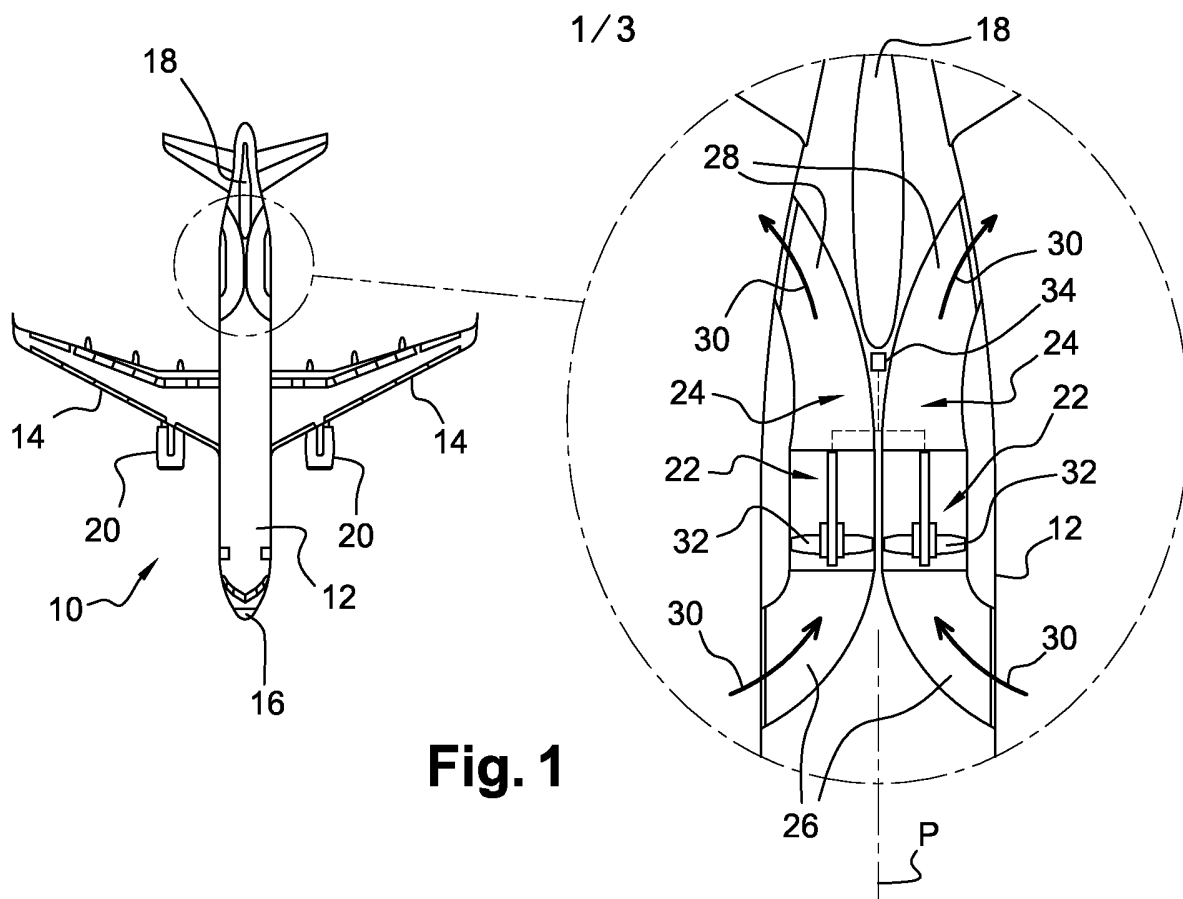
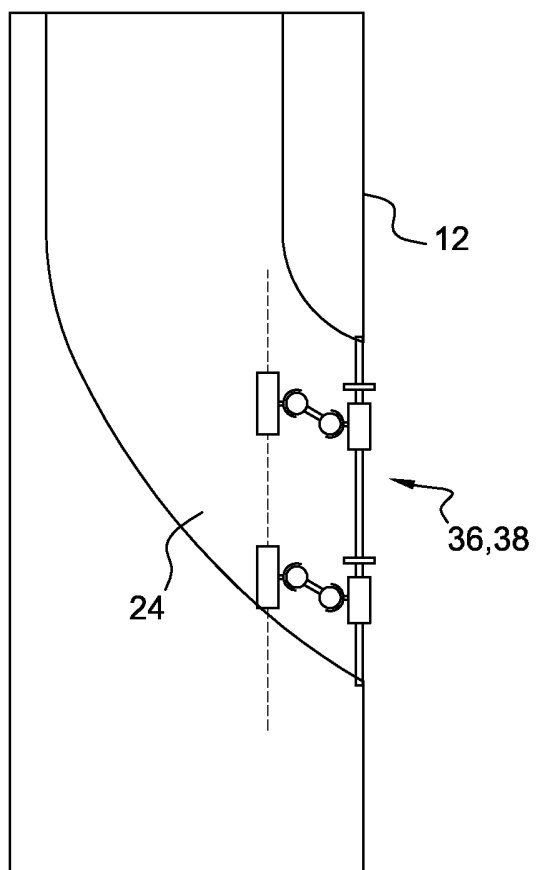


Fig. 1

Fig. 2



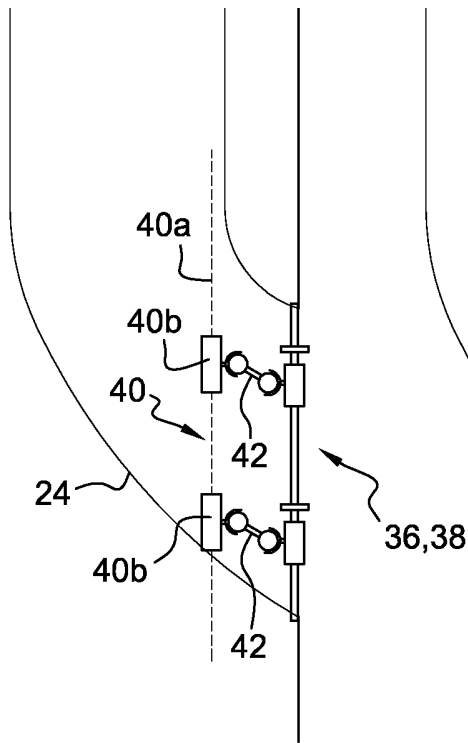


Fig. 3a

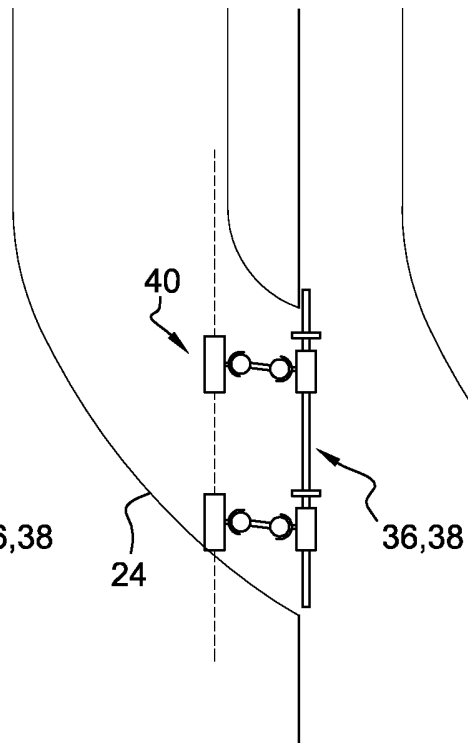


Fig. 3b

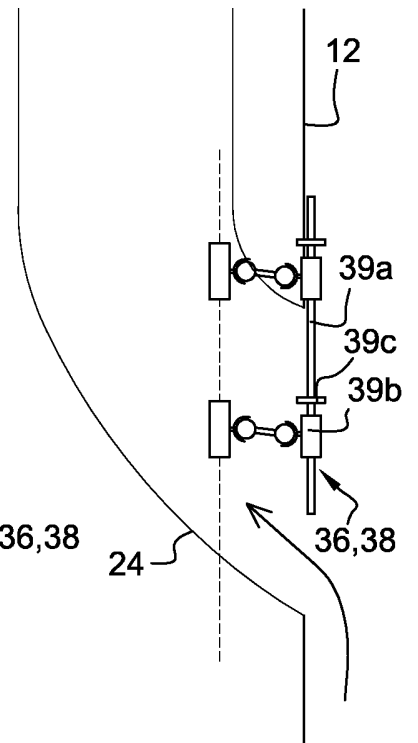


Fig. 3c

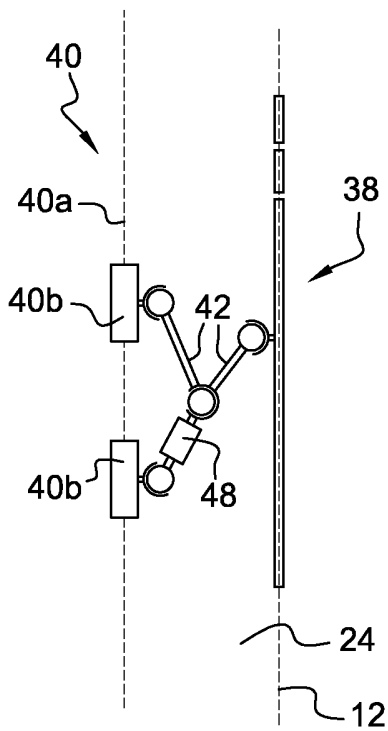


Fig. 4a

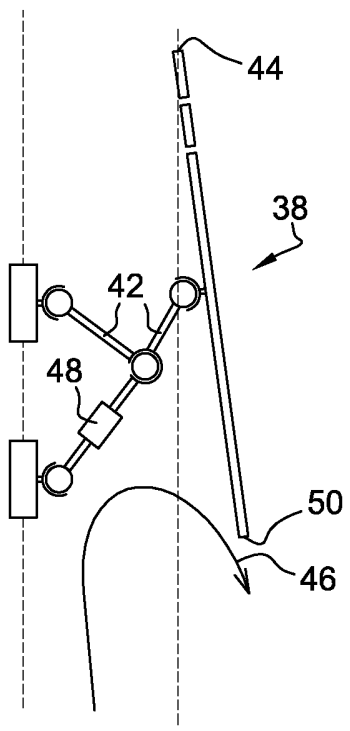
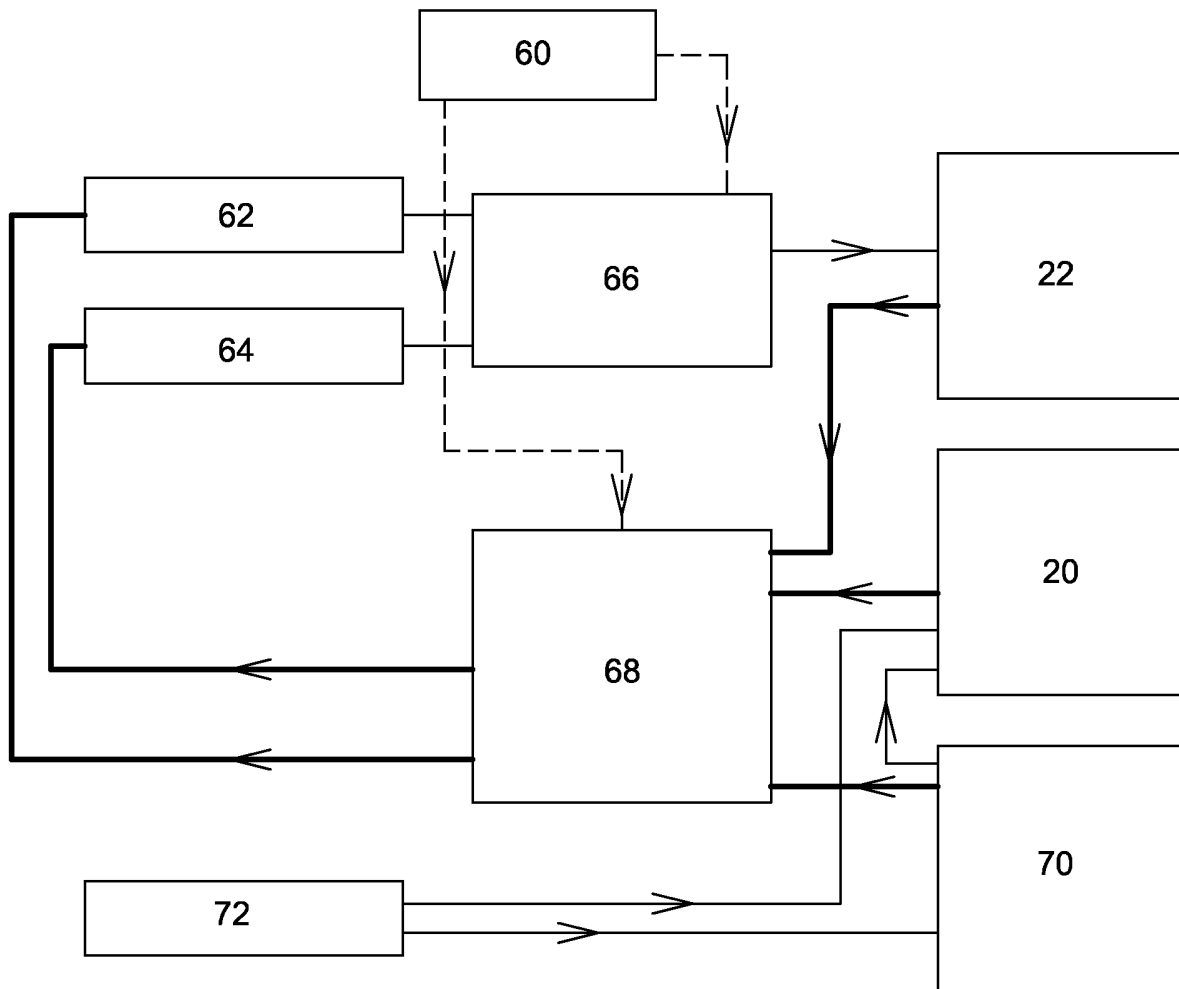


Fig. 4b

3 / 3



--- Commande
— consommation de puissance thermique ou électrique
— Génération de puissance électrique

Fig. 5

**ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE
RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET FRANÇAIS NO. FR 1653766 FA 824330**

La présente annexe indique les membres de la famille de brevets relatifs aux documents brevets cités dans le rapport de recherche préliminaire visé ci-dessus.

Les dits membres sont contenus au fichier informatique de l'Office européen des brevets à la date du 13-10-2016

Les renseignements fournis sont donnés à titre indicatif et n'engagent pas la responsabilité de l'Office européen des brevets, ni de l'Administration française

Document brevet cité au rapport de recherche		Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
FR 2826056	A1	20-12-2002	CA 2389531 A1	14-12-2002
			DE 60206696 T2	06-07-2006
			EP 1267063 A1	18-12-2002
			FR 2826056 A1	20-12-2002
			JP 4034601 B2	16-01-2008
			JP 2003041949 A	13-02-2003
			US 2002190158 A1	19-12-2002

FR 2305344	A1	22-10-1976	DE 2607944 A1	07-10-1976
			FR 2305344 A1	22-10-1976
			GB 1501044 A	15-02-1978
			IT 1065329 B	25-02-1985
			US 3997134 A	14-12-1976

EP 2581308	A2	17-04-2013	EP 2581308 A2	17-04-2013
			US 2013094963 A1	18-04-2013

US 2003033798	A1	20-02-2003	US 2003033798 A1	20-02-2003
			US 2006027704 A1	09-02-2006

GB 1047990	A	09-11-1966	FR 1472962 A	17-03-1967
			GB 1047990 A	09-11-1966
			US 3366350 A	30-01-1968

US 3194516	A	13-07-1965	AUCUN	
