

①9 RÉPUBLIQUE FRANÇAISE
INSTITUT NATIONAL
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE
PARIS

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

3 000 721

②1 N° d'enregistrement national : **13 50187**

⑤1 Int Cl⁸ : **B 64 C 1/16 (2013.01)**

⑫

DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

②2 Date de dépôt : 09.01.13.

③0 Priorité :

④3 Date de mise à la disposition du public de la demande : 11.07.14 Bulletin 14/28.

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 :

⑦1 Demandeur(s) : AIRBUS OPERATIONS Société par actions simplifiée — FR.

⑦2 Inventeur(s) : SURPLY THIERRY, BONNAUD CYRIL, GROSSEIN DAVID, BEDOIN STEVE, SYLLA AMADOU ANDRE, DROCHON GUILLAUME et CLOTTE MARJORIE.

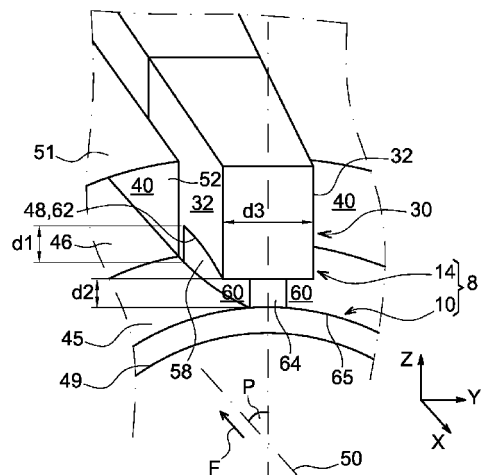
⑦3 Titulaire(s) : AIRBUS OPERATIONS Société par actions simplifiée.

⑦4 Mandataire(s) : BREVALEX.

⑤4 **ENSEMBLE PROPULSIF D'AERONEF COMPRENANT UN CARENAGE AERODYNAMIQUE ARRIERE DE MAT D'ACCROCHAGE A PAROIS LATERALES PROFILEES POUR L'INJECTION D'AIR FRAIS LE LONG D'UN PLANCHER DE PROTECTION THERMIQUE.**

⑤7 L'invention propose de protéger une partie arrière d'un plancher de carénage aérodynamique arrière (30) de mat d'accrochage (14) d'un turboréacteur à double flux (10) d'aéronef, au moyen d'un film d'air frais formé d'une partie d'un flux secondaire du turboréacteur guidée sous le plancher (62) au moyen de deux portions de parois latérales (58) de ce carénage profilées à cet effet.

Pour cela, ces deux portions de parois latérales (58) délimitent des espaces de passages d'air respectifs (60), ménagés entre une partie avant (62) du plancher et une tuyère d'éjection (45) du turboréacteur, et ouverts latéralement et vers l'arrière.



FR 3 000 721 - A1



**ENSEMBLE PROPULSIF D'AÉRONEF COMPRENANT UN CARÉNAGE AÉRODYNAMIQUE
ARRIÈRE DE MAT D'ACCROCHAGE À PAROIS LATÉRALES PROFILÉES POUR L'INJECTION
D'AIR FRAIS LE LONG D'UN PLANCHER DE PROTECTION THERMIQUE**

DESCRIPTION

DOMAINE TECHNIQUE

La présente invention se rapporte au domaine des ensembles propulsifs pour avions et concerne plus précisément la protection thermique d'un mât d'accrochage de turboréacteur à double flux.

D'une manière générale, un mât d'accrochage, également dénommé « EMS » (de l'anglais « Engine Mounting Structure »), permet de suspendre un moteur au-dessous de la voilure d'un avion, de monter ce moteur au-dessus de cette même voilure, ou encore de rapporter ce moteur en partie arrière du fuselage de l'avion.

ÉTAT DE LA TECHNIQUE ANTÉRIEURE

Comme l'illustre schématiquement la figure 1, la liaison entre un turboréacteur 10 à double flux et une cellule 12 d'un avion est assurée par un mât d'accrochage 14. Ce dernier permet de transmettre à la structure de l'avion les efforts générés par son turboréacteur associé, et autorise également le cheminement du carburant, des systèmes électriques, hydrauliques, et air entre le turboréacteur et la cellule de l'avion. Dans l'exemple illustré, l'élément de la cellule de l'avion auquel le turboréacteur est accroché est une aile 15. Le turboréacteur 10 et le mât d'accrochage 14 forment un ensemble propulsif 8.

Dans la description qui suit, l'avant et l'arrière sont définis relativement à une direction d'avancement F de l'avion.

De plus, par convention, on appelle X la direction longitudinale du mât d'accrochage 14 qui est également assimilable à la direction longitudinale du turboréacteur 10, cette direction X étant parallèle à un axe longitudinal du turboréacteur. D'autre part, on appelle Y la direction orientée transversalement par rapport au mât

d'accrochage 14 et également assimilable à la direction transversale du turboréacteur 10, et Z la direction verticale ou de la hauteur, ces trois directions X, Y et Z étant orthogonales entre-elles.

Afin d'assurer la transmission des efforts, le mât d'accrochage 14
5 comporte une structure rigide 16, également dénommée structure primaire, habituellement du type « caisson », c'est-à-dire formée par l'assemblage de longerons supérieurs et inférieurs et de panneaux latéraux raccordés entre eux par l'intermédiaire de nervures transversales de rigidification. Le mât d'accrochage est muni de moyens
10 d'accrochage tels que des attaches moteur 18, 20 et des bielles 22 de reprise des efforts de poussée, ces moyens d'accrochage étant interposés entre le turboréacteur 10 et la structure rigide 16 du mât d'accrochage pour assurer la liaison entre ces éléments.

Par ailleurs, le mât d'accrochage 14 est pourvu d'une pluralité de structures secondaires assurant la ségrégation et le maintien des systèmes tout en supportant des éléments de carénage aérodynamique, ces derniers prenant
15 généralement la forme d'assemblages de panneaux rapportés sur les structures. De façon connue de l'homme du métier, les structures secondaires se différencient de la structure rigide par le fait qu'elles ne sont pas destinées à assurer le transfert des efforts provenant du turboréacteur et devant être transmis vers la cellule de l'aéronef.

Parmi les structures secondaires, on compte en général une structure
20 aérodynamique avant 24, une structure aérodynamique arrière 26 parfois dénommée RSS (de l'anglais « *Rear Secondary Structure* »), un carénage de raccordement 28 des structures aérodynamiques avant et arrière, également appelé « karman », et un carénage aérodynamique arrière 30.

Le carénage aérodynamique arrière 30, également dénommé « *APF* »
25 (de l'anglais « *Aft Pylon Fairing* »), assure une pluralité de fonctions parmi lesquelles on note la formation d'une barrière thermique ou anti-feu, et la formation d'une continuité aérodynamique entre la sortie du turboréacteur et le mât d'accrochage. Ce carénage adopte une position inférieure lorsque le turboréacteur est destiné à être placé sous une aile, et adopte une position supérieure lorsque le turboréacteur est destiné à être placé

au-dessus d'une aile. Un exemple de carénage aérodynamique arrière connu de l'art antérieur est divulgué dans le document EP 2 190 739.

Le carénage aérodynamique arrière 30 prend généralement la forme d'un caisson comprenant deux parois latérales 32 assemblées entre elles par des nervures
5 intérieures transversales 34 de rigidification espacées les unes des autres selon une direction longitudinale X du carénage, ainsi qu'un plancher 36 pour la protection thermique, parfois dénommé « bouclier thermique ».

Les parois latérales 32 du carénage aérodynamique arrière sont prévues pour être épousées extérieurement par un flux secondaire 38 du turboréacteur, en raison
10 de leur implantation dans le canal annulaire 40 de flux secondaire du turboréacteur et/ou en sortie de ce canal.

Le plancher 36 du carénage aérodynamique arrière 30 présente une face externe prévue pour être épousée par un flux primaire 42 du turboréacteur constitué de gaz d'échappement. Comme le montre la figure 2, une partie arrière 44 de ce plancher
15 36 s'étend sensiblement dans le prolongement d'une tuyère d'éjection 45 qui sépare le flux primaire 42 du flux secondaire 38 et qui est disposée dans le prolongement d'un capot annulaire interne 46 délimitant intérieurement le flux secondaire 38. Une partie avant 48 du plancher 36 s'étend au droit de la tuyère d'éjection 45. Les parties avant 48 et arrière 44 du plancher 36 sont raccordées l'une à l'autre par un soyage 47 (figure 2). De
20 plus, la tuyère d'éjection 45 s'étend autour d'un nez d'éjection 49 destiné à guider le flux primaire 42 d'une manière bien connue.

La figure 3 illustre schématiquement l'ensemble propulsif 8 vu en perspective et en coupe selon le plan III-III de la figure 2. Ce plan III-III s'étend transversalement, c'est-à-dire orthogonalement à un axe longitudinal 50 du
25 turboréacteur 10, et se situe au niveau de l'extrémité arrière de la tuyère d'éjection 45.

Sur la figure 3 apparaît un capot annulaire externe 51 (non visible sur les figures 1 et 2) qui délimite extérieurement le canal annulaire 40 de flux secondaire du turboréacteur autour du capot annulaire interne 46, et qui est relié à ce dernier par une paroi longitudinale 52, couramment dénommée paroi de bifurcation.

Comme l'illustre la figure 3, un espace 53 est en général ménagé entre la partie avant 48 du plancher 36 et la tuyère d'éjection 45 pour autoriser des déplacements relatifs entre le turboréacteur 10 et le mât d'accrochage 14, auquel cas des joints latéraux 54 sont prévus de chaque côté du carénage aérodynamique arrière 30 afin de fermer latéralement l'espace 53, d'une manière bien connue.

La figure 4 illustre les flux primaire 42 et secondaire 38 en sortie de leurs canaux d'écoulement respectifs, vus de dessus, et représente en particulier la partie arrière 44 du plancher 36 du carénage aérodynamique arrière 30 en contact avec le flux primaire 42.

La température des gaz d'échappement constituant le flux primaire 42 en sortie du turboréacteur 10 peut dépasser 600 °C.

Cette température tend de surcroît à augmenter avec les récents développements des techniques mises en œuvre dans les turboréacteurs.

Or, l'augmentation de température du flux primaire accroît les exigences en termes de résistance thermique des matériaux formant le carénage aérodynamique arrière. Les niveaux et les gradients de température élevés subis par le carénage aérodynamique arrière imposent ainsi l'utilisation de matériaux lourds et coûteux tels que l'acier afin d'éviter l'apparition de criques ou la perte de rivets.

EXPOSÉ DE L'INVENTION

L'invention a notamment pour but d'apporter une solution simple, économique et efficace à ce problème.

Elle propose à cet effet un ensemble propulsif pour aéronef, comportant un turboréacteur à double flux ainsi qu'un mât d'accrochage destiné à l'accrochage de ce turboréacteur à la cellule d'un aéronef, ledit mât d'accrochage comprenant un carénage aérodynamique arrière comportant deux parois latérales ainsi qu'un plancher pour protéger ledit mât d'accrochage de la chaleur d'un flux primaire canalisé par une tuyère d'éjection dudit turboréacteur.

Selon l'invention, ledit plancher présente deux portions latérales de plancher disposées de part et d'autre d'un plan médian dudit carénage aérodynamique

arrière et écartées de ladite tuyère d'éjection de sorte que lesdites portions latérales de plancher délimitent avec ladite tuyère d'éjection respectivement deux espaces de passage d'air ouverts latéralement et vers l'arrière dudit ensemble propulsif.

5 De plus, chacune desdites parois latérales dudit carénage aérodynamique arrière comporte, à son extrémité en regard de ladite tuyère d'éjection, une portion de paroi latérale qui s'étend vers l'arrière en se rapprochant dudit plan médian et qui délimite l'un desdits espaces de passage d'air.

10 L'invention propose ainsi deux portions profilées à la base de chaque paroi latérale du carénage aérodynamique arrière, en regard de la tuyère d'éjection, de manière à injecter une partie du flux secondaire du turboréacteur sous le plancher du carénage aérodynamique arrière et former ainsi un film d'air frais de nature à protéger ledit plancher vis-à-vis de la chaleur du flux primaire.

15 Préférentiellement, chacune desdites portions de paroi latérale est incurvée et présente une convexité orientée vers l'extérieur dudit carénage aérodynamique arrière, lorsque ce dernier est vu en coupe selon un plan orthogonal audit plan médian et parallèle à un axe longitudinal dudit turboréacteur à double flux.

Cela permet d'optimiser le guidage du flux secondaire le long desdites portions de parois latérales, et en particulier de limiter les risques de décollement de ce flux secondaire.

20 Par ailleurs, l'écartement entre chacune desdites portions latérales de plancher et ladite tuyère d'éjection, au niveau d'une extrémité arrière de la portion de paroi latérale correspondante, est de préférence compris entre 2% et 15% d'une largeur maximale dudit carénage aérodynamique arrière au niveau d'un bord de fuite, c'est-à-dire une extrémité arrière, de ladite tuyère d'éjection.

25 Un tel écartement permet d'optimiser le débit de la partie du flux secondaire s'écoulant dans lesdits espaces de passage d'air.

Par ailleurs, ladite tuyère d'éjection comporte avantageusement une extension s'étendant en saillie vers l'arrière et en regard dudit plancher dudit carénage aérodynamique arrière.

Une telle extension permet de prolonger vers l'arrière le guidage de la partie du flux secondaire issue desdits espaces de passage d'air le long dudit plancher.

Préférentiellement, lesdites deux parois latérales dudit carénage aérodynamique arrière s'étendent respectivement dans le prolongement de deux parois de bifurcation reliant mutuellement deux capots annulaires qui délimitent, respectivement intérieurement et extérieurement, un espace annulaire d'écoulement d'un flux secondaire dans ledit turboréacteur.

L'invention concerne également un aéronef comprenant au moins un ensemble propulsif du type décrit ci-dessus.

BRÈVE DESCRIPTION DES DESSINS

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

- 15 – la figure 1, déjà décrite, est une vue schématique partielle de côté d'un ensemble propulsif pour aéronef de type connu ;
- la figure 2, déjà décrite, est une vue schématique partielle de côté et à plus grande échelle de l'ensemble propulsif de la figure 1 ;
- la figure 3, déjà décrite, est une vue schématique partielle en perspective, et en coupe selon le plan III-III de la figure 2, de l'ensemble propulsif de la figure 1 ;
- 20 – la figure 4, déjà décrite, est une vue schématique partielle de l'ensemble propulsif de la figure 1 en coupe selon le plan IV-IV de la figure 2 ;
- la figure 5 est une vue semblable à la figure 2, illustrant un ensemble propulsif selon un premier mode de réalisation préféré de l'invention ;
- 25 – la figure 6 est une vue semblable à la figure 3, illustrant l'ensemble propulsif de la figure 5 ;
- la figure 7 est une vue semblable à la figure 4, illustrant l'ensemble propulsif de la figure 5 ;

- la figure 8 est une vue semblable à la figure 4, illustrant un ensemble propulsif selon un deuxième mode de réalisation préféré de l'invention ;
- la figure 9 est une vue semblable à la figure 3, illustrant l'ensemble propulsif de la figure 8.

5 Dans l'ensemble de ces figures, des références identiques peuvent désigner des éléments identiques ou analogues.

EXPOSÉ DÉTAILLÉ DE MODES DE RÉALISATION PRÉFÉRÉS

Les figures 5 à 7 illustrent un ensemble propulsif 8 selon un premier mode de réalisation préféré de l'invention.

10 Cet ensemble propulsif se distingue de l'ensemble propulsif des figures 1 à 4 par la configuration du carénage aérodynamique arrière 30.

 Ce dernier présente deux parois latérales opposées 32 s'étendant de part et d'autre d'un plan médian P du carénage aérodynamique arrière 30 (figure 6) et comportant chacune une portion de paroi latérale 58 qui forme une extrémité arrière inférieure de la paroi latérale et qui s'étend vers l'arrière en se rapprochant du plan médian P. Chaque portion de paroi latérale 58 forme ainsi un décroché par rapport à la paroi latérale 32 correspondante. Chaque portion de paroi latérale 58 s'étend au droit de la tuyère d'éjection 45 et délimite ainsi un espace de passage d'air 60 ménagé entre une portion latérale de plancher 62 correspondante et la tuyère d'éjection 45.

20 Chacun des deux espaces de passage d'air 60 ainsi défini est ouvert latéralement (figures 6 et 7).

 De plus, les deux portions de paroi latérale 58 délimitent en elles un culot 64 du carénage aérodynamique arrière 30, c'est-à-dire une structure en saillie vers le bas depuis la partie arrière 48 du plancher 36 et séparant l'un de l'autre les deux espaces de passage d'air 60.

25 Le culot 64 peut être formé d'une structure pleine ou creuse. Dans ce dernier cas, les portions de parois latérales 58 peuvent prendre la forme de joints coulissants, fonctionnant par exemple selon le même principe bien connu que les joints

54 de la figure 3, de manière à autoriser un débattement vertical du carénage aérodynamique arrière 30 par rapport à la tuyère d'éjection 45.

Comme cela apparaît plus clairement sur la figure 7 qui montre une vue en coupe selon le plan VII-VII de la figure 5, chaque portion de paroi latérale 58 est incurvée, et présente une convexité orientée vers l'extérieur du carénage aérodynamique arrière 30. Il est à noter que le plan VII-VII précité s'étend orthogonalement au plan médian P (figure 6) et parallèlement à l'axe 50 du turboréacteur 10 (figure 5).

De plus, chaque portion latérale de plancher 62 est de préférence conformée pour s'étendre vers l'arrière en se rapprochant de la tuyère d'éjection 45 (figure 5). Ainsi, l'écartement d1 entre chaque portion latérale de plancher 62 et la tuyère d'éjection 45 au niveau de l'extrémité avant de la portion de paroi latérale 58 correspondante est supérieur à l'écartement d2 entre chaque portion latérale de plancher 62 et la tuyère d'éjection 45 au niveau de l'extrémité arrière de la portion de paroi latérale 58 correspondante (figure 6).

En variante, les écartements d1 et d2 précités peuvent être égaux sans sortir du cadre de l'invention.

De plus, l'écartement d2 entre chaque portion latérale de plancher 62 et la tuyère d'éjection 45, au niveau d'une extrémité arrière de la portion de paroi latérale 58 correspondante, est compris entre 2% et 15% d'une largeur maximale d3 du carénage aérodynamique arrière 30 au niveau d'un bord de fuite 65 de la tuyère d'éjection 45. Il faut comprendre par là que la largeur maximale d3 est mesurée dans un plan transversal défini par le bord de fuite 65. Dans l'exemple illustré, le carénage 30 présente une section transversale sensiblement rectangulaire, de sorte que sa largeur d3 est sensiblement constante selon la direction de la hauteur Z. En variante, le carénage 30 peut avoir une section transversale différente, auquel cas la largeur maximale d3 considérée est la largeur mesurée à une hauteur Z à laquelle le carénage 30 présente un maximum de largeur.

En fonctionnement, une partie 66 du flux secondaire 38 (figure 7) pénètre dans chacun des deux espaces de passage d'air 60 en circulant le long des deux

portions de parois latérales 58, et débouche vers l'arrière sous la partie arrière 44 du plancher 36 du carénage aérodynamique arrière 30.

Ladite partie 66 du flux secondaire forme ainsi un film d'air relativement frais entre le plancher 36 et une partie 42' du flux primaire 42 formé de gaz d'échappement canalisés par la tuyère d'éjection 45.

Ladite partie 66 du flux secondaire permet de protéger la partie arrière 44 du plancher 36 ainsi que les parois latérales 32 vis-à-vis de la chaleur du flux primaire 42, d'une manière simple et efficace.

Comme le montre la figure 5, le plancher 36 du carénage aérodynamique arrière 30 est dépourvu de soyaage, ce qui permet de limiter les perturbations de l'écoulement de ladite partie 66 du flux secondaire et de favoriser ainsi le maintien de ce flux au contact de la partie arrière 44 du plancher 36.

Les figures 8 et 9 illustrent un ensemble propulsif 8 selon un deuxième mode de réalisation préféré de l'invention, qui diffère de l'ensemble propulsif des figures 5 à 7 du fait que la tuyère d'éjection 45 présente une extension 68 s'étendant vers l'arrière depuis la base du culot 64. Dans l'exemple illustré, l'extension 68 est centrée par rapport au plan médian P du carénage aérodynamique arrière 30, et présente une forme de courbe gaussienne, c'est-à-dire de chevron arrondi.

La longueur de l'extension 68 est de préférence comprise entre 5% et 30% de la longueur de la partie arrière 44 du plancher 36 du carénage aérodynamique arrière 30. Par définition, cette partie arrière 44 s'étend à partir de l'extrémité arrière de la tuyère d'éjection 45.

L'extension 68 permet d'améliorer le guidage de la partie 66 du flux secondaire le long de la partie arrière 44 du plancher 36.

D'autres formes sont possibles en ce qui concerne l'extension 68, comme par exemple une forme de trapèze, de triangle, ou encore de rectangle.

De plus, l'extension 68 peut présenter une courbure orientée vers l'axe 50 du turboréacteur 10, c'est-à-dire vers le bas dans l'exemple illustré.

REVENDEICATIONS

1. Ensemble propulsif (8) pour aéronef, comportant un turboréacteur à double flux (10) ainsi qu'un mât d'accrochage (14) destiné à l'accrochage
5 de ce turboréacteur à la cellule d'un aéronef, ledit mât d'accrochage comprenant un carénage aérodynamique arrière (30) comportant deux parois latérales (32) ainsi qu'un plancher (36) pour protéger ledit mât d'accrochage de la chaleur d'un flux primaire (42) canalisé par une tuyère d'éjection (45) dudit turboréacteur,
caractérisé en ce que ledit plancher (36) présente deux portions latérales de plancher (62)
10 disposées de part et d'autre d'un plan médian (P) dudit carénage aérodynamique arrière et écartées de ladite tuyère d'éjection (45) de sorte que lesdites portions latérales de plancher (62) délimitent avec ladite tuyère d'éjection respectivement deux espaces de passage d'air (60) ouverts latéralement et vers l'arrière dudit ensemble propulsif,
et en ce que chacune desdites parois latérales (32) dudit carénage aérodynamique arrière
15 comporte, à son extrémité en regard de ladite tuyère d'éjection, une portion de paroi latérale (58) qui s'étend vers l'arrière en se rapprochant dudit plan médian (P) et qui délimite l'un desdits espaces de passage d'air (60).

2. Ensemble propulsif selon la revendication 1, dans lequel chacune
20 desdites portions de parois latérales (58) est incurvée et présente une convexité orientée vers l'extérieur dudit carénage aérodynamique arrière (30), lorsque ce dernier est vu en coupe selon un plan (VII-VII) orthogonal audit plan médian (P) et parallèle à un axe (50) dudit turboréacteur à double flux (10).

25 3. Ensemble propulsif selon la revendication 1 ou 2, dans lequel l'écartement (d2) entre chacune desdites portions latérales de plancher (62) et ladite tuyère d'éjection (45), au niveau d'une extrémité arrière de la portion de paroi latérale (58) correspondante, est compris entre 2% et 15% d'une largeur maximale (d3) dudit carénage aérodynamique arrière (30) au niveau d'un bord de fuite (65) de ladite tuyère
30 d'éjection (45).

4. Ensemble propulsif selon l'une quelconque des revendications 1 à 3, dans lequel ladite tuyère d'éjection (45) comporte une extension (68) s'étendant en saillie vers l'arrière et en regard dudit plancher (36) dudit carénage aérodynamique arrière.

5. Ensemble propulsif selon l'une quelconque des revendications 1 à 4, dans lequel lesdites deux parois latérales (32) dudit carénage aérodynamique arrière s'étendent respectivement dans le prolongement de deux parois de bifurcation (52) reliant mutuellement deux capots annulaires (46, 51) qui délimitent, respectivement intérieurement et extérieurement, un espace annulaire (40) d'écoulement d'un flux secondaire (38) dans ledit turboréacteur.

6. Aéronef, caractérisé en ce qu'il comprend au moins un ensemble propulsif (8) selon l'une quelconque des revendications 1 à 5.

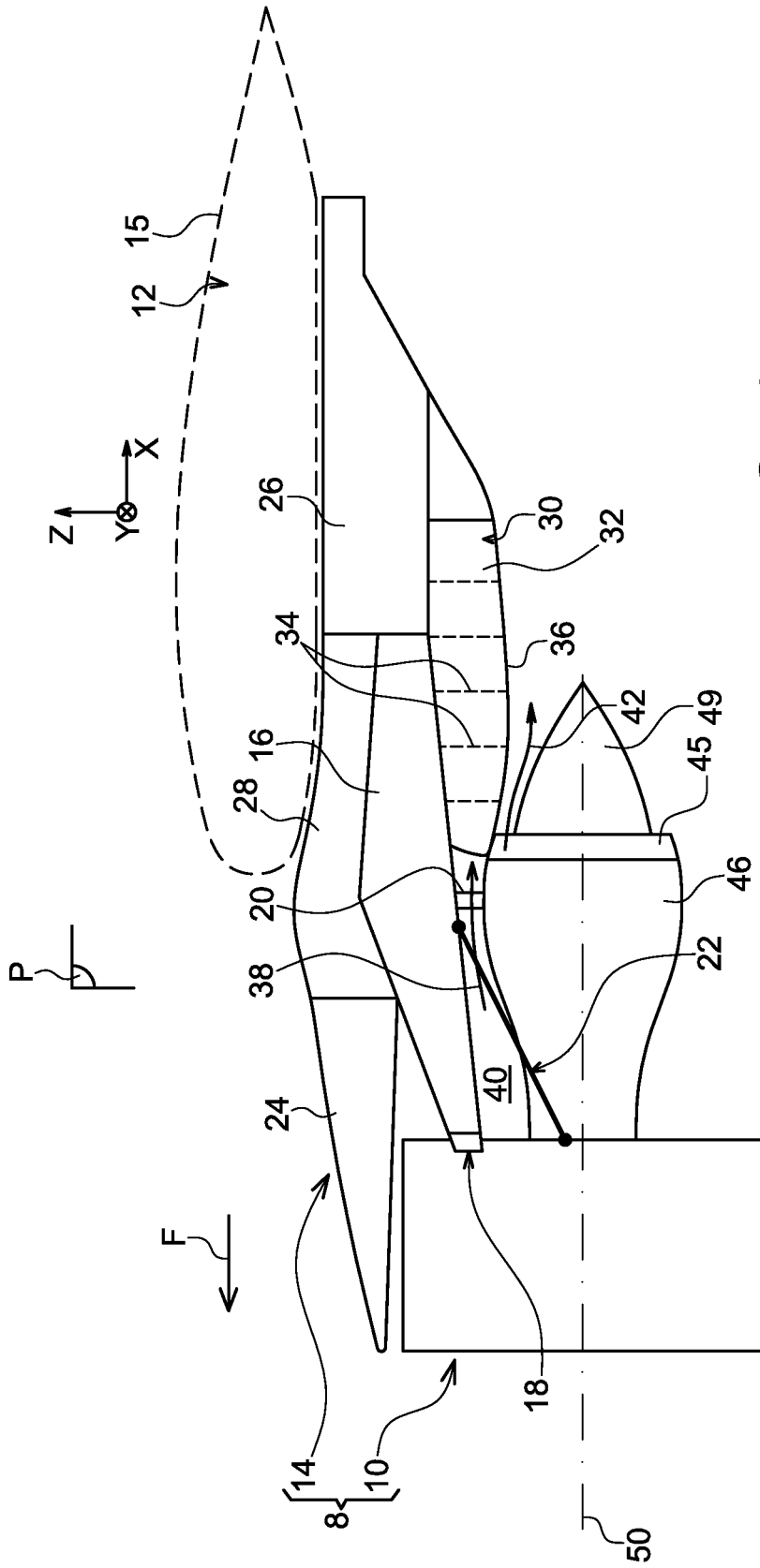
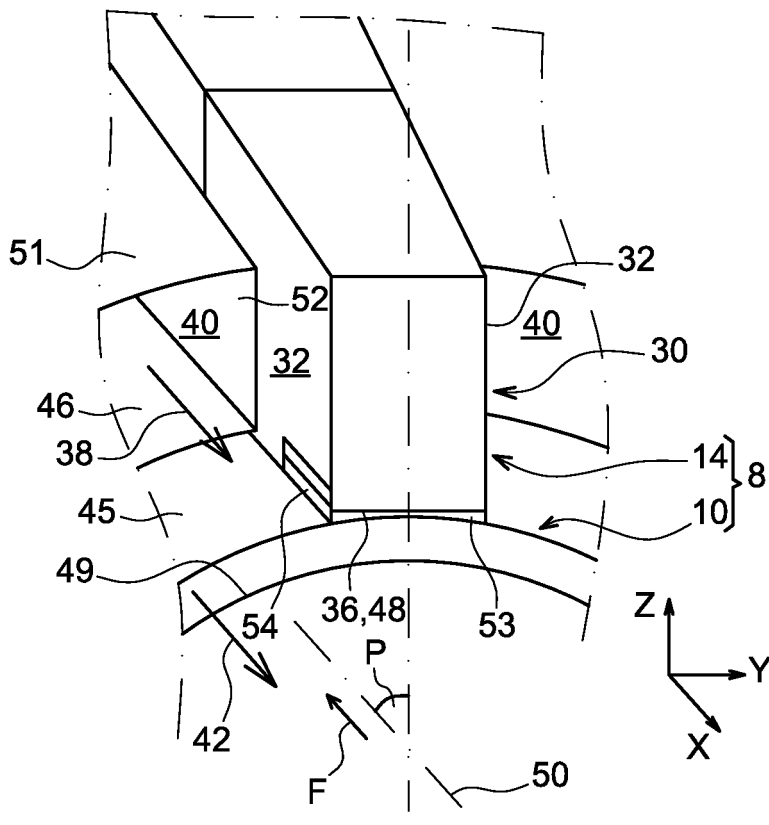
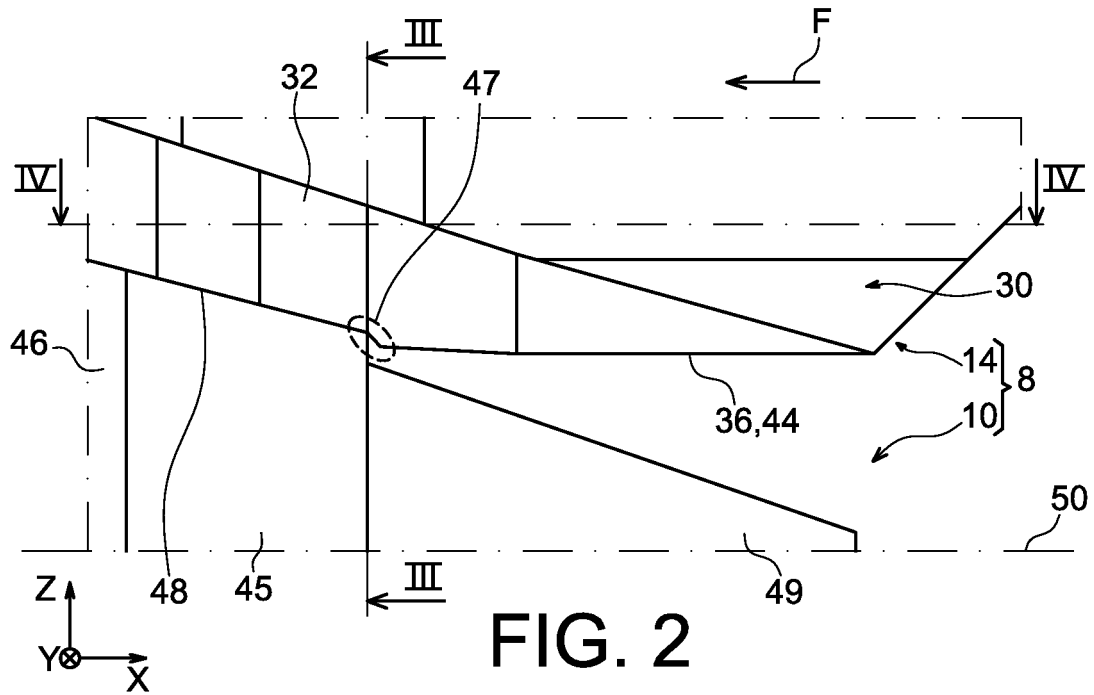


FIG. 1

2 / 5



3 / 5

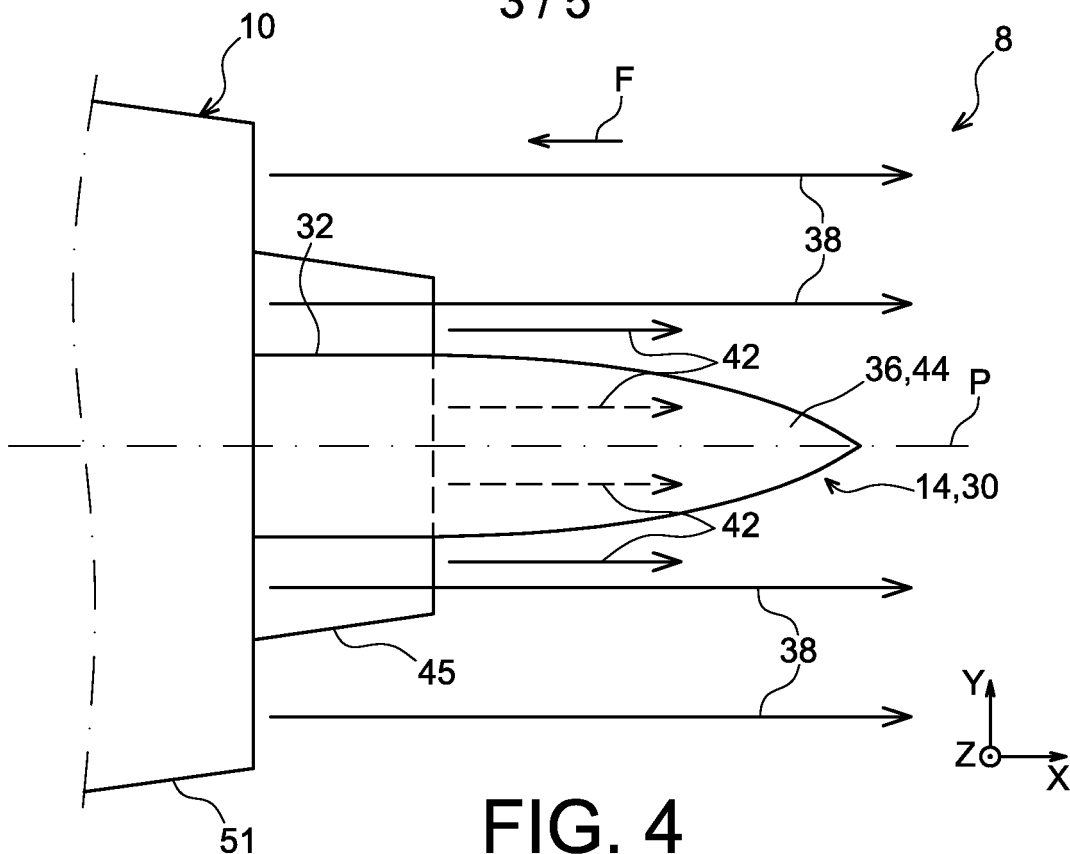


FIG. 4

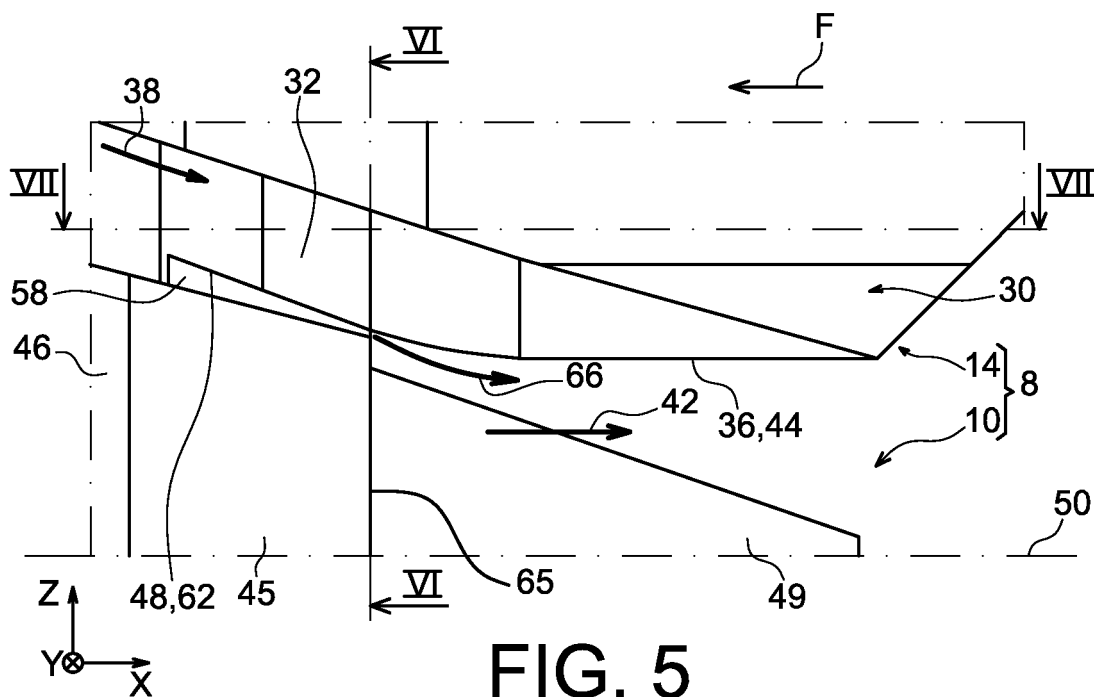


FIG. 5

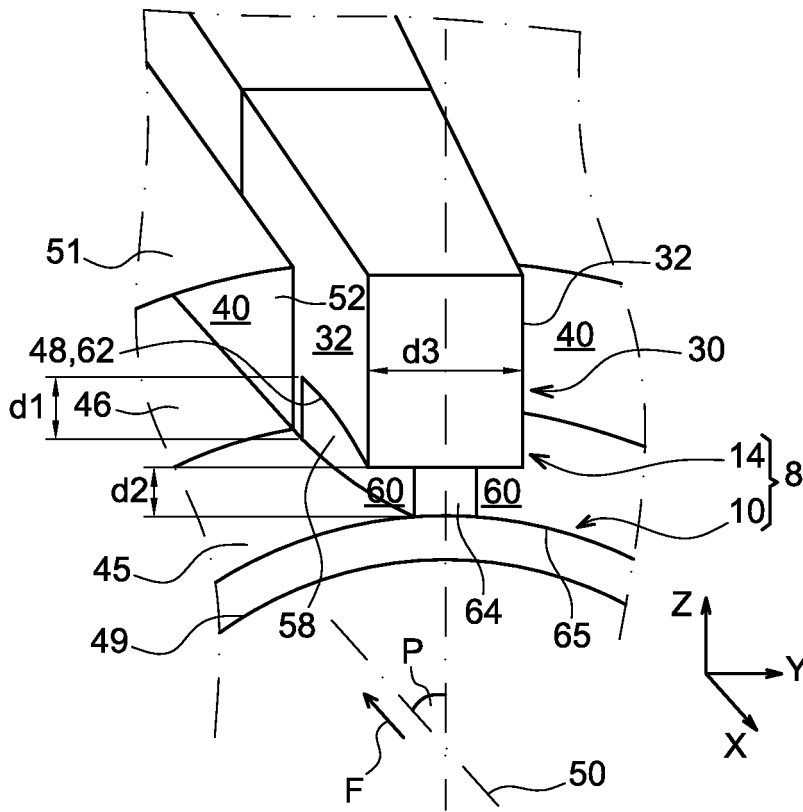


FIG. 6

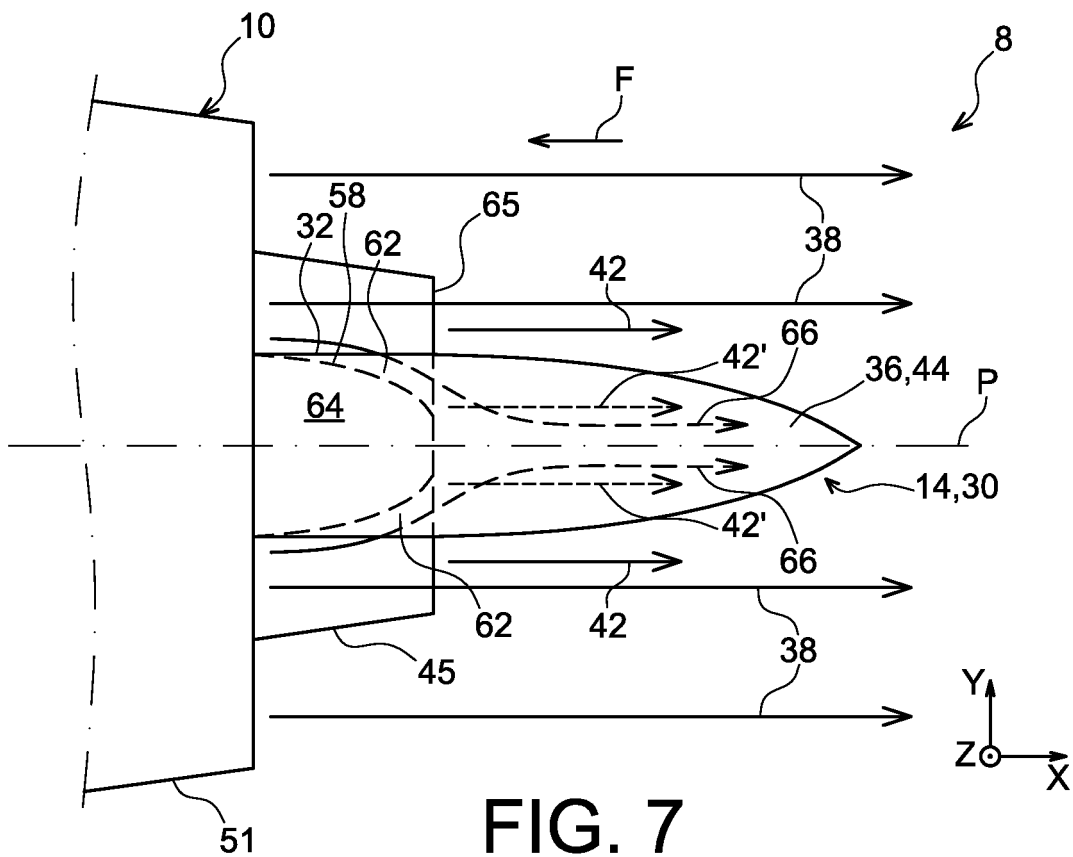


FIG. 7

5 / 5

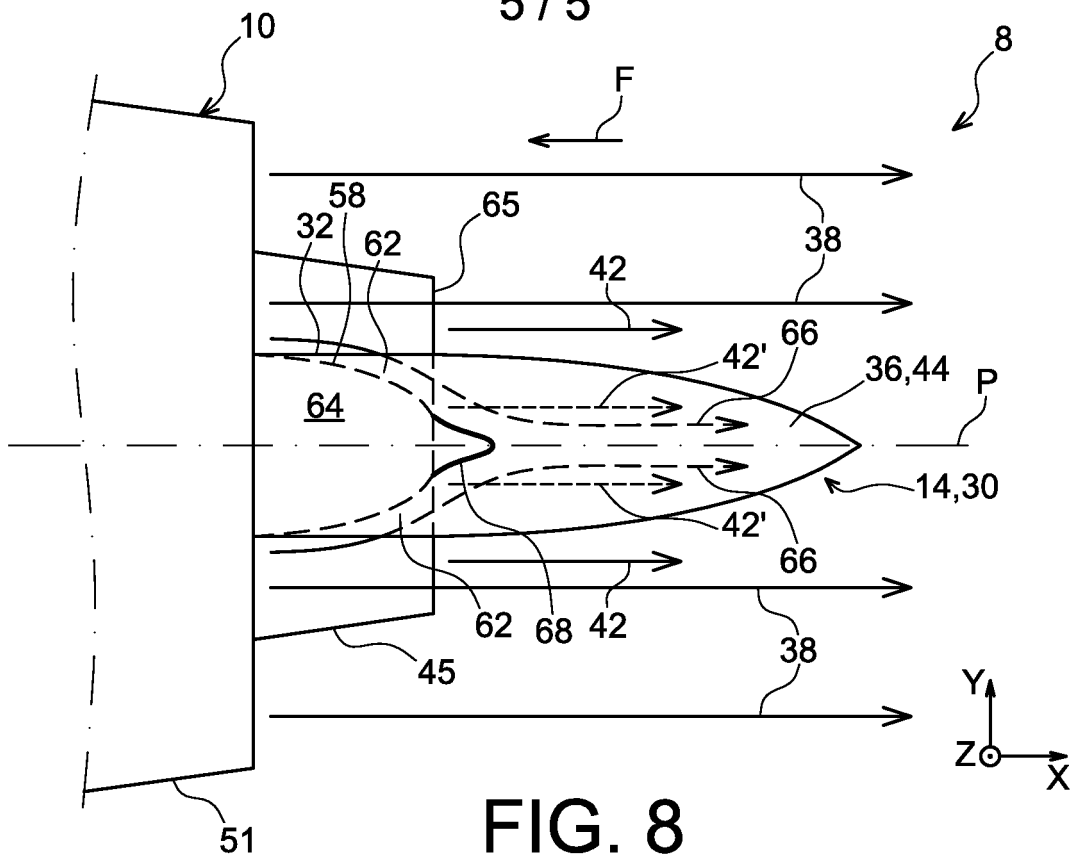


FIG. 8

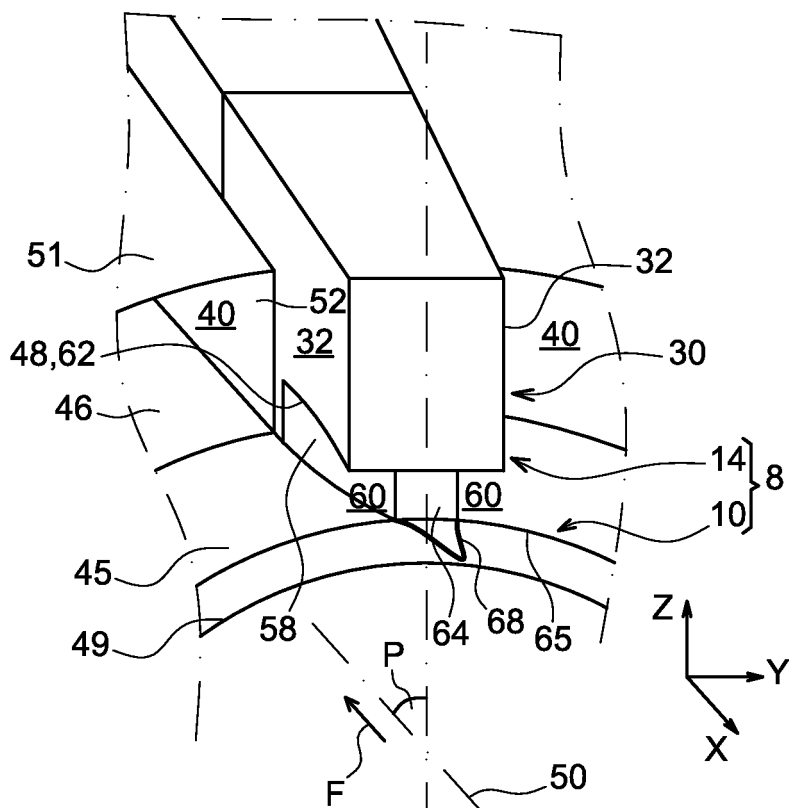


FIG. 9


**RAPPORT DE RECHERCHE
PRÉLIMINAIRE**
N° d'enregistrement
nationalétabli sur la base des dernières revendications
déposées avant le commencement de la rechercheFA 777683
FR 1350187

DOCUMENTS CONSIDÉRÉS COMME PERTINENTS		Revendication(s) concernée(s)	Classement attribué à l'invention par l'INPI
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes		
X	US 6 378 804 B1 (CAMBON JEAN-LOUIS [FR]) 30 avril 2002 (2002-04-30) * abrégé; figures 1,2,9,10 *	1,2,5,6	B64C1/16
X	FR 2 898 336 A1 (AIRBUS FRANCE SAS [FR]) 14 septembre 2007 (2007-09-14) * abrégé; figures 1-3 *	1,2,5,6	
X	US 2012/104161 A1 (SHAH PARTHIV N [US]) 3 mai 2012 (2012-05-03) * abrégé; figures 4-6 *	1,2,5,6	
A,D	EP 2 190 739 B1 (AIRBUS OPERATIONS SAS [FR]) 2 février 2011 (2011-02-02) * abrégé; figures 1-3 *	1-6	
			DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (IPC)
			B64D B64C
Date d'achèvement de la recherche		Examineur	
6 septembre 2013		Podratzky, Andreas	
CATÉGORIE DES DOCUMENTS CITÉS		T : théorie ou principe à la base de l'invention	
X : particulièrement pertinent à lui seul		E : document de brevet bénéficiant d'une date antérieure	
Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un		à la date de dépôt et qui n'a été publié qu'à cette date	
autre document de la même catégorie		de dépôt ou qu'à une date postérieure.	
A : arrière-plan technologique		D : cité dans la demande	
O : divulgation non-écrite		L : cité pour d'autres raisons	
P : document intercalaire		& : membre de la même famille, document correspondant	

**ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE
RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET FRANÇAIS NO. FR 1350187 FA 777683**

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 **06-09-2013**

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
US 6378804	B1	30-04-2002	CA 2327374 A1	27-06-2001
			DE 60006925 D1	15-01-2004
			DE 60006925 T2	28-10-2004
			EP 1112929 A1	04-07-2001
			ES 2207472 T3	01-06-2004
			FR 2802896 A1	29-06-2001
			US 6378804 B1	30-04-2002

FR 2898336	A1	14-09-2007	AUCUN	

US 2012104161	A1	03-05-2012	AUCUN	

EP 2190739	B1	02-02-2011	AT 497467 T	15-02-2011
			CA 2699840 A1	26-03-2009
			CN 101801789 A	11-08-2010
			EP 2190739 A1	02-06-2010
			FR 2921342 A1	27-03-2009
			JP 2010538912 A	16-12-2010
			RU 2010115476 A	27-10-2011
			US 2011155847 A1	30-06-2011
			US 2012190680 A1	26-07-2012
WO 2009037267 A1	26-03-2009			
