

(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
16 août 2012 (16.08.2012)

WIPO | PCT

(10) Numéro de publication internationale
WO 2012/107650 A1

(51) Classification internationale des brevets :
B64D 27/14 (2006.01) **B64C 39/12** (2006.01)
B64D 27/20 (2006.01)

(21) Numéro de la demande internationale :
PCT/FR2011/050287

(22) Date de dépôt international :
11 février 2011 (11.02.2011)

(25) Langue de dépôt : français

(26) Langue de publication : français

(71) Déposant (pour tous les États désignés sauf US) : **AIR-BUS OPERATIONS (S.A.S)** [FR/FR]; 316 Route de Bayonne, F-31060 Toulouse (FR).

(72) Inventeurs; et

(75) Inventeurs/Déposants (pour US seulement) : **MANNE-VILLE, Alexis** [FR/FR]; 17, rue Crieg, F-31500 Toulouse (FR). **CAZALS, Olivier** [FR/FR]; 57 rue de la république, F-31700 Daux (FR).

(74) Mandataire : **COQUEL, Jean-Marc**; SCHMIT CHRETIEN, 111, Cours du Médoc CS40 009, F-33070 Bordeaux Cedex (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, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW.

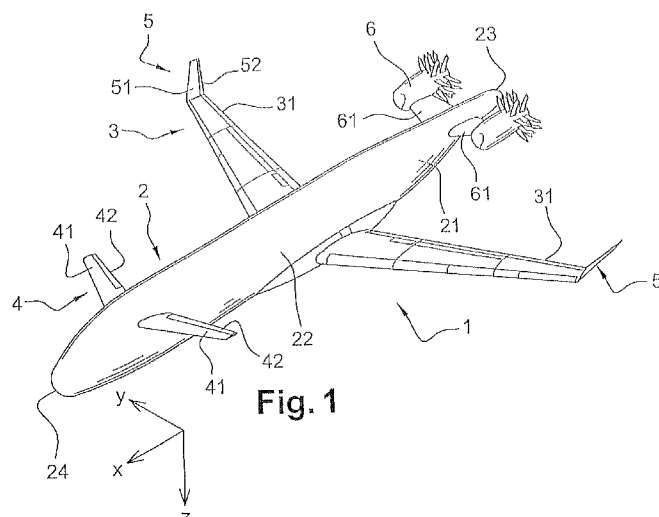
(84) États désignés (sauf indication contraire, pour tout titre de protection régionale disponible) : ARIPO (BW, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, SD, SL, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), eurasién (AM, AZ, BY, KG, KZ, MD, RU, TJ, TM), européen (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, 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))

(54) Title : AIRPLANE HAVING A REAR PROPULSION SYSTEM

(54) Titre : AVION À SYSTÈME PROPULSIF ARRIÈRE



(57) Abstract : The invention relates to an airplane (1) comprising a fuselage (2) which is elongated in a longitudinal direction X of the airplane, a wing (3) attached to the fuselage in a central portion of the fuselage, and a rear fuselage (21) which is located in the rear of the wing (3) and on which the engines (6) are mounted. The airplane further comprises aerodynamic surfaces, a front horizontal stabilizer unit (4), wing end (5) and wing aileron (31) vertical surfaces, which ensure the stability and the aerodynamic control of the airplane and are rigidly connected to the fuselage (2) or the wing (3) in an arrangement such that none of said aerodynamic surfaces is located in a space (62) of potential projection of debris from the engines (6) in case a rotating portion of one of the engines of the airplane breaks.

(57) Abrégé :

[Suite sur la page suivante]

WO 2012/107650 A1



Un avion (1) comporte un fuselage allongé (2) suivant une direction longitudinale X de l'avion, comporte une aile (3) fixée au fuselage dans une partie médiane du fuselage, et comporte un fuselage arrière (21), situé en arrière de l'aile (3), auquel sont fixés des moteurs (6). L'avion comporte en outre des surfaces aérodynamiques, empennage horizontal avant (4), surfaces verticales d'extrémité d'aile (5) et ailerons d'aile (31), assurant la stabilité et le contrôle aérodynamique de l'avion qui sont solidaires du fuselage (2) ou de l'aile (3) suivant un agencement tel qu'aucune des dites surfaces aérodynamiques ne soit située dans un volume (62) de projection possible de débris des moteurs (6) en cas d'éclatement d'une partie tournante d'un des moteurs de l'avion.

Avion à système propulsif arrière

La présente invention appartient au domaine des avions propulsés par des turbomachines fixées dans une partie arrière du fuselage, par exemple les avions civils ou les avions militaires de transport.

Plus particulièrement l'invention concerne un avion avec un fuselage
5 allongé à l'arrière duquel fuselage sont fixés des moteurs de propulsion de type turbo-réacteur ou de type turbomoteur.

Dans le domaine des avions il est aujourd'hui largement mis en œuvre une architecture, pouvant être considérée comme conventionnelle, comportant
10 un fuselage allongé dans lequel sont transportés des passagers ou des marchandises et une aile fixée au fuselage dans une partie médiane du fuselage entre l'extrémité avant et l'extrémité arrière du fuselage.

Cette architecture conventionnelle est largement utilisée en raison des avantages qu'elle procure sur le plan aérodynamique et sur le plan opérationnel
15 pour l'avion.

Sur le plan aérodynamique, le fuselage allongé offre un volume utile pouvant être important tout en présentant un maître couple réduit et l'allongement de l'aile en envergure peut être relativement important, ces deux points permettant de limiter la traînée aérodynamique.

20 Sur le plan opérationnel, la forme allongée du fuselage permet d'agencer sans difficulté particulière des issues en nombre suffisant pour permettre des opérations de chargement et de déchargement rapide des passagers et de disposer du nombre d'issues de secours exigées par la réglementation, la voilure n'étant pas gênante du fait de la longueur modérée occupée par celle-ci sur la
25 longueur du fuselage.

Si cette architecture conventionnelle est largement dominante dans le domaine des avions de transport, elle comporte cependant deux familles bien distinctes quant à la position des moteurs de propulsion.

Une première famille comporte les moteurs de propulsion fixés sous l'aile, le plus souvent deux ou quatre moteurs agencés symétriquement par rapport au fuselage comme par exemple sur les avions Airbus A320 (deux moteurs) ou A380 (quatre moteurs) et une seconde famille comporte les moteurs de propulsion
5 fixés à l'arrière du fuselage de chaque côté du fuselage comme par exemple sur l'avion SE210 Caravelle et éventuellement dans ou au-dessus du fuselage.

Pour délivrer la poussée nécessaire aux avions de transports, les moteurs utilisés, dès que la masse de l'avion dépasse quelques dizaines de tonnes, sont des turboréacteurs ou des turbomoteurs qui comportent des turbines comme
10 générateur de puissance qui entraînent le plus souvent des soufflantes de grand diamètre ou des hélices plus ou moins complexes.

Ces moteurs sont susceptibles de défaillance pouvant entraîner, sous l'action de forces centrifuges, l'éjection de débris de moteur avec des énergies pouvant être élevées.

15 Pour contenir les débris, il est parfois fait appel à des blindages autour de partie tournantes carénées comme les soufflantes mais il n'est pas possible en pratique, c'est à dire avec une pénalité de masse acceptable, d'empêcher par ce moyen la projection de débris dès lors que l'énergie en jeu est importante.

Pour éviter des endommagements de parties sensibles de l'avion, par
20 exemple les parties comportant des commandes de vol ou des structures vitales, les moteurs sont placés dans des positions telles que les trajectoires possibles de débris de moteur évitent ces parties sensibles ou ne provoquent pas de dégâts gênant pour l'avion.

Dans le cas des moteurs fixés à l'arrière de l'avion le problème est plus
25 difficile à prendre en compte en raison de la concentration des commandes de vol dans la partie arrière du fuselage, relativement petite, où se situe également les empennages de l'avion dans les architectures conventionnelles, l'empennage horizontal et l'empennage vertical.

Aujourd'hui les problèmes d'installation des réacteurs arrières ont été
30 maîtrisés par les concepteurs par un positionnement, en particulier un positionnement longitudinal, des réacteurs, contraignant mais possible en raison de dimensions relativement limitées de ces réacteurs et ou d'énergies limitées

des débris potentiels, et par la multiplication des systèmes de commandes de vol.

L'apparition pour diverses raisons de moteurs comportant des parties tournantes de diamètres plus importants, en particulier les moteurs à hélices contrarotatives non carénées, dont l'installation à l'arrière du fuselage semble
5 sous certains aspects plus simple que sous l'aile repose cependant le problème de la maîtrise des éjections de débris.

Les projets d'installation de ces moteurs consistent de manière connue à remplacer les réacteurs conventionnels par ces moteurs en adaptant les mâts support qui doivent éloigner l'axe du moteur en fonction du diamètre des parties
10 tournantes, comme par exemple dans le brevet US 5443229, mais ces solutions ne permettent pas de contenir simplement les conséquences d'un éclatement de partie tournante d'un moteur qui risque de se traduire par des endommagements de systèmes de contrôle de l'avion au niveau des empennages arrières ou d'une partie de la structure des empennages ou du fuselage arrière, endommagements
15 qui doivent alors être pris en considération dans la conception.

La mise en œuvre de telles solutions est donc très coûteuse et complexe et est la source de pénalités en particulier de pénalités de masses et de pénalités aérodynamiques.

20 La présente invention propose une architecture avion qui apporte une solution optimisée pour l'installation de moteurs à turbine fixés à l'arrière du fuselage d'un avion et permet au concepteur d'avion de définir une installation des moteurs fixés à l'arrière du fuselage sans être soumis aux contraintes connues sur les architectures d'avion conventionnelles pour résoudre les aspects
25 de sécurité des commandes de vol et des systèmes.

Pour cela l'avion de l'invention comporte un fuselage allongé suivant une direction longitudinale X de l'avion, comporte une aile fixée au fuselage dans une partie médiane du fuselage suivant la direction longitudinale de sorte que le fuselage s'étend en partie en avant de l'aile en direction d'une extrémité avant du
30 fuselage et s'étend en partie en arrière de l'aile en direction d'une extrémité arrière du fuselage, et comporte une partie arrière de fuselage en arrière de l'aile et du côté de l'extrémité arrière, également désignée fuselage arrière, auquel

sont fixés un ou des moteurs en arrière de l'aile. En outre, le fuselage arrière est totalement dépourvu de surfaces aérodynamiques destinées à assurer la stabilité et ou le contrôle aérodynamique de l'avion, ou au moins de telles surfaces aérodynamiques qui seraient nécessaires pour assurer stabilité ou contrôle
5 aérodynamique de l'avion, cette condition concernant au moins les zones du fuselage arrière qui sont situées dans un volume de projection possible de débris des moteurs en cas d'éclatement d'une partie tournante d'un des moteurs de l'avion, avantageusement l'ensemble de ces surfaces aérodynamiques étant localisées dans une partie en avant des moteurs et de leurs volumes de
10 projection possible de débris.

Ainsi dans le cas d'un éclatement de moteur conduisant à la projection de débris pendant le vol de l'avion, les débris de moteur projetés n'atteignent pas les surfaces aérodynamiques évitant ainsi tout risque d'un endommagement de ces surfaces aérodynamiques ou de leurs équipements qui aurait des
15 répercussions sur la stabilité et le contrôle de l'avion.

En outre les vibrations associées à un moteur déséquilibré, entraîné en rotation en mode moulinet par le déplacement de l'avion dans l'air, ne s'applique pas directement aux surfaces aérodynamiques ce qui évite un surdimensionnement structural de ces surfaces aérodynamiques pour prendre en
20 compte ce cas de vol, ce qui évite que ces surfaces aérodynamiques ne soient endommagées au niveau de leur fonctionnement par un niveau de vibrations élevé et ce qui limite les effets des vibrations sur les qualités de vol de l'avion.

Pour assurer la stabilité et le contrôle en tangage de l'avion, les surfaces aérodynamiques assurant la stabilité et le contrôle aérodynamique de l'avion
25 autour de l'axe de tangage sont avantageusement solidaires du fuselage dans une position longitudinale sur le fuselage située en avant de l'aile.

Compte tenu de la position des moteurs à l'arrière du fuselage, ces surfaces aérodynamiques, par exemple un empennage avant dit canard, se trouvent toujours éloignées des zones de projection de débris et ainsi
30 parfaitement protégées en cas d'éclatement moteur.

Pour assurer la stabilité et le contrôle en lacet de l'avion, les surfaces aérodynamiques assurant la stabilité et le contrôle aérodynamique de l'avion

autour de l'axe de lacet sont avantageusement agencées aux extrémités libres de l'aile, maintenues en dehors des volumes de projection possible de débris de moteur.

Les surfaces aérodynamiques ainsi placées aux extrémités de l'aile, par exemple sous la forme de winglets adaptées en dimensions et en formes pour assurer la stabilité recherchée et pourvues de gouvernes pour le contrôle de l'avion autour de l'axe de lacet, ne sont pas susceptibles d'être endommagées par les projections de débris en cas d'éclatement de moteur.

Pour assurer la stabilité et le contrôle en roulis de l'avion, les surfaces aérodynamiques assurant le contrôle aérodynamique de l'avion autour d'un axe de roulis sont des ailerons agencés sur l'aile du côté d'un bord de fuite de l'aile, et solidaires de l'aile dans une zone située en dehors des volumes de projection possible de débris de moteur.

Dans un mode particulier de réalisation, les ailerons comportent un mode de génération de traînée aérodynamique contrôlée pour assurer un contrôle aérodynamique de l'avion autour d'un axe de lacet de l'avion.

Ainsi les ailerons, par exemple de type crocodile, participent au contrôle de l'avion autour de l'axe de lacet en complément ou en remplacement des surfaces aérodynamiques d'extrémité d'aile dédiées à la stabilité et au contrôle en lacet de l'avion.

Avantageusement les moteurs de l'avion de l'invention sont des réacteurs ou des turbomoteurs à hélices à l'avant ou à hélices à l'arrière.

Avec de tels moteurs, l'agencement proposé évite que les surfaces aérodynamiques puissent se trouver sur des trajectoires des débris dont les énergies potentielles sont telles qu'il serait pénalisant de chercher à les arrêter ou à les contrôler.

Dans un mode de réalisation de l'avion, celui-ci comporte deux moteurs, un moteur de chaque côté du fuselage agencé sur le fuselage arrière suivant un arrangement sensiblement symétrique par rapport à un plan vertical dans le repère avion et comporte en outre le cas échéant un troisième moteur agencé au-dessus du fuselage sur le fuselage arrière sensiblement dans le plan de symétrie vertical du repère avion pour répondre aux besoins en poussée de

l'avion et aux exigences réglementaires si besoin.

La position suivant la direction longitudinale de l'aile sur le fuselage et la flèche géométrique de l'aile sont déterminées de sorte qu'aucune des surfaces aérodynamiques solidaire de l'aile ne soit dans le volume de projection des débris
5 des moteurs.

Un choix judicieux de ces paramètres géométriques de l'aile permet de répondre aux exigences de centrage et de vitesse de croisière recherchées pour l'avion tout en respectant la condition que les surfaces aérodynamiques ne risquent pas d'être endommagées par les débris projetés en cas d'éclatement
10 moteur.

L'invention concerne également un procédé de fabrication d'un avion répondant à la description précédente dans lequel une partie de la structure de l'avion, formée par la structure de l'avion sans le fuselage arrière, est réalisée indépendamment du fuselage arrière et dans lequel un fuselage arrière, pouvant
15 être différent d'un avion à un autre et correspondant à un type de moteurs donné, est assemblé à la partie de la structure de l'avion en fonction d'une motorisation voulue pour l'avion à fabriquer.

Ce procédé permet ainsi de réaliser une unité industrielle de production d'avions dans laquelle des avions différents par le type de moteurs les équipant
20 sont produits avec des moyens et des parties de structure communs en grande partie.

A titre d'illustrations d'exemples de réalisations non limitatifs de l'invention, les figures représentent schématiquement :

25 figure 1 : une vue en perspective d'un exemple d'avion suivant l'invention;

figure 2 : une vue de dessus de l'avion de la figure 1 illustrant les zones possibles de projection de débris en cas d'éclatement moteur ;

figure 3a : une vue en perspective d'un exemple d'avion suivant l'invention se distinguant de l'avion de la figure 1 par une configuration de voilure haute et empennage avant bas ;
30

figure 3b : une vue en perspective d'un exemple d'avion suivant

l'invention se distinguant de l'avion de la figure 1 par une configuration de moteurs de type réacteurs ;

figure 4 et détails (a) à (g) : en perspective une partie d'avion sans fuselage arrière, correspondant à l'avion de la figure 1, et de
5 différents fuselages arrière pouvant être adaptés à la partie avant utilisant des moteurs de types ou en nombres différents.

La figure 1 présente un avion 1 comportant suivant un agencement connu et conventionnel principalement un fuselage 2, une aile 3.

10 L'avion 1 est associé autant que de besoins pour la description à un repère conventionnel défini par trois directions orthogonales :

- une direction X parallèle à un axe longitudinal de l'avion, parallèle à un axe du fuselage, orienté positivement vers l'avant de l'avion suivant le sens de déplacement en vol ;
- 15 – une direction Z perpendiculaire à la direction X et orienté positivement vers le bas de l'avion lorsque l'avion est en vol horizontal ;
- une direction Y perpendiculaire à un plan XZ déterminé par les directions X et Z, orienté positivement vers la droite de l'avion.

20 Les expressions relatives de position ou de direction ont dans la description le sens commun qu'elles ont dans un repère de l'avion, notamment :

- devant ou vers l'avant signifie dans la direction des X positifs, et derrière ou vers l'arrière dans la direction des X négatifs ;
- dessous ou vers le bas signifie dans la direction des Z positifs et
25 dessus ou vers le haut dans la direction des Z négatifs ;
- à droite ou vers la droite signifie dans la direction des Y positifs et à gauche ou vers la gauche dans la direction des Y négatifs, sur un côté signifiant indifféremment du côté des Y positifs ou des Y négatifs suivant le cas.

30 Conformément aux conventions dans le domaine de la conception des avions, pour les rotations ou les couples, il est fait référence aux angles de roulis autour d'un axe de rotation de roulis de l'avion parallèle à la direction X, aux

angles de tangage autour d'un axe de tangage parallèle à la direction Y et aux angles de lacet autour d'un axe de lacet parallèle à la direction Z.

Le fuselage 2 de l'avion est, de manière classique dans le domaine des
5 avions de transport, allongé suivant une direction longitudinale dudit fuselage parallèle à la direction X.

L'aile 3 est fixée dans une partie médiane 22 du fuselage suivant sa longueur, c'est-à-dire que le fuselage s'étend en partie en avant de l'aile en direction d'une extrémité avant 24 du fuselage et s'étend en partie en arrière de
10 l'aile en direction d'une extrémité arrière 23 du fuselage sans que l'aile ne soit nécessairement équidistante des dites extrémités avant et arrière.

Dans l'exemple considéré de la figure 1, l'aile 3 est également fixée en partie inférieure du fuselage qui est dans la partie médiane 22 sensiblement cylindrique.

15 L'avion 1 de l'invention comporte également, comme illustré sur la figure 1, un empennage horizontal avant 4, fixé au fuselage en avant de l'aile suivant une configuration dite canard. L'empennage horizontal avant 4 comporte une première partie 41 sensiblement horizontale fixe ou à calage variable par rapport au fuselage et s'étendant de manière sensiblement symétrique de chaque côté
20 du fuselage sur laquelle sont articulées du côté d'un bord de fuite des gouvernes de profondeur 42.

L'aile 3 est pourvue à ses extrémités libres de stabilisateurs de lacet 5.

Chaque stabilisateur de lacet 5 est constitué principalement d'une surface aérodynamique sensiblement verticale ou au moins suffisamment inclinée par
25 rapport à un plan horizontal XY du repère avion pour présenter une composante d'une force aérodynamique significative, générée par le stabilisateur de lacet, suivant la direction Y lorsque l'avion présente un dérapage aérodynamique non nul.

Chaque stabilisateur de lacet 5 comporte une partie avant 51 fixe et une
30 gouverne de lacet 52 articulée du côté d'un bord de fuite du stabilisateur.

L'aile 3 comporte également du côté d'un bord de fuite de ladite aile des ailerons 31 mis en œuvre pour le contrôle de l'avion autour de l'axe de roulis.

Le cas échéant chaque ailerons 31 comporte un mode de génération d'une traînée aérodynamique contrôlée, indépendamment de la portance locale de l'aileron recherchée pour le contrôle en roulis, par exemple au moyen d'une gouverne de type crocodile, de telle sorte qu'en provoquant une traînée
5 aérodynamique différente entre le côté droit de l'aile et son côté gauche un couple de contrôle autour de l'axe de lacet est généré.

L'utilisation de cette fonctionnalité permet le cas échéant de mettre en œuvre des stabilisateurs de lacet 5 comportant des gouvernes de lacet 52 de dimensions réduites, voire le cas échéant ne comportant pas de gouverne de
10 lacet.

Dans une partie arrière 21 du fuselage 2 dit fuselage arrière, en arrière de l'aile 3 et du côté de l'extrémité arrière 23, sont fixés deux moteurs 6.

Chaque moteur 6 est fixé d'un côté du fuselage, relativement proche de l'extrémité arrière 23 du fuselage, par l'intermédiaire d'un mat porteur 61.

15 Le fuselage arrière 21 correspond sensiblement à une partie du fuselage dont des sections droites par rapport à la direction longitudinale X diminuent depuis la partie médiane 22 sensiblement cylindrique jusqu'à l'extrémité arrière 23 du fuselage.

Suivant l'invention, le fuselage arrière 21 ne comporte aucune surface
20 aérodynamique ni de surface de contrôle aérodynamique nécessaire à la stabilité ou au contrôle aérodynamique de l'avion, et dans le cas illustré sur les figures le fuselage arrière 21 ne comporte effectivement aucune surface aérodynamique destinée à la stabilité ou au contrôle aérodynamique de l'avion, même si accessoirement des formes particulières du fuselage, de mats porteurs des
25 moteurs ou encore de nacelles des moteurs ont nécessairement des effets sur la stabilité qui bien que pris en considération par le concepteur de l'avion ne sont pas essentiels dans la stabilité de l'avion.

Ainsi l'avion de l'invention ne comporte aucun des empennages associés au fuselage arrière dans les architectures conventionnelles.

30 Dans l'avion 1 de l'invention l'empennage avant 4 est dimensionné tant en surface totale qu'en dimensions des gouvernes de profondeur 42 pour assurer la stabilité en tangage et le contrôle en tangage de l'avion et les stabilisateurs de

lacet 5 et leurs gouvernes de lacet 52 et ou les ailerons crocodiles le cas échéant sont dimensionnés pour assurer la stabilité et le contrôle en lacet de l'avion.

On notera que, en pratique, la nécessité de maintenir chacun des moteurs arrières 6, au moins pour certains types de moteur dont les moteurs
5 avec des hélices, à une certaine distance du fuselage arrière 21 implique la mise en œuvre de mats porteurs 61 dont la forme, pour réduire la traînée aérodynamique, ont de manière accessoire un effet sur la stabilité longitudinale mais que la suppression de cet effet n'affecte pas sensiblement la stabilité longitudinale.

10 Dans un souci d'optimisation, avantageusement l'empennage avant 4 est dimensionné en prenant en compte l'effet stabilisateur longitudinal des mats porteurs 61 lorsque l'avion est dans une configuration normale tout en considérant une stabilité dégradée mais acceptable vis à vis des qualités de vol et du confort, qui serait induite par un endommagement des mats porteur.

15 L'absence de structures d'empennages dans la zone du fuselage arrière 21 et de l'installation de nombreux systèmes afférant aux commandes de vol associées aux empennages permet de réaliser une structure de fuselage arrière à la fois plus légère et plus résistante que dans les architectures avion conventionnelles.

20 La liberté ainsi offerte pour concevoir la structure de la pointe arrière permet également de réaliser des jonctions entre les mats porteurs 61 et le fuselage arrière 21 pouvant amortir les vibrations tant au cours du fonctionnement normal des moteurs pour atténuer la transmission des vibrations et du bruit vers le fuselage que dans le cas d'un balourd important d'une partie
25 tournante de moteur.

Ce phénomène de balourd dans les moteurs comportant des pales de grand diamètre comme par exemple les turbofans ou les turbopropulseurs à hélices rapides doit être considéré avec attention.

En effet en cas de perte d'une pale ou d'une partie de pale de fan ou
30 d'hélice, le plus souvent le moteur, même après extinction, continue en vol à être entraîné en rotation par l'écoulement de l'air suivant un mode dit "moulinet". Le déséquilibre des parties tournantes du moteur est alors la source de vibrations

importantes qui sont susceptibles de perturber la structure et le bon fonctionnement des systèmes.

Dans l'avion de l'invention, de telles vibrations n'ont que peu d'effets sur la stabilité et le contrôle de l'avion du fait de l'absence des empennages
5 correspondant à ces fonctions sur le fuselage arrière 21 et en outre la simplification des aménagements des systèmes dans ledit fuselage arrière facilite la fixation des mats moteurs par des moyens amortisseurs de vibrations performants.

Dans l'agencement des moteurs sur l'avion de l'invention, aucune des
10 surfaces aérodynamiques, qu'elles soient fixées au fuselage ou à l'aile, (empennage avant 4 et stabilisateurs de lacet 5), ni aucune gouverne de contrôle aérodynamique (gouvernes de profondeur 42, gouvernes de lacet 52 et ailerons 31 de l'aile) ne se situe dans une zone comprise dans un volume de projection 62 de débris de moteur susceptibles d'être projetés en cas d'éclatement moteur.

15 Les volumes de projection 62 de débris d'un moteur en cas d'éclatement sont en effet connus et sont représentés par des volumes correspondant à des cônes de projection associés aux différentes parties tournantes du moteur comme symbolisé sur la figure 2.

De tels volumes de projection sont le plus souvent représentés par des
20 zones de formes coniques qui traduisent les angles de divergences possibles des débris de parties tournantes du moteur par rapport à un plan radial de chacune des dites parties tournantes.

L'homme du métier de la conception des installations motrices pour les avions connaît bien les emplacements de ces volumes par rapport à un moteur,
25 emplacements qui font parties des caractéristiques du moteur que le concepteur du moteur établit par exemple à partir de données expérimentales et aujourd'hui au moyen d'outils de simulation numérique.

Du fait que tous les éléments sensibles relatifs à la stabilisation et au contrôle de l'avion sont, dans l'avion de l'invention, en dehors des zones à risque
30 d'endommagement par des projections de débris en cas d'éclatement de moteur, la conception des commandes de l'avion chargées d'assurer la stabilité et les commandes de l'avion s'en trouve facilitée.

D'une part, la ségrégation des lignes de puissance (hydraulique, électrique) et des lignes de commande (bus électriques, bus optiques ...) est soumise à des contraintes beaucoup moins sévères du fait que les cheminements de ces lignes n'ont pas à éviter de transiter dans des zones à risque vis à vis des éclatements de moteur. Cet aspect ressort manifestement de l'architecture utilisée dans laquelle seule la partie la plus arrière du fuselage est potentiellement soumise aux projections et du fait qu'aucun élément sensible n'est agencé dans cette zone ou en arrière de cette zone.

D'autre part, la conception des éléments de commande eux mêmes, en particulier les surfaces mobiles utilisées pour les commandes de vol et leurs actionneurs, qui doit être tolérante aux pannes pour des raisons classiques de sécurité, est beaucoup plus simple à concevoir et à réaliser avec un effet bénéfique sur les coûts et sur la masse de ces éléments.

Par exemple des gouvernes, e.g. une gouverne de direction, qui doivent être réalisées en deux éléments dans une architecture conventionnelle peuvent dans l'avion de l'invention être réalisées en un seul élément.

L'avion de l'invention présenté sur la figure 1 est susceptible de prendre des formes d'architecture variées dans le respect des principes de la présente invention.

La configuration de l'aile peut être différente de celle de l'avion de la figure 1.

Par exemple l'aile 3 peut-être en position haute par rapport au fuselage 2 comme sur l'exemple de l'avion de la figure 3a.

L'aile peut également adopter des configurations aérodynamiques diverses telles qu'une flèche de voilure sensiblement nulle ou une flèche inversée vers l'avant, c'est à dire que les extrémités de l'aile sont décalées vers l'avant en avant de l'emplanture de l'aile sur le fuselage dans le repère avion, configurations non illustrées. Dans ces variantes de réalisation aucune partie de l'aile 2 ne se trouve dans un volume de projection 62 de débris en cas d'éclatement moteur.

En pratique la flèche géométrique de l'aile est limitée vers l'arrière en fonction de la position de l'aile par rapport au fuselage par les volumes de

projection de débris.

La configuration de l'empennage horizontal avant 4 peut également être différente en fonction d'exigences propres à l'avion devant être réalisé en particulier d'exigences aérodynamiques, d'exigences structurales et de
5 contraintes sur les mouvements de personnes et surtout de véhicules autour de l'avion au sol.

L'empennage horizontal avant 4 est par exemple fixé dans une position basse sur le fuselage 2, comme sur la configuration illustrée figure 3a, et sa flèche géométrique peut être positive comme dans le cas de la figure 1 et de la
10 figure 3a, nulle ou négative suivant des configurations non illustrées, l'empennage horizontal avant 41 et ses gouvernes de profondeur 42 étant dans tous les cas en dehors des volumes de projection 62 des débris de moteurs situés à l'arrière du fuselage.

L'empennage horizontal avant peut également avoir des géométries
15 différentes en particulier pour ce qui est de sa flèche, de son allongement ou de son effilement.

L'avion de l'invention peut également mettre en œuvre différents types de moteurs suivant des configurations variées.

20 La figure 4 illustre de manière non limitative, à titre d'exemples de réalisations de l'invention, différents types et agencement de motorisation.

Ainsi sur un même avion 1 ou un avion similaire en dehors du fuselage arrière 21 illustrée sur la figure 4, le fuselage arrière peut être agencé avec :

- figure 4a : des turbomoteurs à hélices rapides situées à l'arrière du
25 moteur, comme sur l'avion de la figure 1 ;
- figure 4b : des turbomoteurs à hélices rapides situées à l'avant du moteur ;
- des réacteurs de plus ou moins grand diamètre qui sont avantageusement installés dans des configurations plus ou moins intégrées dans
30 le fuselage en fonction d'une largeur au maître couple des réacteurs considérés :
- figure 4c : des réacteurs de relativement petit diamètre par rapport au fuselage, fixés au fuselage par des mats porteurs visibles à l'extérieur

du fuselage ;

- figure 4d : des réacteurs d'un diamètre intermédiaire et sensiblement tangents au fuselage ;
- figure 4e : des réacteurs de grand diamètre par rapport au fuselage et agencés suivant une configuration dite semi-enterrée dans le fuselage.

Dans une configuration non illustrée, un seul moteur est fixé au fuselage arrière.

Pour diverses raisons, augmentation de la poussée totale ou exigences réglementaires, un troisième moteur peut être fixé à l'arrière du fuselage, au-dessus du fuselage sensiblement dans un plan de symétrie vertical de l'avion, de manière similaire aux autres moteurs comme dans l'exemple de la figure 3f, correspondant à l'agencement de la figure 3c en version trimoteur, et celui de la figure 3g correspondant à l'agencement de la figure 3d en version trimoteur.

En pratique le nombre de moteurs, les types des moteurs, les tailles des moteurs et leurs agencements sur le fuselage peuvent répondre à toutes les combinaisons possibles, dans les limites de ce qui est matériellement possible.

Par exemple des moteurs, réacteurs ou turbomoteurs, de taille moyenne peuvent être agencés fixés sur les côtés du fuselage dans une configuration sur mats porteurs pour assurer une propulsion de croisière optimisée, et être associés à un réacteur de plus grand diamètre agencé sur le dessus du fuselage dans une configuration enterrée pour minimiser sa traînée en croisière et apporter un supplément de poussée au décollage.

Quelque soit le type de moteur et le nombre de moteurs mis en œuvre, l'architecture de l'avion de l'invention apporte une solution au problème de la projection des débris de moteur vis à vis des surface aérodynamiques de stabilisation et de contrôle et des systèmes qui leurs associés.

Cette architecture donne ainsi au concepteur de l'avion une grande liberté dans le choix du type de moteur et une souplesse améliorée pour le positionnement précis de chaque moteur.

En outre en séparant les aspects critiques des projections de débris moteur de ceux de la conception des systèmes de l'avion et en particulier des

systèmes de stabilité et de contrôle aérodynamique, il devient possible de concevoir un avion dont la motorisation peut être fondamentalement modifiée sans que la configuration des autres systèmes ne soit remise en cause.

Le choix du type de moteurs d'un avion peut ainsi être remis en cause
5 tardivement dans le processus de conception d'un avion.

Une même chaîne de fabrication d'un avion peut réaliser des modèles utilisant des types de moteurs différents, les conséquences sur l'assemblage de la structure étant alors limitées à celles du choix d'un modèle de pointe arrière. Par exemple une version à réacteurs et une version à turbomoteurs à hélices peuvent
10 être réalisées par une même chaîne d'assemblage.

La présente invention n'est pas limitée aux exemples détaillés illustrés et précédemment décrits.

En particulier les différents agencements possibles de l'aile et de l'empennage horizontal peuvent être combinés suivant les exigences
15 aérodynamiques propres de l'avion.

D'autres agencements sont également possibles pour les stabilisateurs de lacet comme par exemple des surfaces aérodynamiques sensiblement verticales agencées sur les ailes dans des positions intermédiaires entre le fuselage et les extrémités de l'aile, a priori avec un arrangement symétrique mais non
20 obligatoirement limité à une surface de chaque côté du fuselage.

La forme proposée du fuselage est également susceptible de nombreuses variations sans se démarquer de la présente invention, par exemple en termes d'évolution des sections de fuselage entre l'avant et l'arrière du fuselage.

25 Ainsi l'avion de l'invention dispose de tous les moyens nécessaires pour assurer son contrôle et sa stabilité pour de nombreux types de motorisation sans qu'il ne soit nécessaire de mettre en œuvre des moyens de protection spécifiques de l'avion et de ses systèmes de risques de projection de débris ou d'un niveau de vibration élevé en mode moulinet en cas d'éclatement de moteur.

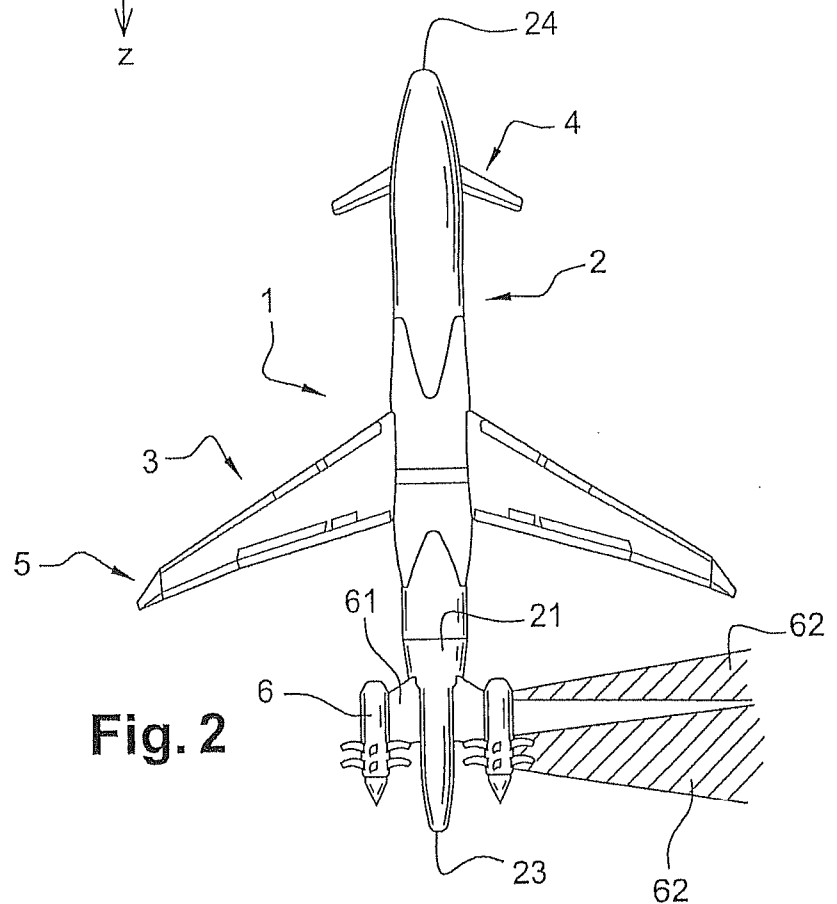
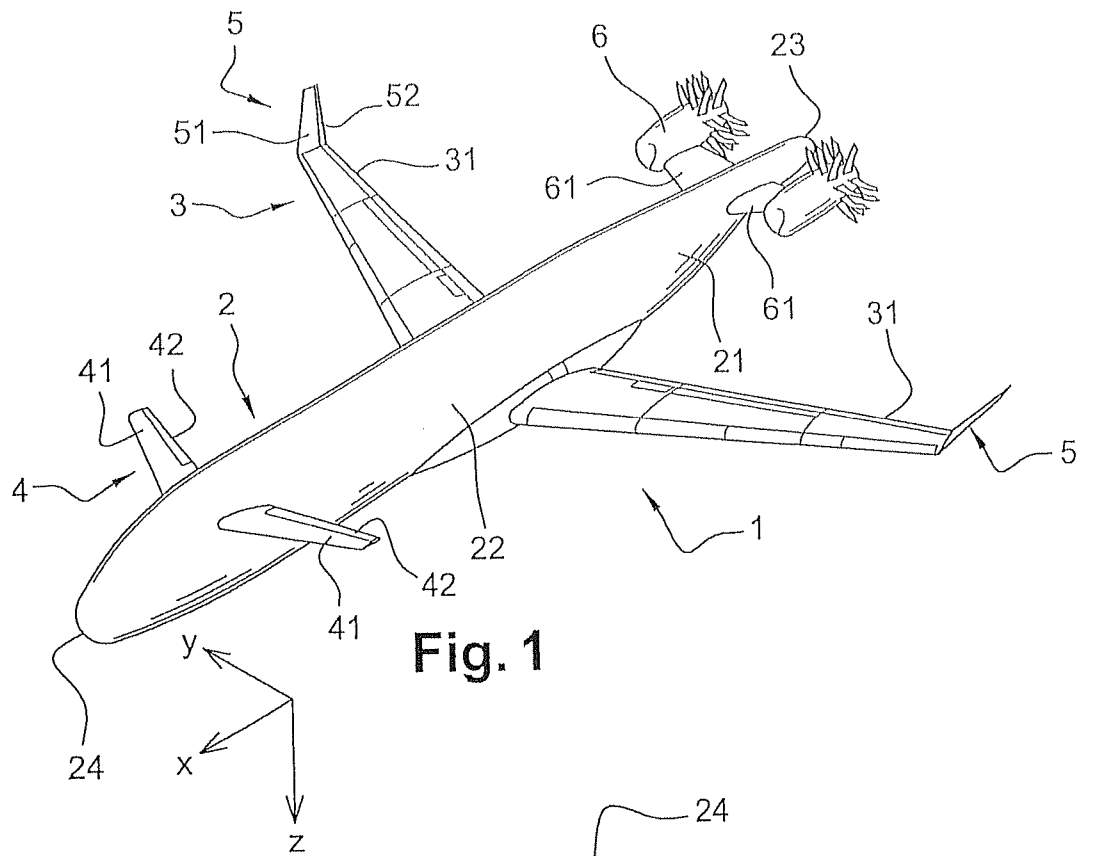
REVENDICATIONS

- 1 – Avion (1) comportant un fuselage allongé (2) suivant une direction longitudinale X de l'avion, comportant une aile (3) fixée au fuselage dans une partie médiane dudit fuselage suivant la direction longitudinale de sorte que le fuselage s'étend en partie en avant de l'aile (3) en direction d'une
5 extrémité avant (24) du fuselage et s'étend en partie en arrière de l'aile (3) en direction d'une extrémité arrière (23) du fuselage, et comportant une partie arrière (21) de fuselage, dite fuselage arrière, comportant au moins un moteur (6) fixé au fuselage et situé en arrière de l'aile (3) caractérisé en ce que :
- 10 - le ou les moteurs (6) fixés au fuselage sont fixés dans une position arrière de telle sorte que seules des parties de l'avion situées dans un volume (62) de projection de débris du ou des moteurs (6) fixés au fuselage en cas d'éclatement d'une partie tournante de l'un desdits moteurs sont des parties du fuselage arrière (21) ;
- 15 - le fuselage arrière (21) est dépourvu de surfaces aérodynamiques destinées à assurer la stabilité et ou le contrôle aérodynamique de l'avion.
- 2 – Avion suivant la revendication 1 dans lequel des surfaces aérodynamiques (4) de stabilisation et ou de contrôle aérodynamique de l'avion autour d'un
20 axe de tangage de l'avion sont solidaires du fuselage (2) en avant de l'aile (3).
- 3 – Avion suivant la revendication 2 dans lequel des surfaces aérodynamiques (5) de stabilisation et ou de contrôle aérodynamique de l'avion autour d'un axe de lacet de l'avion sont agencées aux extrémités libres de l'aile (3),
25 maintenues en dehors des volumes (62) de projection de débris de moteur.
- 4 – Avion suivant la revendication 3 dans lequel des surfaces aérodynamiques (31) de contrôle aérodynamique de l'avion autour d'un axe de roulis de

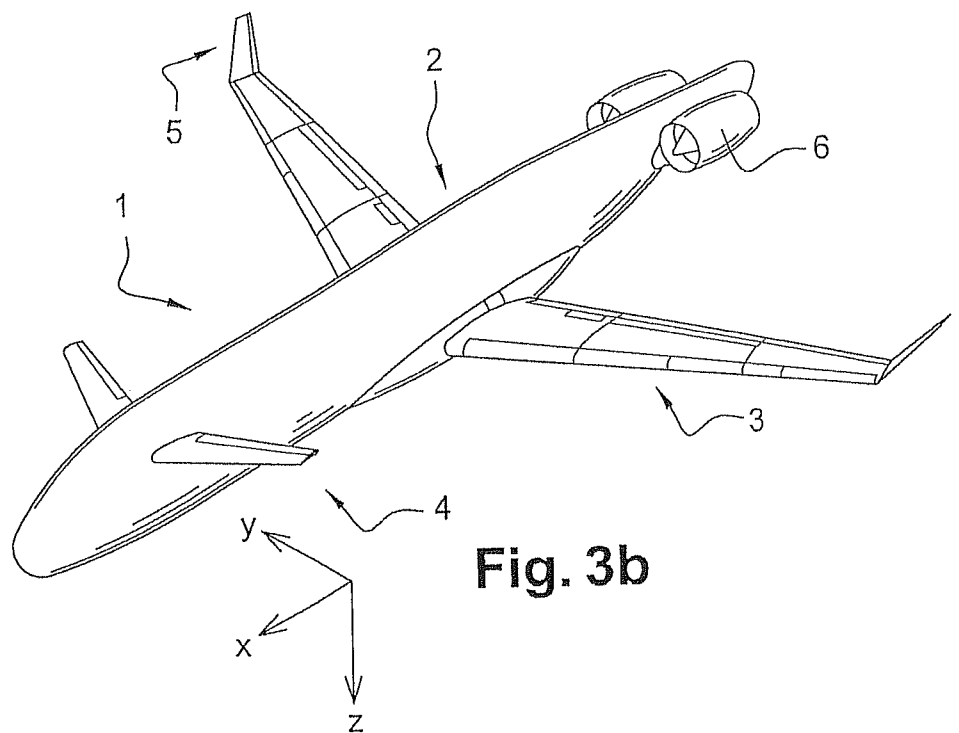
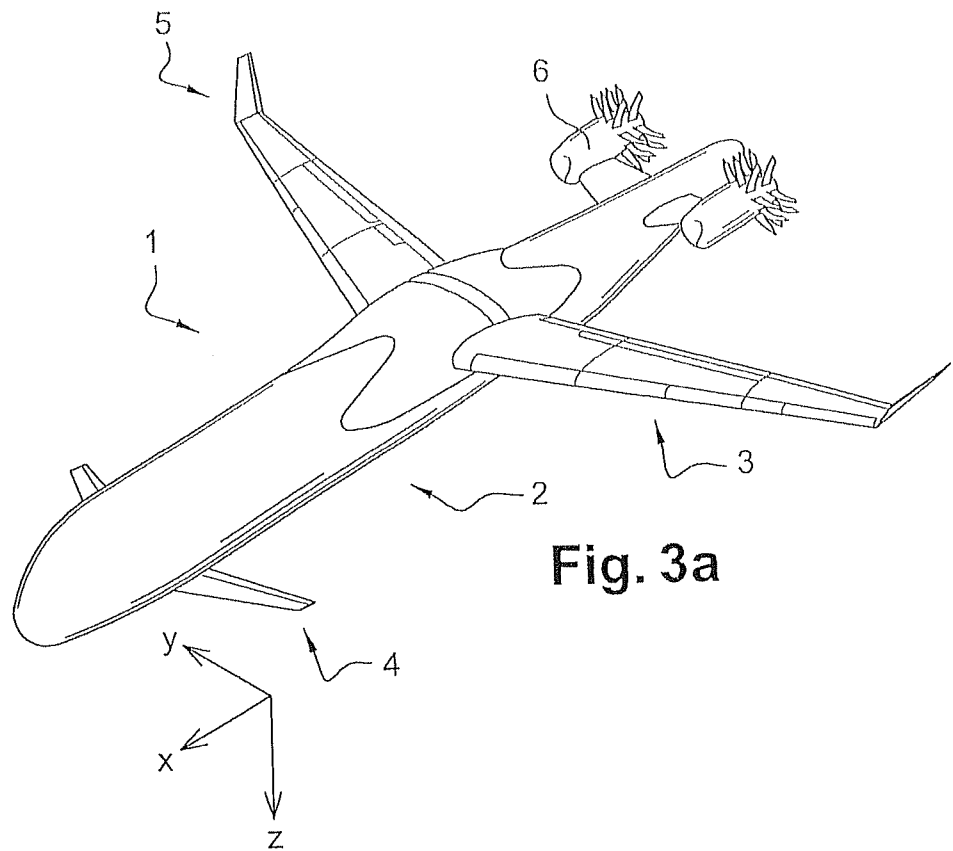
l'avion sont des ailerons agencés sur l'aile (3) du côté d'un bord de fuite de l'aile, en dehors des volumes (62) de projection de débris de moteur.

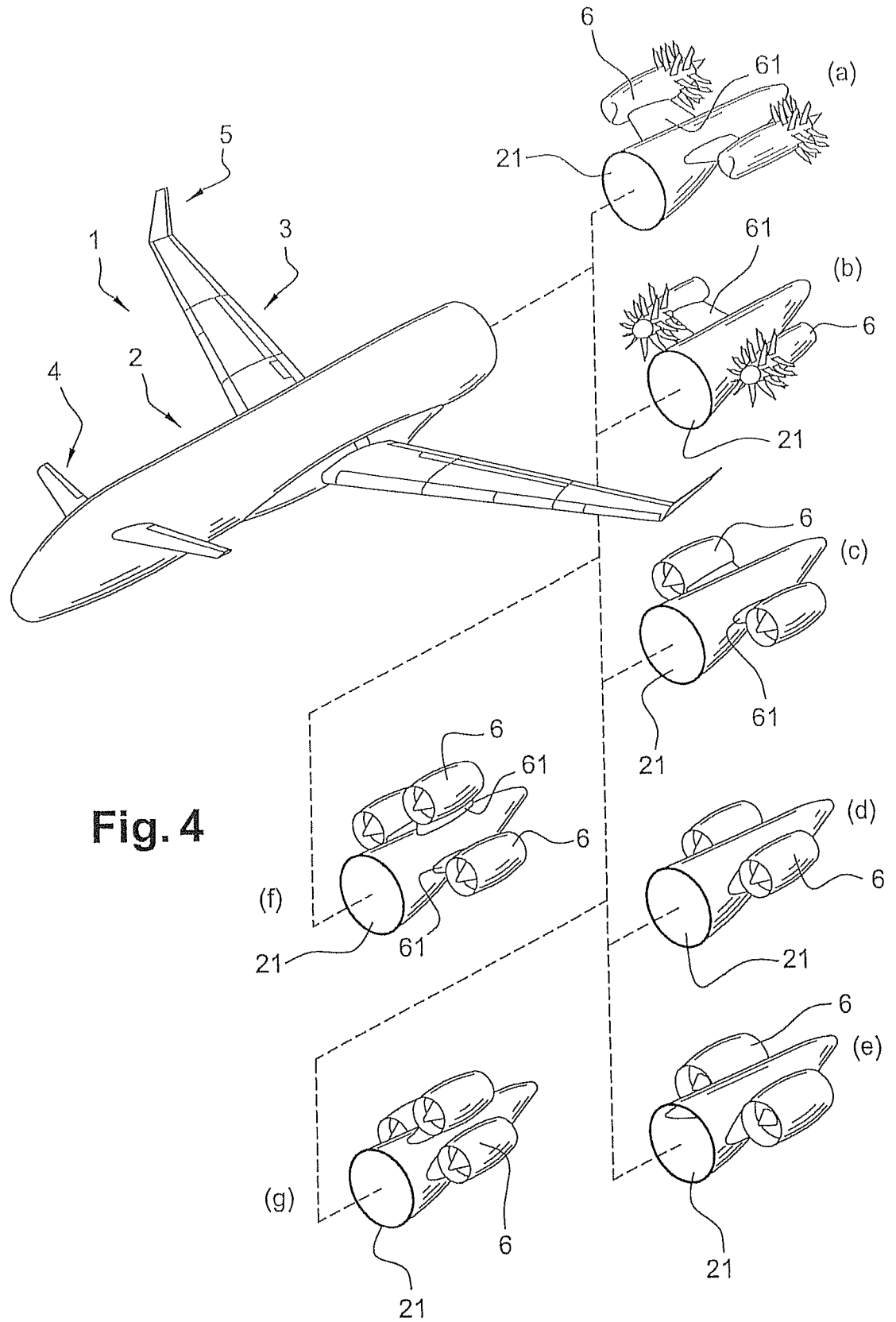
- 5 – Avion suivant la revendication 4 dans lequel les ailerons (31) comportent un mode de génération de traînée aérodynamique contrôlée pour assurer un
- 5 contrôle aérodynamique de l'avion autour d'un axe de lacet de l'avion.
- 6 – Avion suivant l'une des revendications précédentes dans lequel les moteurs (6) sont des réacteurs ou des turbomoteurs à hélices à l'avant ou à hélices à l'arrière.
- 7 – Avion suivant la revendication 6 comportant deux moteurs (6), un moteur de
- 10 chaque côté du fuselage (2) agencé sur le fuselage arrière (21) suivant un arrangement sensiblement symétrique par rapport à un plan vertical dans le repère avion.
- 8 – Avion suivant la revendication 7 comportant en outre un troisième moteur (6) agencé au-dessus du fuselage (2) sur le fuselage arrière (21)
- 15 sensiblement dans le plan de symétrie vertical du repère avion.
- 9 – Avion suivant l'une des revendications précédentes dont la position sur le fuselage (2) de l'aile (3) suivant la direction longitudinale et la flèche géométrique de l'aile (3) sont déterminées de sorte qu'aucune des surfaces aérodynamiques (5, 31) solidaire de l'aile ne soit dans un volume (62) de
- 20 projection des débris des moteurs (6).
- 10 – Procédé de fabrication d'un avion (1) conforme à l'une des revendications précédentes dans lequel une partie de la structure de l'avion, formée par la structure de l'avion sans le fuselage arrière (21), est réalisée indépendamment du fuselage arrière (21) et dans lequel un fuselage arrière
- 25 (21), pouvant être différent d'un avion à un autre et correspondant à un type de moteurs (6) donné, est assemblé à ladite partie de la structure de l'avion en fonction d'une motorisation voulue pour l'avion à fabriquer.

1/3



2 / 3





INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No
PCT/FR2011/050287

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER
INV. B64D27/14 B64D27/20 B64C39/12
ADD.

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)
B64C B64D

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practical, search terms used)

EPO-Internal, WPI Data

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
X	US 3 341 153 A (SAM FATOURAS) 12 September 1967 (1967-09-12)	1
Y	column 1, lines 41-51 column 2, lines 17-34 column 2, line 45 - column 3, line 8; figures 1,2	2-10
Y	----- FR 2 919 268 A1 (AIRBUS FRANCE SA [FR]; AIRBUS [FR]) 30 January 2009 (2009-01-30)	2
A	page 9, lines 1-6; figure 2b	1
Y	----- FR 2 655 941 A1 (TOURET BERNARD [FR]) 21 June 1991 (1991-06-21)	3-5
A	page 1, lines 9-23 page 2, lines 16-20 page 4, lines 8-11; figures 1,2	1,2
	----- -/-	



Further documents are listed in the continuation of Box C.



See patent family annex.

* Special categories of cited documents :

"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance

"E" earlier document but published on or after the international filing date

"L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)

"O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means

"P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed

"T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention

"X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone

"Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art.

"&" document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search

28 October 2011

Date of mailing of the international search report

07/11/2011

Name and mailing address of the ISA/

European Patent Office, P.B. 5818 Patentlaan 2
NL - 2280 HV Rijswijk
Tel. (+31-70) 340-2040,
Fax: (+31-70) 340-3016

Authorized officer

Busto, Mario

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No
PCT/FR2011/050287

C(Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT		
Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
Y	FR 2 905 356 A1 (AIRBUS FRANCE SAS [FR]) 7 March 2008 (2008-03-07)	6,7,9
A	page 5, lines 1-15 page 6, lines 1-8 page 9, line 16 - page 10, line 10; figures 3,5,6 -----	1-5
Y	US 3 936 017 A (BLYTHE ALAN AVERY ET AL) 3 February 1976 (1976-02-03)	8
A	column 2, lines 10-31; figure 1 -----	1-7
Y	US 7 234 667 B1 (TALMAGE JR ROBERT N [US]) 26 June 2007 (2007-06-26)	10
A	column 8, lines 39-46; figures 1,2,4,9,10 -----	1-9

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International application No

PCT/FR2011/050287

Patent document cited in search report	Publication date	Patent family member(s)	Publication date
US 3341153	A	12-09-1967	NONE
FR 2919268	A1	30-01-2009	US 2009026308 A1 29-01-2009
FR 2655941	A1	21-06-1991	NONE
FR 2905356	A1	07-03-2008	US 2010264264 A1 21-10-2010
US 3936017	A	03-02-1976	GB 1480340 A 20-07-1977
US 7234667	B1	26-06-2007	NONE

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale n°

PCT/FR2011/050287

A. CLASSEMENT DE L'OBJET DE LA DEMANDE INV. B64D27/14 B64D27/20 B64C39/12 ADD.		
Selon la classification internationale des brevets (CIB) ou à la fois selon la classification nationale et la CIB		
B. DOMAINES SUR LESQUELS LA RECHERCHE A PORTE Documentation minimale consultée (système de classification suivi des symboles de classement) B64C B64D		
Documentation consultée autre que la documentation minimale dans la mesure où ces documents relèvent des domaines sur lesquels a porté la recherche		
Base de données électronique consultée au cours de la recherche internationale (nom de la base de données, et si cela est réalisable, termes de recherche utilisés) EPO-Internal, WPI Data		
C. DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS		
Catégorie*	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
X	US 3 341 153 A (SAM FATOURAS) 12 septembre 1967 (1967-09-12)	1
Y	colonne 1, ligne 41-51 colonne 2, ligne 17-34 colonne 2, ligne 45 - colonne 3, ligne 8; figures 1,2	2-10
Y	-----	
Y	FR 2 919 268 A1 (AIRBUS FRANCE SA [FR]; AIRBUS [FR]) 30 janvier 2009 (2009-01-30)	2
A	page 9, ligne 1-6; figure 2b	1
Y	-----	
Y	FR 2 655 941 A1 (TOURET BERNARD [FR]) 21 juin 1991 (1991-06-21)	3-5
A	page 1, ligne 9-23 page 2, ligne 16-20 page 4, ligne 8-11; figures 1,2	1,2

	-/-	
☒ Voir la suite du cadre C pour la fin de la liste des documents ☒ Les documents de familles de brevets sont indiqués en annexe		
* Catégories spéciales de documents cités: "A" document définissant l'état général de la technique, non considéré comme particulièrement pertinent "E" document antérieur, mais publié à la date de dépôt international ou après cette date "L" document pouvant jeter un doute sur une revendication de priorité ou cité pour déterminer la date de publication d'une autre citation ou pour une raison spéciale (telle qu'indiquée) "O" document se référant à une divulgation orale, à un usage, à une exposition ou tous autres moyens "P" document publié avant la date de dépôt international, mais postérieurement à la date de priorité revendiquée "T" document ultérieur publié après la date de dépôt international ou la date de priorité et n'appartenant pas à l'état de la technique pertinent, mais cité pour comprendre le principe ou la théorie constituant la base de l'invention "X" document particulièrement pertinent; l'invention revendiquée ne peut être considérée comme nouvelle ou comme impliquant une activité inventive par rapport au document considéré isolément "Y" document particulièrement pertinent; l'invention revendiquée ne peut être considérée comme impliquant une activité inventive lorsque le document est associé à un ou plusieurs autres documents de même nature, cette combinaison étant évidente pour une personne du métier "&" document qui fait partie de la même famille de brevets		
Date à laquelle la recherche internationale a été effectivement achevée 28 octobre 2011	Date d'expédition du présent rapport de recherche internationale 07/11/2011	
Nom et adresse postale de l'administration chargée de la recherche internationale Office Européen des Brevets, P.B. 5818 Patentlaan 2 NL - 2280 HV Rijswijk Tel. (+31-70) 340-2040, Fax: (+31-70) 340-3016	Fonctionnaire autorisé Busto, Mario	

C(suite). DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS		
Catégorie*	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
Y	FR 2 905 356 A1 (AIRBUS FRANCE SAS [FR]) 7 mars 2008 (2008-03-07)	6,7,9
A	page 5, ligne 1-15 page 6, ligne 1-8 page 9, ligne 16 - page 10, ligne 10; figures 3,5,6 -----	1-5
Y	US 3 936 017 A (BLYTHE ALAN AVERY ET AL) 3 février 1976 (1976-02-03)	8
A	colonne 2, ligne 10-31; figure 1 -----	1-7
Y	US 7 234 667 B1 (TALMAGE JR ROBERT N [US]) 26 juin 2007 (2007-06-26)	10
A	colonne 8, ligne 39-46; figures 1,2,4,9,10 -----	1-9

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Renseignements relatifs aux membres de familles de brevets

Demande internationale n°

PCT/FR2011/050287

Document brevet cité au rapport de recherche		Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
US 3341153	A	12-09-1967	AUCUN	
FR 2919268	A1	30-01-2009	US 2009026308 A1	29-01-2009
FR 2655941	A1	21-06-1991	AUCUN	
FR 2905356	A1	07-03-2008	US 2010264264 A1	21-10-2010
US 3936017	A	03-02-1976	GB 1480340 A	20-07-1977
US 7234667	B1	26-06-2007	AUCUN	