



## Open Archive Toulouse Archive Ouverte (OATAO)

OATAO is an open access repository that collects the work of some Toulouse researchers and makes it freely available over the web where possible.

This is a publisher's version published in: <https://oatao.univ-toulouse.fr/22763>

**Official URL** : <https://patentscope.wipo.int/search/en/detail.jsf?docId=WO2017153393>

### To cite this version :

Institut Supérieur de l'Aéronautique et de l'Espace WO 2017/153393 A1 Dispositif d'atténuation de sillage tourbillonnaire / Vortex wake attenuation device. (2017)

Any correspondence concerning this service should be sent to the repository administrator:

[tech-oatao@listes-diff.inp-toulouse.fr](mailto:tech-oatao@listes-diff.inp-toulouse.fr)

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

(19) Organisation Mondiale de la  
Propriété Intellectuelle  
Bureau international



(10) Numéro de publication internationale

WO 2017/153393 A1

(43) Date de la publication internationale  
14 septembre 2017 (14.09.2017)

WIPO | PCT

- (51) Classification internationale des brevets :  
B64C 9/36 (2006.01)
- (21) Numéro de la demande internationale :  
PCT/EP2017/055299
- (22) Date de dépôt international :  
7 mars 2017 (07.03.2017)
- (25) Langue de dépôt : français
- (26) Langue de publication : français
- (30) Données relatives à la priorité :  
1652008 10 mars 2016 (10.03.2016) FR
- (71) Déposant : INSTITUT SUPERIEUR DE L'AERONAUTIQUE ET DE L'ESPACE - ISAE [FR/FR]; 10 Avenue Edouard Belin, BP 54031, 31055 TOULOUSE Cedex (FR).
- (72) Inventeur : BURY, Yannick; 1200 route de Saint Sulpice, 81800 Couffouleux (FR).
- (74) Mandataires : LOPEZ, Frédérique et al.; Immeuble Vismium, 22, avenue Aristide Briand, 94117 ARCUEIL 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, BN, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DJ, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IR, IS, JP, KE, KG, KH, KN, KP, KR, KW, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PA, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, SA, 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, RW, SD, SL, ST, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), eurasien (AM, AZ, BY, KG, KZ, 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,

[Suite sur la page suivante]

(54) Title : VORTEX WAKE ATTENUATION DEVICE

(54) Titre : DISPOSITIF D'ATTENUATION DE SILLAGE TOURBILLONNAIRE

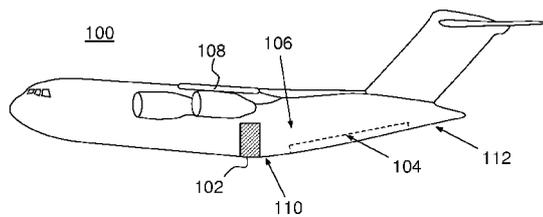


FIG. 1

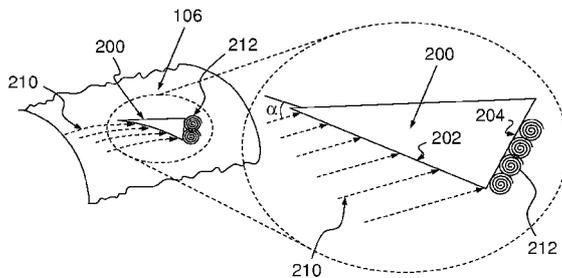


FIG. 3

(57) Abstract : The present invention relates to a device for attenuating the vortex wake generated in the tail section of an aircraft (100), the aircraft having at least one wing (108) and an afterbody (106) with an asymmetric cross-section that sharply decreases towards the top of the rear fuselage (112). The device is positioned downstream of the wing (108) of the aircraft (100), symmetrically relative to the longitudinal plane of the latter. The device comprises aerodynamic vortex-generating appendages (200) suitable for being deployed between a folded position where the aerodynamic appendages are folded substantially in the direction of the fuselage (110) and a deployed position calculated to generate vortex structures having an intensity and following a path that modify the local pressure field in order to interact with the vortex wake and attenuate it, and to move the upswep vortices away from the longitudinal plane of the aircraft (100).

(57) Abrégé : La présente invention concerne un dispositif d'atténuation du sillage tourbillonnaire créé dans la zone arrière d'un aéronef (100),

[Suite sur la page suivante]



WO 2017/153393 A1

SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, **Publiée :**  
GW, KM, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

— avec rapport de recherche internationale (Art. 21(3))

---

l'aéronef présentant au moins une voilure (108) et un arrière corps (106) ayant une forte réduction de section asymétrique vers le haut du fuselage arrière (112). Le dispositif est positionné en aval de la voilure (108) de l'aéronef (100) de manière symétrique par rapport au plan longitudinal de l'aéronef. Le dispositif comprend des appendices aérodynamiques (200) générateurs de vortex aptes à être déployés entre une position repliée où les appendices aérodynamiques sont repliés sensiblement dans le sens du fuselage (110), aptes à passer d'une position repliée où ils sont repliés sensiblement dans le sens du fuselage (110), et une position déployée calculée pour générer des structures tourbillonnaires ayant une intensité et une trajectoire qui modifient le champ de pression local afin d'interagir avec le sillage tourbillonnaire pour l'atténuer et éloigner les tourbillons d'upsweep du plan longitudinal de l'aéronef (100).

## DISPOSITIF D'ATTENUATION DE SILLAGE TOURBILLONNAIRE

### Domaine de l'invention

L'invention concerne le domaine du transport aérien, et plus particulièrement  
5 propose un dispositif pour atténuer le sillage tourbillonnaire produit à l'arrière  
d'avions de transport présentant une forme arrière à réduction de section rapide.

### Etat de la Technique

10 La forme de l'arrière corps des avions de transport militaire ou à autre  
vocation de transport est conditionnée par leur rôle opérationnel de largage de  
personnels ou de matériel depuis des altitudes de vol variables. Pour répondre à ce  
besoin, ces avions sont équipés de portes latérales, dites portes « paratroopers »  
selon l'anglicisme consacré, pour le largage de parachutistes selon un cadencement  
15 modéré. Ils présentent de plus un arrière corps ayant une forte réduction de section  
asymétrique, vers le haut du fuselage arrière, connue sous le terme d'« upsweep »  
selon l'anglicisme consacré, et qui permet d'y intégrer une porte arrière et une  
rampe. Ces dernières peuvent être ouvertes en vol pour assurer le largage à forte  
cadence de parachutistes ou le largage de matériel, de tonnage potentiellement  
20 élevé.

L'upsweep est responsable d'une augmentation notable de traînée  
aérodynamique. Il génère également un écoulement tridimensionnel et  
tourbillonnaire intense dans le sillage proche de l'avion qui provoque à l'arrière de  
l'avion le reflux de l'écoulement vers le plan de symétrie de l'avion et vers le haut,  
25 avec une ascendance forte.

Les structures tourbillonnaires contra rotatives ainsi générées symétriquement  
par rapport au plan de symétrie de l'avion, qui sont intenses et qualifiées de  
tourbillons de sillage ou tourbillons d'upsweep, sont sources de différents problèmes  
lors d'opérations d'aérolargage, tels que par exemple:

- 30
- des objets largués qui peuvent entrer en contact avec la pointe arrière du fuselage ;
  - des trajectoires initiales des matériels ou des personnels largués déviées ;

- un délai d'extraction de soute des matériels largués par la porte arrière impacté, dû à une perte partielle d'efficacité ;
- un délai d'ouverture des parachutes décélérateurs du matériel largué impacté, ces parachutes d'extraction de charge ayant même un risque de mise en torche ;
- 5 - une trajectoire des parachutistes largués par les portes latérales ou la porte arrière recentrée, provoquant un risque de collision entre parachutistes dans le sillage proche, connu comme phénomène de «centerlining» en anglais ;
- une ascendance initiale des matériels à faible tonnage, largués par la porte arrière, compromettant la sécurité de l'appareil.

10

Dans un contexte différent d'avions de transport utilisés par exemple dans la lutte contre les incendies de forêt ou contre les pollutions par hydrocarbures (ou autres polluants) en mer, les tourbillons d'upsweep tendent à disperser les produits chimiques largués sur la partie arrière de l'avion. Ces produits fortement corrosifs, viennent alors se déposer sur les éléments structuraux de l'avion, le fuselage

15 arrière, les gouvernes entre autre, provoquant une dégradation prématurée des matériaux.

Il est connu d'utiliser, sur les avions dédiés aux missions de largage aérien (dit « aérolargage »), des dispositifs qui permettent de guider les flux d'air. Une première

20 approche consiste à placer des déflecteurs latéraux en amont des portes latérales. Ces appendices ressemblant à de petites portes déployées lorsque le largage des parachutistes est opéré par les portes latérales ont pour vocation de limiter le fort gradient de vent subi par les parachutistes au moment de leur extraction de la

25 carlingue de l'appareil.

Dans la demande de brevet WO 2013/100767 A1, il est proposé d'ajouter sur différentes zones du fuselage d'un avion des appendices qui peuvent être ajustés entre une position neutre de repos et une position de travail déployée afin de créer des surfaces de contrôle du fuselage en cas de décrochage ou autres perturbations,

30 en influençant les courants d'air autour de l'aéronef.

Cependant ces déflecteurs n'atténuent pas l'intensité ni le positionnement des noyaux tourbillonnaires générés par la forme arrière du fuselage de l'appareil dans la zone d'upsweep. Aussi, l'impact des tourbillons de sillage sur les opérations d'aérolargage reste entier, que les déflecteurs de portes latérales soient déployés ou

non.

Une autre approche connue consiste à placer des appendices fixes dits «strakes » d'upsweep en anglais, positionnés en pointe arrière du fuselage, à l'extrémité arrière de la zone d'upsweep. Ces appendices ont pour vocation de réduire l'impact du sillage de l'avion sur les opérations d'aérolargage. Cependant, il est reconnu que l'efficacité réelle de ces dispositifs fixes est faible. Cela résulte en particulier du fait que ces dispositifs sont positionnés loin en aval de la zone de naissance des tourbillons d'upsweep, rendant alors le contrôle de ces tourbillons d'autant moins efficace que ces derniers ont déjà acquis une intensité maximale avant même d'interagir avec les strakes d'upsweep censés les amoindrir. D'autre part, le design même de ces strakes, et leur positionnement par rapport au flux d'air local, ne peuvent pas fournir l'énergie suffisante à l'écoulement pour produire un effet suffisamment notable dans la réduction de l'intensité des tourbillons d'upsweep. Enfin, le positionnement de ces appendices peut s'avérer dangereux pour la sécurité des personnels et du matériel largué. En effet, il existe un risque de contact, voire d'accrochage, entre les parachutes d'extraction de charges lourdes et les strakes au cours des phases de sortie de soute. De même, il n'est pas exclu le risque de contact entre les parachutes à ouverture automatique des personnels largués par les portes paratroopers et les strakes. Un tel scénario peut engendrer la perte du matériel largué, avec les risques induits pour des personnes ou des biens au sol. La présence de ces appendices au design relativement tranchant en pointe arrière du fuselage peut également représenter un risque pour l'intégrité physique des personnels aérolargués en cas d'impact avec ces appendices dans leur trajectoire de saut, ou en cas de défaillance du système d'ouverture automatique de parachute, le personnel pouvant rester accroché à la ligne statique reliée à l'aéronef et subissant alors l'effet des tourbillons d'upsweep.

Ainsi il n'existe pas de solution pour réduire de manière significative le sillage tourbillonnaire des avions présentant une forme arrière à réduction de section rapide, permettant de lever ou diminuer les problèmes résultant de l'interaction du sillage tourbillonnaire avec des charges ou des personnes aérolarguées par les portes latérales ou la porte arrière. La présente invention répond à ce besoin.

Un objet de la présente invention est de proposer un dispositif, adapté aux véhicules de transport et de largage aérien, présentant une forme arrière à réduction de section rapide, qui permet de réduire significativement l'intensité des structures tourbillonnaires se développant dans le sillage proche de ces véhicules, et d'en modifier significativement la trajectoire en les écartant par exemple du plan de symétrie longitudinal du véhicule.

Avantageusement, le dispositif de la présente invention permet d'optimiser la cadence des opérations de largage et leur précision et ainsi limiter la perte de matériel lors des opérations d'aérolargage, et garantir une meilleure sécurité des troupes ou des personnes au sol. Il permet aussi de garantir la sécurité des personnels largués.

Un autre objet de la présente invention est de proposer un dispositif adapté aux missions d'aérolargage de type largage paratroopers par les portes latérales et de type largage de charges et/ou de personnels par la porte arrière-cargo.

D'une manière générale, l'invention est basée sur le principe combiné d'une redynamisation de la couche limite et d'une interaction tourbillonnaire entre les structures tourbillonnaires produites par les flux d'air autour de l'aéronef, et des structures ou nappes tourbillonnaires volontairement générées grâce à des appendices aérodynamiques générateurs de vortex, qui sont déployables lors des opérations d'aérolargage afin d'en limiter l'impact sur la traînée aérodynamique et qui sont orientés de façon prédéterminée ou modulable par rapport au flux d'air.

Plus généralement, la présente invention trouvera une application avantageuse dans les missions de type largage et/ou récupération en vol d'escadrilles de drones, ou encore largage à haute altitude de lanceurs spatiaux, en offrant une meilleure maîtrise des conditions initiales de largage et des conditions d'écoulement à proximité de l'avion.

L'invention trouvera également une application avantageuse dans le domaine du largage de produits chimiques dédiés à la lutte contre les incendies de forêt ou à la lutte contre les pollutions par hydrocarbures (ou autres produits polluants) en mer.

Selon un mode de réalisation, il est proposé un dispositif d'atténuation du sillage tourbillonnaire créé dans la zone arrière d'un aéronef, l'aéronef présentant au moins une voilure et un arrière corps ayant une forte réduction de section asymétrique vers le haut du fuselage arrière. Le dispositif est positionné en aval de la

voilure de l'aéronef, de chaque côté du fuselage de l'aéronef de manière symétrique par rapport au plan de symétrie longitudinal de l'aéronef. Il comprend au moins deux appendices aérodynamiques générateurs de vortex aptes à être déployés entre une position repliée où les appendices aérodynamiques sont repliés sensiblement dans le sens du fuselage, et une position déployée, la position déployée étant calculée pour générer des structures tourbillonnaires ayant une intensité et une trajectoire qui modifient le champ de pression local afin d'interagir avec le sillage tourbillonnaire pour l'atténuer et éloigner les tourbillons d'upsweep du plan longitudinal de l'aéronef.

10 Dans un mode de réalisation, le dispositif comprend des moyens hydrauliques ou électriques ou électrohydrauliques ou électromécaniques permettant de déployer les appendices aérodynamiques selon un angle donné, pouvant aller jusqu'au déploiement maximal qui positionne alors l'appendice sensiblement verticalement à la surface locale du fuselage.

15

Dans un mode de réalisation, chaque appendice aérodynamique en position déployée est orienté selon un angle d'incidence ' $\alpha$ ' prédéterminé, défini par rapport aux lignes de flux locales de l'écoulement arrivant sur l'appendice aérodynamique.

20 Dans un mode de réalisation, l'angle d'incidence ' $\alpha$ ' est compris entre  $-20^\circ$  et  $+30^\circ$ .

25 Dans un mode de réalisation, le dispositif comprend des moyens hydrauliques ou électriques ou électrohydrauliques ou électromécaniques permettant de faire varier l'angle d'incidence ' $\alpha$ ' des appendices aérodynamiques en position déployée.

30 Dans un mode de réalisation, les appendices aérodynamiques sont de forme sensiblement en aile delta, présentant deux arêtes sensiblement perpendiculaires (b, h) dont l'une la base 'b' est placée de manière adjacente à la surface de l'aéronef et dont l'autre la hauteur 'h' est sensiblement perpendiculaire à la surface de l'aéronef quand l'appendice est en position pleinement déployée.

Dans un mode de réalisation, le rapport 'b/h' entre la base et la hauteur des deux arêtes de l'appendice aérodynamique est de l'ordre de deux. Il peut toutefois

être fixé dans une gamme plus large, typiquement de l'ordre de 1 à 3, selon les contraintes d'implantation propres à l'aéronef considéré.

5 Dans un mode de réalisation, la hauteur 'h' d'un appendice aérodynamique est comprise dans une plage allant d'environ 50% à 120% d'une épaisseur prédéfinie 'δ' de la couche limite, sans que cela constitue une limitation.

10 Dans un mode de réalisation, les appendices aérodynamiques sont réalisés dans un matériau analogue à celui du fuselage de l'aéronef.

Dans un mode de réalisation, le dispositif comprend des moyens logiciels permettant de gérer le déploiement desdits au moins deux appendices aérodynamiques et l'orientation de chacun desdits au moins deux appendices.

15 L'invention couvre aussi un aéronef présentant un arrière corps ayant une forte réduction de section asymétrique vers le haut du fuselage arrière qui comprend au moins un dispositif d'atténuation du sillage tourbillonnaire créé dans la zone arrière de l'aéronef tel que revendiqué.

20 Dans un mode de réalisation, l'aéronef comprend au moins une porte latérale et au moins un dispositif positionné au voisinage et à l'amont de la porte latérale.

25 Dans un mode de réalisation, le dispositif comporte un premier appendice aérodynamique positionné à environ 1/3 de la hauteur du fuselage de l'aéronef et un deuxième appendice aérodynamique positionné à environ 2/3 de la hauteur du fuselage de l'aéronef. Dans une implémentation avantageuse, les appendices sont positionnés de manière symétrique de chaque côté de l'aéronef, à une distance en amont des portes latérales et selon la direction longitudinale de l'aéronef d'environ 1 à 5 fois la hauteur 'h' de l'appendice aérodynamique.

30 Dans un mode de réalisation où un aéronef présentant un arrière corps ayant une forte réduction de section asymétrique vers le haut du fuselage arrière, comprend au moins une porte et/ou une rampe arrière pour largage par porte et/ou rampe arrière, le dispositif d'atténuation du sillage tourbillonnaire créé dans la zone

arrière de l'aéronef tel que revendiqué est positionné le long de la zone d'upsweep, de chaque côté le long de la porte et/ou de la rampe arrière, sur la partie fixe du fuselage, selon une position azimutale légèrement en amont de la ligne séparatrice de l'écoulement.

5

Dans un mode de réalisation, le dispositif revendiqué est composé d'une pluralité d'appendices aérodynamiques positionnés en rampe selon une direction longitudinale du fuselage.

10 Dans un mode de réalisation, les appendices aérodynamiques sont régulièrement espacés.

L'invention couvre aussi un procédé d'atténuation du sillage tourbillonnaire créé par un aéronef présentant un arrière corps ayant une forte réduction de section asymétrique vers le haut du fuselage arrière, l'aéronef comprenant un dispositif tel que revendiqué, le procédé comprenant les étapes de :

15

- déployer et orienter lesdits au moins deux appendices aérodynamiques du dispositif selon un angle d'incidence ayant une valeur initiale prédéfinie;

- mesurer la pression dans une zone de l'aéronef représentative de la présence de structures tourbillonnaires; et

20

- ajuster l'angle d'incidence des appendices aérodynamiques en fonction de la pression mesurée.

Dans un mode de réalisation, l'étape d'ajustement de l'angle d'incidence consiste à bloquer les appendices selon l'incidence pour laquelle la pression mesurée est maximisée.

25

Dans un mode de réalisation, l'étape de mesurer la pression consiste à mesurer la pression à l'extrados desdits appendices, et l'étape d'ajustement de l'angle d'incidence comprend les étapes de :

30

- faire varier l'angle d'incidence des appendices ;

- mesurer la pression à l'extrados pour une position donnée des appendices aérodynamiques ; et

- bloquer les appendices selon l'incidence pour laquelle la pression mesurée est minimisée.

L'invention couvre aussi un produit programme d'ordinateur, ledit programme  
5 d'ordinateur comprenant des instructions de code permettant d'effectuer les étapes du procédé revendiqué, lorsque ledit programme est exécuté sur un ordinateur.

L'invention couvre aussi un moyen de stockage d'informations, amovible ou non, partiellement ou totalement lisible par un ordinateur ou un microprocesseur  
10 comportant des instructions de code d'un programme d'ordinateur pour l'exécution de chacune des étapes du procédé revendiqué.

### **Description des figures**

15 Différents aspects et avantages de l'invention vont apparaître en appui de la description d'un mode préféré d'implémentation de l'invention mais non limitatif, avec référence aux figures ci-dessous :

La figure 1 montre schématiquement un avion de transport sur lequel un dispositif  
20 de l'invention peut être implanté;

La figure 2a montre un appendice aérodynamique selon l'invention en position rétractée ;

La figure 2b illustre différentes formes d'appendices aérodynamiques selon l'invention ;

25 La figure 3 montre un appendice aérodynamique selon l'invention en position déployée ;

Les figures 4a et 4b montrent deux modes de réalisation du dispositif de l'invention selon une première variante d'implémentation en amont d'une porte latérale ;

La figure 5 montre un mode de réalisation du dispositif de l'invention selon une  
30 variante d'implémentation pour une porte de largage arrière ;

La figure 6 montre un enchaînement d'étapes permettant d'ajuster l'incidence des appendices du dispositif de l'invention.

### Description détaillée de l'invention

D'une manière générale, le principe de l'invention consiste à contrôler la génération de nappes tourbillonnaires par la mise en place de séries d'appendices aérodynamiques dits générateurs de vortex (VGs) à des emplacements choisis sur le fuselage de l'aéronef, dans des zones du fuselage en aval de la voilure, de manière symétrique par rapport au plan de symétrie longitudinal de l'avion. Le positionnement des appendices aérodynamiques est défini de sorte à assurer à la fois une efficacité optimale pour la réduction de l'intensité des tourbillons d'upsweep, et la modification de leur trajectoire dans le sillage proche de l'avion, en les écartant par exemple du plan de symétrie longitudinal de l'avion, tout en garantissant un déploiement de ces appendices en dehors des zones potentielles d'interaction avec les personnels ou matériels largués.

De manière préférentielle, le positionnement des appendices se situe dans la zone amont de naissance des tourbillons d'upsweep. En produisant une série de structures tourbillonnaires ou vortex en amont de la zone où l'écoulement d'air se sépare naturellement du fuselage arrière de l'avion et produit des tourbillons d'upsweep, l'écoulement de flux est dans un premier temps redynamisé, retardant alors son décollement au niveau de la zone d'upsweep, puis retardant son enroulement consécutif en tourbillons d'upsweep. Les structures ou nappes tourbillonnaires volontairement produites par la série d'appendices aérodynamiques interagissent avec les tourbillons d'upsweep naturels. Cette interaction produit un cisaillement intense, responsable de la production de turbulences à petite échelle, qui permet de dissiper plus rapidement les tourbillons d'upsweep et les structures tourbillonnaires produites par les appendices et permet d'augmenter leur diffusion grâce à une augmentation de leur rayon, à une forte diminution de leur intensité et de leur vitesse de rotation.

Par ailleurs, la génération par les appendices aérodynamiques des différentes structures tourbillonnaires ou vortex induit une modification locale du champ de pression qui affecte la trajectoire des tourbillons d'upsweep. Ces tourbillons sont alors décalés sensiblement du plan de symétrie de l'avion, et donc de la zone d'opérabilité pour les missions d'aérolargage, rendant ainsi les opérations plus sûres.

La figure 1 illustre de manière schématique un avion de transport (100) sur

lequel un dispositif selon l'invention peut être implanté. Un tel type d'aéronef présente un arrière corps (106) ayant une forte réduction de section asymétrique du fuselage (110) vers le haut. Cette zone à forte réduction de section asymétrique du fuselage vers le haut est dénommée zone d'upsweep. Tel qu'il est détaillé plus loin en référence aux figures 4 et 5, des appendices aérodynamiques peuvent être disposés dans des zones du fuselage en aval de la voilure (108), au niveau des portes latérales (102) et/ou de la porte arrière (104) de manière symétrique par rapport au plan de symétrie longitudinal de l'avion. L'homme du métier comprend que pour des raisons de simplification, la figure 1 illustre une vue de côté de l'avion, mais celui-ci peut présenter une autre porte latérale symétrique où peuvent aussi être implantés des appendices aérodynamiques. De la même manière, les appendices arrières sont positionnés de manière symétrique de part et d'autre du fuselage. De manière préférentielle sans constituer de limitation, les appendices aérodynamiques sont réalisés dans un matériau analogue à celui constitutif du fuselage de l'aéronef ou dans tout matériau compatible avec les règles de l'art de la conception avion, à même de supporter les contraintes mécaniques induites par les flux d'air, en garantissant la rigidité du dispositif.

Avantageusement, les appendices aérodynamiques sont déployables à la demande. Dans une première position rétractée, les appendices sont repliés sensiblement dans le sens du fuselage. Ils peuvent être amenés dans une deuxième position déployée, où ils sont déployés sensiblement verticalement par rapport à la surface du fuselage. Dans une phase de vol initiale, les appendices sont de préférence en position repliée, puis déployés pendant la durée des opérations d'aérolargage. Les appendices peuvent être de nouveau rétractés après la fin du largage, permettant ainsi de contrôler la consommation de carburant ou le bruit émis pendant toute la durée du vol.

La figure 2a illustre un appendice aérodynamique (200) en mode rétracté positionné sur le fuselage (106) d'un avion. Dans ce mode, les appendices sont noyés dans la surface du fuselage, ne faisant pas obstacle à l'écoulement existant, tel qu'illustré par les lignes de flux locales d'écoulement d'air (210) sur la figure 2a. Dans un mode de réalisation préférentiel, les appendices aérodynamiques (200) sont en forme d'aile delta, présentant deux arêtes sensiblement perpendiculaires (b, h)

dont l'une, la base 'b' est placée de manière adjacente à la surface de l'aéronef et dont l'autre, la hauteur 'h' est sensiblement perpendiculaire à la surface de l'aéronef quand l'appendice est en position pleinement déployée. Cette arête de hauteur 'h' peut présenter un angle plus faible que celui perpendiculaire à la surface de l'aéronef

5 lorsque l'appendice n'est pas pleinement déployé.

L'homme du métier pourra adapter sans nuire à leur efficacité la forme et les dimensions de ces appendices en fonction des contraintes existantes pour leur intégration sur chaque type d'avion. A titre de variantes, quelques formes d'appendices aérodynamiques adaptés au dispositif d'atténuation tourbillonnaire de

10 l'invention sont illustrées en figure 2b.

La figure 3 montre un appendice aérodynamique 'VG' (200) en position déployée sur le fuselage (106) d'un avion, selon un mode de réalisation. Le déploiement d'un appendice aérodynamique fait obstacle aux lignes de flux locales

15 de l'écoulement d'air (210) et il se crée derrière un appendice aérodynamique déployé des structures tourbillonnaires ou vortex (212) dont l'intensité et la trajectoire sont contrôlées par la forme, le positionnement sur le fuselage, le degré de déploiement et le calage en incidence des appendices aérodynamiques.

En reprenant la forme en aile delta montrée en figure 2a, l'appendice

20 aérodynamique (200) présente de manière préférentielle un rapport 'b/h' de l'ordre de '2' entre sa base 'b' (202) et sa hauteur 'h' (204).

Avantageusement, l'épaisseur des appendices aérodynamiques VGs n'est pas critique pour l'efficacité du dispositif de l'invention, et elle peut être fixée selon des règles de dimensionnement associées à la tenue mécanique de ces appendices

25 soumis au vent, dans des conditions de vol relatives à leur déploiement.

La hauteur 'h' d'un appendice aérodynamique est préférablement déterminée relativement à l'épaisseur ' $\delta$ ' de la couche limite locale dans la zone d'implantation, et fixée à quelques dizaines de pourcent de cette épaisseur. Il est bien connu de l'homme de l'art que la couche limite est définie comme la zone d'interface entre un

30 corps et un fluide environnant lors d'un mouvement relatif entre les deux, et comme étant la zone où la vitesse d'écoulement est ralentie par la paroi. Elle commence au contact de la surface où la vitesse d'écoulement est pratiquement nulle et s'étend jusqu'à une distance où la vitesse d'écoulement est sensiblement égale à celle du flux libre, distance donnant l'épaisseur ' $\delta$ ' de la couche limite.

Selon des variantes d'implémentation, la hauteur 'h' d'un appendice aérodynamique VG peut être comprise dans une plage allant d'environ 50% à 120% de l'épaisseur ' $\delta$ ' de la couche limite.

5 Bien que non illustré, le déploiement d'un appendice se fait par des moyens courants permettant d'assurer la robustesse du mécanisme, en utilisant par exemple des vérins hydrauliques ou électro-hydrauliques, de type similaires à ceux mis en œuvre par exemple pour le déploiement de déflecteurs latéraux embarqués sur des avions tels qu'un Airbus A400M ou un Boeing C17, mais en ayant un dimensionnement et une puissance adaptés à la surface alaire de chacun des appendices, qui est bien inférieure à celle de déflecteurs latéraux.

10 De manière préférentielle, pour des raisons de maintenance, mais aussi de minimisation des câbles et tuyaux de raccord aux servitudes hydrauliques et électriques (câbles, etc.) pour alimenter les dispositifs, les appendices aérodynamiques VGs sont implantés dans des zones du fuselage en aval de la voilure où les servitudes hydrauliques et/ou électriques, nécessaires au déploiement des appendices sont facilement accessibles, le tout permettant par ailleurs un gain de poids.

Les appendices déployés peuvent être relevés jusqu'à une ouverture d'environ 90° par rapport à la surface locale du fuselage.

20

Avantageusement, les appendices sont orientables. L'incidence ' $\alpha$ ' par rapport aux lignes de flux locales de l'écoulement d'air, initialement définie à une valeur nominale associée à une mission donnée, peut être réglable pour chaque appendice. L'angle d'incidence peut être ajusté via un dispositif de rotation (non illustré) hydraulique, électrique, électrohydraulique ou encore électromécanique autour de l'axe du vérin utilisé pour le déploiement de l'appendice, et commandé à la demande par le personnel de bord, depuis une interface de commande, ou de manière automatique par un automate fonctionnant en boucle fermée tel que représenté ultérieurement en référence à la figure 6.

30

Le positionnement exact et le calage en incidence de chacun des appendices peuvent être affinés en fonction des lignes de flux locales de l'écoulement, en fonction du type d'avion considéré en configuration de mission. Il est à noter que les lignes de flux locales sont préalablement déterminées au cours du développement de l'avion, par le biais de simulations numériques, d'essais en soufflerie ou d'essais

en vol.

Avantageusement, la plage de variation de l'incidence locale peut être comprise entre ' $\alpha=-20^\circ$ ' et ' $\alpha=+30^\circ$ ' selon la zone d'implantation et la mission visée.

5 Les figures 4a et 4b montrent deux modes de réalisation du dispositif de l'invention particulièrement adaptées pour le largage paratrooper par porte latérale. Dans cette configuration, désignée dans la présente description comme configuration « TwinVG », le dispositif est composé d'une paire d'appendices aérodynamiques (402, 404) positionnés sur le fuselage (106), en amont de la porte latérale (102), pour  
10 chaque porte latérale de l'avion. Le couplage créé entre les deux appendices aérodynamiques, de par leur géométrie et leur positionnement, produit des nappes tourbillonnaires contrôlées qui vont interagir avec les tourbillons d'upsweep pour en atténuer l'intensité et en modifier la trajectoire.

De manière préférentielle comme illustré sur la figure 4a, les deux appendices  
15 générateurs de vortex (VGs) sont positionnés à environ 1/3 de la hauteur du fuselage pour le premier appendice (402) et à environ 2/3 de la hauteur du fuselage pour le second appendice (404), cela de chaque côté du fuselage symétriquement. Toutefois, comme illustré sur la figure 4b, le positionnement vertical peut être légèrement adapté en fonction des contraintes d'implantation selon le type d'avion,  
20 sans pénaliser l'efficacité du dispositif.

Dans un mode de réalisation, l'espacement vertical entre les deux appendices aérodynamiques d'une paire, est calculé pour être de l'ordre de deux fois la hauteur 'h' de l'appendice VG. Toutefois, des variantes avec une marge de tolérance raisonnable sont applicables à cette valeur.

25 Les appendices aérodynamiques sont dans un mode de réalisation préférentiel, implantés à une distance ' $d_{PT}$ ' de la porte latérale, distance définie comme étant de l'ordre de 1 à 5 fois la hauteur 'h' des appendices.

La figure 5 illustre un mode de réalisation du dispositif de l'invention  
30 particulièrement adapté pour le largage par porte et/ou rampe arrière (104). Dans cette configuration, désignée dans la présente description comme configuration « VGrap », le dispositif est composé d'une pluralité d'appendices aérodynamiques (502-1 à 502-n) positionnés en rampe selon une direction longitudinale du fuselage (106) et régulièrement espacés les uns des autres. Dans un mode de réalisation

préférentiel, la distance 'd<sub>VG</sub>' entre deux appendices aérodynamiques VGs est choisie comme égale à environ deux fois la hauteur 'h' de l'appendice. Toutefois, des variantes avec une marge de tolérance raisonnable sont applicables à cette valeur.

La pluralité d'appendices aérodynamiques VGs est située tout au long de la zone d'upsweep, symétriquement de part et d'autre du fuselage, le long de la porte et/ou de la rampe arrière, sur la partie fixe du fuselage, selon une position azimutale sur le fuselage, légèrement en amont de la ligne séparatrice de l'écoulement. La ligne séparatrice et les lignes de flux locales dans la zone d'implantation des rampes d'appendices aérodynamiques ont été préalablement déterminées au cours du développement de l'avion, par le biais de simulations numériques, d'essais en soufflerie ou d'essais en vol.

Avantageusement, chaque appendice étant déployable à la demande, le calage en incidence ' $\alpha$ ' de chaque appendice peut être adapté relativement aux lignes de flux locales. De manière préférentielle, le réglable de l'angle d'incidence se situe entre ' $\alpha=-20^\circ$ ' et ' $\alpha=+30^\circ$ ', la valeur dépendant de la zone d'implantation et de la mission d'aérolargage visée.

De manière avantageuse, le calage adaptatif en incidence de chacun des appendices peut être géré par des moyens logiciels sous la forme d'un algorithme prenant en compte des mesures de pression en temps réel, sur des points distribués dans la zone de pointe arrière du fuselage (112), et répartis symétriquement de part et d'autre du plan de symétrie de l'avion.

Le procédé (600) de calage de l'incidence est décrit à la figure 6. Le procédé débute (602) par l'activation du déploiement d'un appendice aérodynamique VG et son calage en incidence selon une valeur de référence initiale (602). La valeur en incidence initiale est une valeur prédéfinie avant les opérations de largage et dépendant de la mission d'aérolargage et du type d'aéronef.

Puis le procédé permet (604) de récupérer des valeurs de pression mesurées en temps réel dans la zone de pointe arrière du fuselage (112). L'homme du métier comprend que les mesures de pression peuvent être réalisées par des composants connus de type capteurs de pression. Il est à noter que le procédé est décrit pour permettre le calage en incidence d'un seul appendice aérodynamique mais qu'il est applicable pour tout ou partie des appendices implémentés. Par ailleurs, le calage peut avoir une même valeur pour l'ensemble des appendices ou être fixé à des

valeurs différentes.

Dans une étape suivante, le procédé cherche à maximiser la pression mesurée dans la zone de pointe arrière du fuselage (112), en bout d'upsweep en variant le calage en incidence des différents appendices (606). Le procédé entre dans un processus de convergence (608) qui permet de faire varier l'incidence de l'appendice VG jusqu'à atteindre la valeur maximisée de pression. Quand un maximum local de pression est obtenu en faisant varier le calage en incidence des différents VGs, le calage en incidence est considéré optimal et l'appendice VG est maintenu sur ce calage (610).

Dans un mode de réalisation, l'étape de convergence (608) vers le calage optimal de chacun des appendices consiste à faire varier l'incidence autour de la valeur de calage de référence, dans une plage de variation prédéfinie au cours d'un étalonnage initial obtenu par simulations, en soufflerie ou au cours des essais de certification.

Dans un mode alternatif, l'étape de mesure de la pression (606) consiste à mesurer la pression à l'extrados de chacun des appendices VGs et l'étape de convergence (608) consiste à faire varier l'incidence pour minimiser la pression d'extrados de l'appendice, et bloquer l'appendice dans l'orientation selon l'incidence donnant la valeur de pression minimisée.

Avantageusement, la capacité à adapter de manière robuste le calage en incidence des différents appendices aérodynamiques garantit au dispositif de l'invention une efficacité maximale malgré de possibles variations des conditions de largage, telles que la vitesse de l'avion, la dissymétrie du vent par rapport à l'avion, l'ouverture plus ou moins grande de la rampe et de la porte arrière, par exemple ou des conditions de mission, qui imposent des vitesses de largage données en fonction de l'aéronef, de l'altitude de vol, du type de matériel largué (tonnage, cadence de largage, etc.), mais aussi des conditions fortuites liées à la météo, au théâtre d'opération non forcément sécurisé (largage non nécessairement possible dans l'axe du vent dominant), etc.

L'homme de l'art appréciera que des variations puissent être apportées sur l'implémentation décrite de manière préférentielle, tout en maintenant les principes de l'invention.

## Revendications

1. Dispositif d'atténuation du sillage tourbillonnaire créé dans la zone arrière d'un aéronef, l'aéronef présentant au moins une voilure et un arrière corps ayant une forte réduction de section asymétrique vers le haut du fuselage arrière, le dispositif étant positionné en aval de la voilure de l'aéronef de manière symétrique par rapport au plan longitudinal de l'aéronef, le dispositif étant caractérisé en ce qu'il comprend au moins deux appendices aérodynamiques générateurs de vortex aptes à être déployés entre une position repliée où les appendices aérodynamiques sont repliés sensiblement dans le sens du fuselage, et une position déployée, la position déployée étant calculée pour générer des structures tourbillonnaires ayant une intensité et une trajectoire qui modifient le champ de pression local afin d'interagir avec le sillage tourbillonnaire pour l'atténuer et éloigner les tourbillons d'upsweep du plan longitudinal de l'aéronef.
2. Dispositif selon la revendication 1 dans lequel chaque appendice aérodynamique en position déployée est orienté selon un angle d'incidence ' $\alpha$ ' prédéterminé, défini par rapport aux lignes de flux locales de l'écoulement arrivant sur l'appendice aérodynamique.
3. Dispositif selon la revendication 2 dans lequel l'angle d'incidence ' $\alpha$ ' est compris entre  $-20^\circ$  et  $+30^\circ$ .
4. Dispositif selon la revendication 2 ou 3 comprenant des moyens hydrauliques ou électriques ou électrohydrauliques ou électromécaniques permettant de faire varier l'angle d'incidence ' $\alpha$ ' des appendices aérodynamiques en position déployée.
5. Dispositif selon l'une quelconque des revendications 1 à 4 comprenant des moyens hydrauliques ou électriques ou électrohydrauliques ou électromécaniques permettant de faire passer les appendices aérodynamiques d'une position à une autre position.

6. Dispositif selon l'une quelconque des revendications 1 à 5 dans lequel les appendices aérodynamiques sont de forme sensiblement en aile delta, présentant deux arêtes sensiblement perpendiculaires (b, h) dont l'une constituant la base 'b' est placée de manière adjacente à la surface de l'aéronef et dont l'autre constituant la hauteur 'h' est perpendiculaire à la surface de l'aéronef quand l'appendice est en position pleinement déployée.
7. Dispositif selon la revendication 6 dans lequel le rapport 'b/h' entre la base et la hauteur des deux arêtes de l'appendice aérodynamique est de l'ordre de deux.
8. Dispositif selon la revendication 6 ou 7 dans lequel la hauteur 'h' d'un appendice aérodynamique est comprise dans une plage allant d'environ 50% à 120% d'une épaisseur prédéfinie ' $\delta$ ' de la couche limite.
9. Dispositif selon l'une quelconque des revendications 1 à 8 dans lequel les appendices aérodynamiques sont réalisés dans un matériau analogue à celui du fuselage de l'aéronef.
10. Dispositif selon l'une quelconque des revendications 1 à 9 comprenant de plus des moyens de contrôle du déploiement desdits au moins deux appendices aérodynamiques et de l'orientation de chacun desdits au moins deux appendices.
11. Aéronef présentant un arrière corps ayant une forte réduction de section asymétrique vers le haut du fuselage arrière comprenant au moins un dispositif selon l'une quelconque des revendications 1 à 10.
12. Aéronef selon la revendication 11 comprenant au moins une porte latérale et au moins un dispositif positionné au voisinage et à l'amont de la porte latérale.

13. Aéronef selon la revendication 11 ou 12 dans lequel ledit au moins un dispositif comporte un premier appendice aérodynamique positionné à environ 1/3 de la hauteur du fuselage et un deuxième appendice aérodynamique positionné à environ 2/3 de la hauteur du fuselage.

5

14. Aéronef présentant un arrière corps ayant une forte réduction de section asymétrique vers le haut du fuselage arrière et comprenant au moins une porte et/ou rampe arrière pour largage par porte et/ou rampe arrière, l'aéronef comprenant au moins un dispositif selon l'une quelconque des revendications 1 à 10, ledit au moins  
10 un dispositif étant positionné sur le fuselage arrière le long de l'arrière corps, de chaque côté de l'aéronef le long de la porte et/ou de la rampe arrière, sur la partie fixe du fuselage, selon une position azimutale légèrement en amont de la ligne séparatrice de l'écoulement.

15 15. Aéronef selon la revendication 14 dans lequel ledit au moins un dispositif est composé d'une pluralité d'appendices aérodynamiques sensiblement alignés selon une direction longitudinale du fuselage.

16. Aéronef selon la revendication 15 dans lequel les appendices aérodynamiques  
20 sont régulièrement espacés.

17. Procédé d'atténuation du sillage tourbillonnaire créé par un aéronef présentant un arrière corps ayant une forte réduction de section asymétrique vers le haut du fuselage arrière, l'aéronef comprenant un dispositif d'atténuation du sillage tourbillonnaire selon l'une quelconque des revendications 1 à 10, le procédé comprenant les  
25 étapes de :

- déployer et orienter lesdits au moins deux appendices aérodynamiques du dispositif selon un angle d'incidence ayant une valeur initiale prédéfinie;

- mesurer la pression dans une zone de l'aéronef représentative de la présence de  
30 structures tourbillonnaires; et

- ajuster l'angle d'incidence des appendices aérodynamiques en fonction de la pression mesurée.

18. Procédé selon la revendication 17 dans lequel l'étape d'ajustement de l'angle d'incidence consiste à bloquer les appendices selon l'incidence pour laquelle la pression mesurée est maximisée.

19. Procédé selon la revendication 17 dans lequel l'étape de mesurer la pression consiste à mesurer la pression à l'extrados desdits appendices, et l'étape d'ajustement de l'angle d'incidence comprend les étapes de :

- faire varier l'angle d'incidence des appendices ;

- mesurer la pression à l'extrados pour une position donnée des appendices aérodynamiques ; et

- bloquer les appendices selon l'incidence pour laquelle la pression mesurée est minimisée.

20. Produit programme d'ordinateur, ledit programme d'ordinateur comprenant des instructions de code permettant d'effectuer les étapes du procédé selon l'une quelconque des revendications 17 à 19, lorsque ledit programme est exécuté sur un ordinateur.

21. Moyen de stockage d'informations, amovible ou non, partiellement ou totalement lisible par un ordinateur ou un microprocesseur comportant des instructions de code d'un programme d'ordinateur pour l'exécution de chacune des étapes du procédé selon l'une quelconque des revendications 17 à 19.

1/5

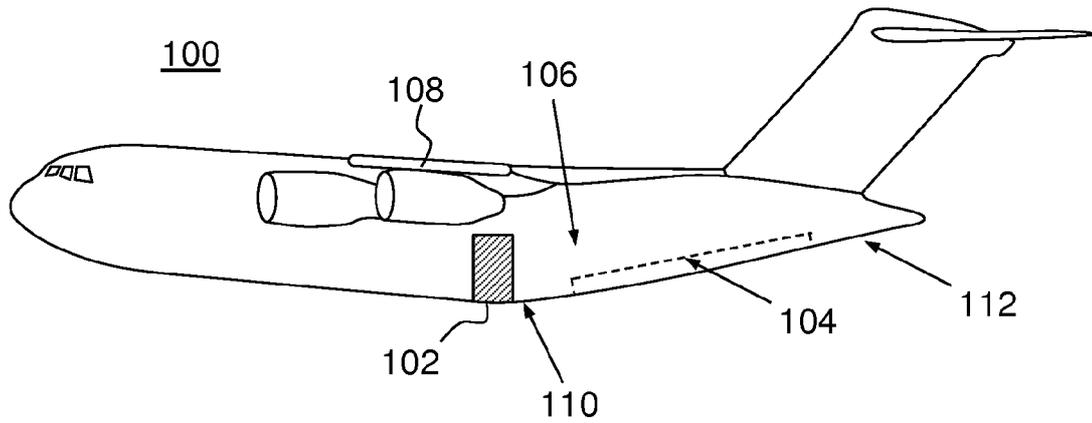


FIG. 1

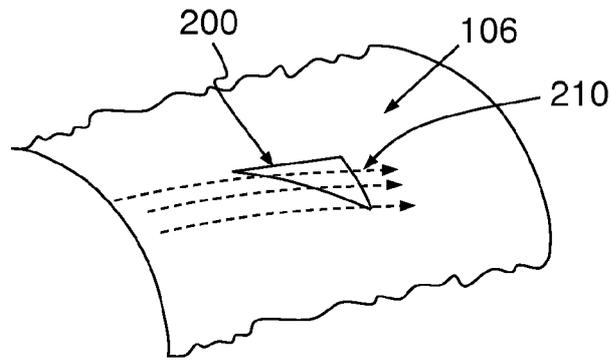


FIG. 2a

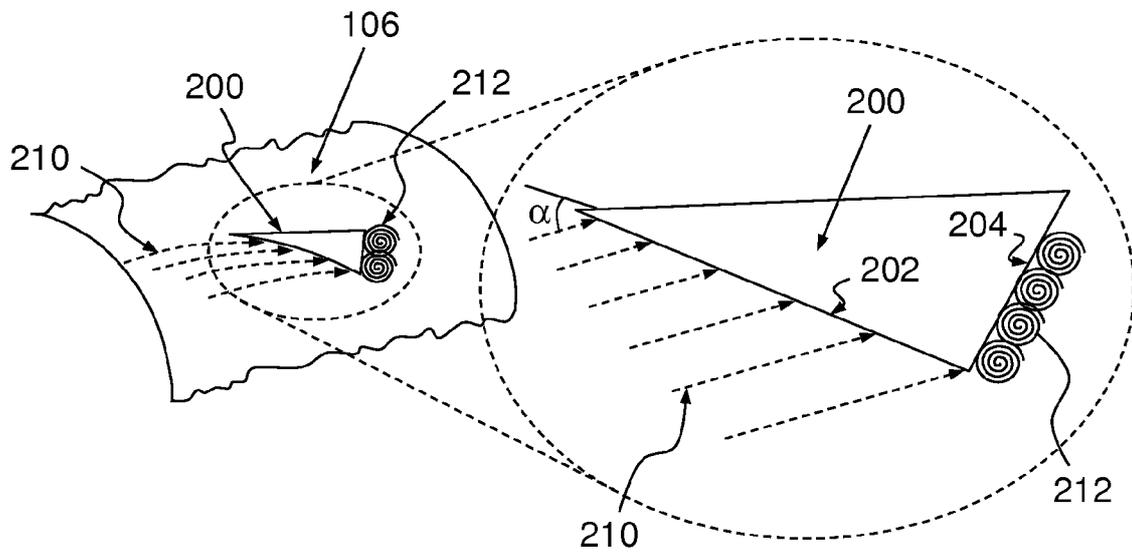


FIG. 3

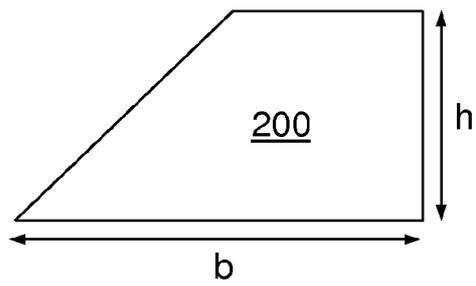
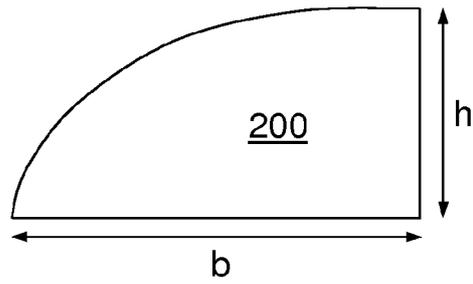
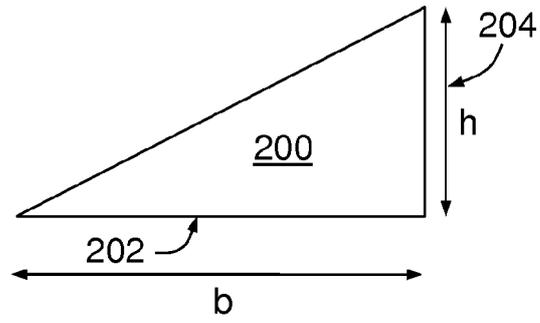


FIG.2b

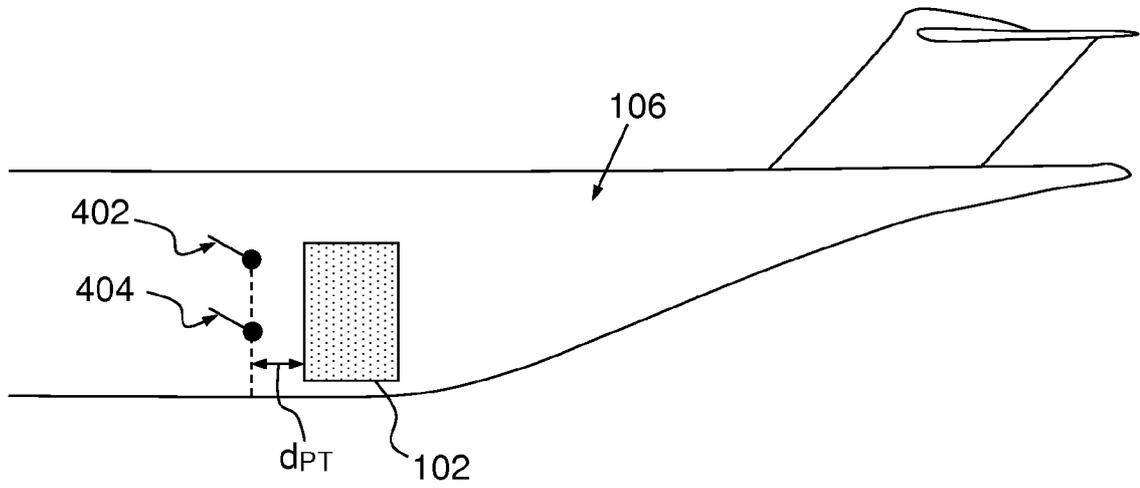


FIG. 4a

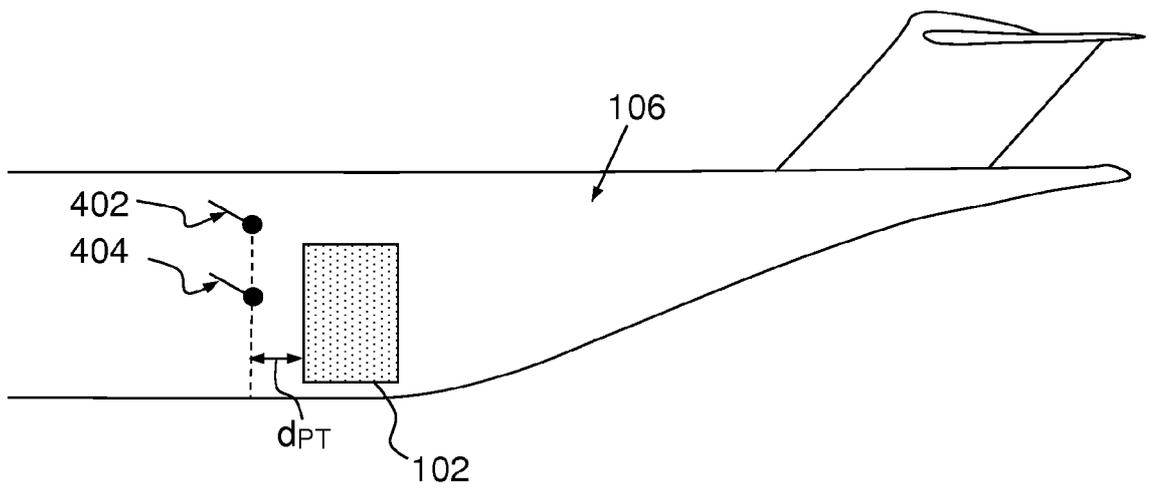


FIG. 4b

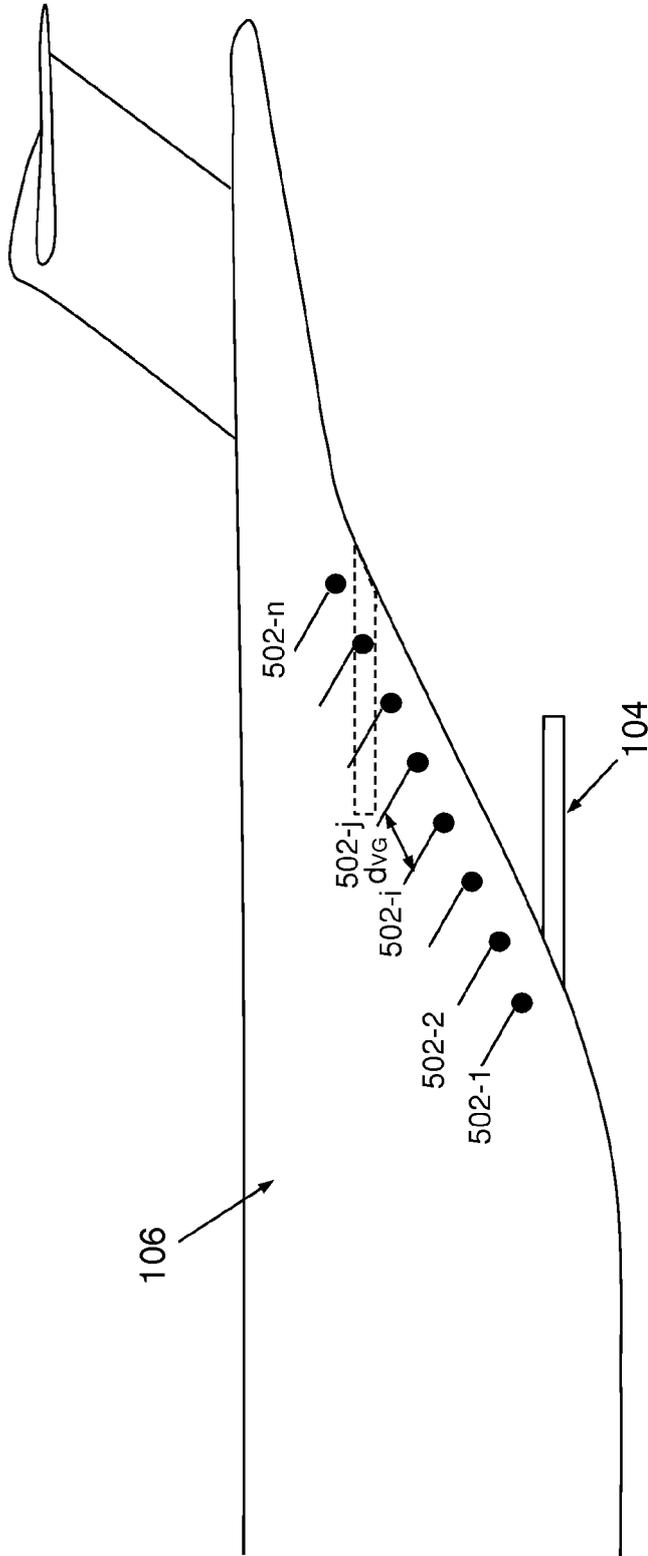


FIG.5

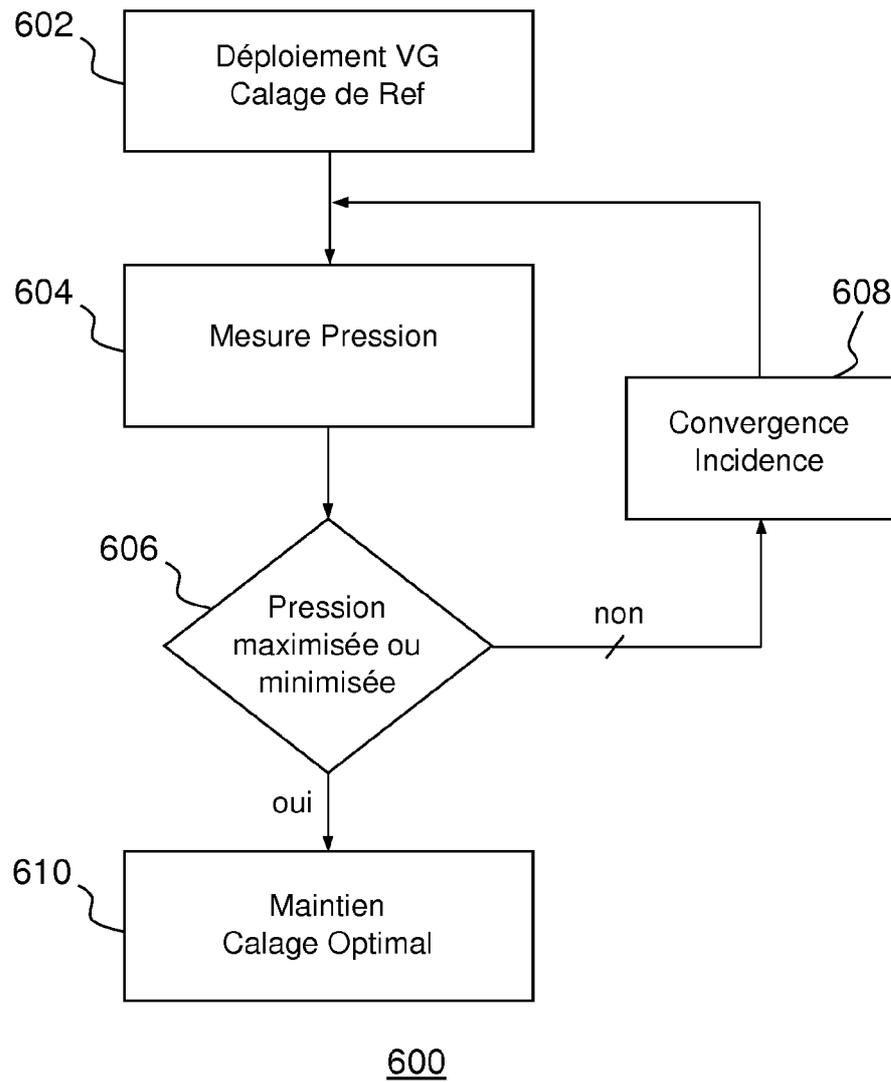


FIG.6

**INTERNATIONAL SEARCH REPORT**

International application No  
PCT/EP2017/055299

<b>A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER</b> INV. B64C9/36 ADD.		
According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC		
<b>B. FIELDS SEARCHED</b>		
Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols) B64C		
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 practicable, search terms used) EPO-Internal, WPI Data		
<b>C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT</b>		
Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
X	WO 2013/100767 A1 (DE KROES JAN LOUIS [NL]) 4 July 2013 (2013-07-04)	1-5,9-11
A	abstract; figures 1,2a,2b,2c page 10, line 26 - page 11, line 3 page 14, line 18 - line 25 -----	12-21
X	US 4 739 957 A (VESS ROBERT J [US] ET AL) 26 April 1988 (1988-04-26) abstract; figures 1-4 column 4, line 57 - column 5, line 13 -----	1-11
X	US 5 437 419 A (SCHMITZ FREDERIC H [US]) 1 August 1995 (1995-08-01) abstract; claim 1; figures 17-19 -----	1-5, 9-12,14
X	US 4 165 849 A (FOX ANTHONY [US]) 28 August 1979 (1979-08-28) abstract; claim 1; figures 1-4 -----	1-5,9-11
	-/--	
<input checked="" type="checkbox"/> Further documents are listed in the continuation of Box C. <input checked="" type="checkbox"/> 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 application or patent 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  <p align="center">28 April 2017</p>		Date of mailing of the international search report  <p align="center">10/05/2017</p>
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  <p align="center">Podratzky, Andreas</p>

**INTERNATIONAL SEARCH REPORT**

International application No PCT/EP2017/055299
---

C(Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
X	JP H08 230793 A (MITSUBISHI HEAVY IND LTD) 10 September 1996 (1996-09-10) abstract; figures 1-3 -----	1-5,9-11
X	WO 2011/002309 A1 (BLUE SKY VENTURES [NZ]; HARRIS ROBERT [NZ]) 6 January 2011 (2011-01-06) figures 30-36 -----	1-5,9-11
X	US 2005/067525 A1 (MORGENSTERN JOHN M [US] ET AL) 31 March 2005 (2005-03-31) abstract; figures 1, 2B, 2C -----	1-5,9-11

# INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International application No PCT/EP2017/055299
---

Patent document cited in search report	Publication date	Publication date	Patent family member(s)	Publication date
WO 2013100767	A1	04-07-2013	CA 2862264 A1	04-07-2013
			EP 2797812 A1	05-11-2014
			NL 2008049 C	01-07-2013
			US 2014332625 A1	13-11-2014
			WO 2013100767 A1	04-07-2013
-----				
US 4739957	A	26-04-1988	NONE	
-----				
US 5437419	A	01-08-1995	US 5437419 A	01-08-1995
			US 5478029 A	26-12-1995
-----				
US 4165849	A	28-08-1979	NONE	
-----				
JP H08230793	A	10-09-1996	NONE	
-----				
WO 2011002309	A1	06-01-2011	NONE	
-----				
US 2005067525	A1	31-03-2005	NONE	
-----				

# RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale n°  
PCT/EP2017/055299

<b>A. CLASSEMENT DE L'OBJET DE LA DEMANDE</b> INV. B64C9/36 ADD.		
Selon la classification internationale des brevets (CIB) ou à la fois selon la classification nationale et la CIB		
<b>B. DOMAINES SUR LESQUELS LA RECHERCHE A PORTE</b>		
Documentation minimale consultée (système de classification suivi des symboles de classement) B64C		
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		
<b>C. DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS</b>		
Catégorie*	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
X	WO 2013/100767 A1 (DE KROES JAN LOUIS [NL]) 4 juillet 2013 (2013-07-04) abrégé; figures 1,2a,2b,2c page 10, ligne 26 - page 11, ligne 3 page 14, ligne 18 - ligne 25 -----	1-5,9-11  12-21
A		
X	US 4 739 957 A (VESS ROBERT J [US] ET AL) 26 avril 1988 (1988-04-26) abrégé; figures 1-4 colonne 4, ligne 57 - colonne 5, ligne 13 -----	1-11
X	US 5 437 419 A (SCHMITZ FREDERIC H [US]) 1 août 1995 (1995-08-01) abrégé; revendication 1; figures 17-19 -----	1-5, 9-12,14
X	US 4 165 849 A (FOX ANTHONY [US]) 28 août 1979 (1979-08-28) abrégé; revendication 1; figures 1-4 -----	1-5,9-11
-/--		
<input checked="" type="checkbox"/> Voir la suite du cadre C pour la fin de la liste des documents		
<input checked="" type="checkbox"/> 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	Date d'expédition du présent rapport de recherche internationale	
28 avril 2017	10/05/2017	
Nom et adresse postale de l'administration chargée de la recherche internationale	Fonctionnaire autorisé	
Office Européen des Brevets, P.B. 5818 Patentlaan 2 NL - 2280 HV Rijswijk Tel. (+31-70) 340-2040, Fax: (+31-70) 340-3016	Podratzky, Andreas	

# RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale n°  
PCT/EP2017/055299

C(suite). DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS		
Catégorie*	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
X	JP H08 230793 A (MITSUBISHI HEAVY IND LTD) 10 septembre 1996 (1996-09-10) abrégé; figures 1-3 -----	1-5,9-11
X	WO 2011/002309 A1 (BLUE SKY VENTURES [NZ]; HARRIS ROBERT [NZ]) 6 janvier 2011 (2011-01-06) figures 30-36 -----	1-5,9-11
X	US 2005/067525 A1 (MORGENSTERN JOHN M [US] ET AL) 31 mars 2005 (2005-03-31) abrégé; figures 1, 2B, 2C -----	1-5,9-11

# RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Renseignements relatifs aux membres de familles de brevets

Demande internationale n°

PCT/EP2017/055299

Document brevet cité au rapport de recherche		Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
WO 2013100767	A1	04-07-2013	CA 2862264 A1	04-07-2013
			EP 2797812 A1	05-11-2014
			NL 2008049 C	01-07-2013
			US 2014332625 A1	13-11-2014
			WO 2013100767 A1	04-07-2013
-----				
US 4739957	A	26-04-1988	AUCUN	
-----				
US 5437419	A	01-08-1995	US 5437419 A	01-08-1995
			US 5478029 A	26-12-1995
-----				
US 4165849	A	28-08-1979	AUCUN	
-----				
JP H08230793	A	10-09-1996	AUCUN	
-----				
WO 2011002309	A1	06-01-2011	AUCUN	
-----				
US 2005067525	A1	31-03-2005	AUCUN	
-----				