

(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
28 juillet 2016 (28.07.2016)

WIPO | PCT

(10) Numéro de publication internationale
WO 2016/116700 A1

(51) Classification internationale des brevets :
F23R 3/14 (2006.01) F23N 1/02 (2006.01)
F23R 3/30 (2006.01)

(21) Numéro de la demande internationale :
PCT/FR2016/050107

(22) Date de dépôt international :
20 janvier 2016 (20.01.2016)

(25) Langue de dépôt : français

(26) Langue de publication : français

(30) Données relatives à la priorité :
15 50444 20 janvier 2015 (20.01.2015) FR

(71) Déposant : SNECMA [FR/FR]; 2 boulevard du Général
Martial Valin, 75015 Paris (FR).

(72) Inventeurs : MERY, Yoann; c/o Snecma PI (AJI), Rond-
Point René Ravaud-Réau, 77550 Moissy Cramayel Cedex
(FR). BIDART, Olivier; c/o Snecma PI (AJI), Rond-Point
René Ravaud-Réau, 77550 Moissy Cramayel Cedex (FR).
LEPAROUX, Julien; c/o Snecma PI (AJI), Rond-Point
René Ravaud-Réau, 77550 Moissy Cramayel Cedex (FR).

(74) Mandataire : GUERRE, Fabien; Brevalex, 95 rue d'Am-
sterdam, 75378 Paris Cedex 8 (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, 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, KN, KP, KR,
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,
SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ,
GW, KM, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

[Suite sur la page suivante]

(54) Title : FUEL INJECTION SYSTEM FOR AIRCRAFT TURBOMACHINE, COMPRISING A VARIABLE SECTION AIR THROUGH DUCT

(54) Titre : SYSTEME D'INJECTION DE CARBURANT POUR TURBOMACHINE D'AERONEF, COMPRENANT UN CANAL DE TRAVERSEE D'AIR A SECTION VARIABLE

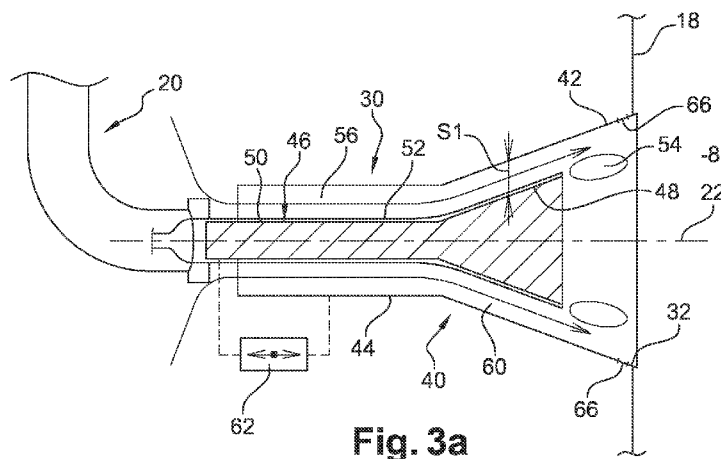


Fig. 3a

(57) Abstract : The invention relates to an assembly comprising an injection system (30) and an injector (20) for an aircraft turbo-machine combustion chamber (8), the system (30) comprising an aerodynamic bowl (40) comprising a first end widening toward the downstream end (42) and centred on a central axis (22) of the injection system, this also comprising a central body (46) along which a film of fuel (52) is intended to flow in the downstream direction. According to the invention, the central body (46) comprises a second end widening toward the downstream end (48), the first and second widening ends (42, 48) between them delimiting an air through duct (60) and the system (30) comprises motion inducing means (62) allowing a relative movement between the first widening end (42) which is stationary and the second widening end (48), along the central axis (22) of the injection system, by moving the central body (46) relative to the injector (20).

(57) Abrégé :

[Suite sur la page suivante]



WO 2016/116700 A1



Publiée :

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

L'invention se rapporte à un ensemble comportant un système d'injection (30) et un injecteur (20) pour chambre de combustion (8) de turbomachine d'aéronef, le système (30) comprenant un bol aérodynamique (40) comportant une première extrémité évasée vers l'aval (42) et centrée sur un axe central (22) du système d'injection, celui-ci comportant également un corps central (46) le long duquel un film de carburant (52) est destiné à circuler vers l'aval. Selon l'invention, le corps central (46) comporte une seconde extrémité évasée vers l'aval (48), les première et seconde extrémités évasées (42, 48) délimitant entre elles un canal de traversée d'air (60), et le système (30) comporte des moyens de mise en mouvement (62) permettant un déplacement relatif entre la première extrémité évasée fixe (42) et la seconde extrémité évasée (48), selon l'axe central (22) du système d'injection, par mise en mouvement du corps central (46) relativement à l'injecteur (20).

**SYSTEME D'INJECTION DE CARBURANT POUR TURBOMACHINE D'AERONEF,
COMPRENANT UN CANAL DE TRAVERSEE D'AIR A SECTION VARIABLE**

5

DESCRIPTION

DOMAINE TECHNIQUE

La présente invention se rapporte au domaine des chambres de combustion pour turbomachines d'aéronef, de préférence pour des turboréacteurs.

Elle se rapporte plus précisément aux systèmes d'injection équipant la chambre de combustion, ces systèmes d'injection ayant pour fonction principale de mélanger l'air au carburant délivré par les injecteurs.

ÉTAT DE LA TECHNIQUE ANTÉRIEURE

Les systèmes d'injection font l'objet de nombreux développements. Leur conception est sans cesse optimisée de façon à améliorer leurs performances en allumage au sol, en rallumage en altitude, ou encore en extinction. Il est également recherché à limiter autant que possible la pollution au ralenti, qui est étroitement liée à la capacité du système d'injection à atomiser et mélanger le carburant injecté avec l'air. De tels systèmes d'injection aérodynamiques sont connus des documents FR 2 875 585, ou encore des documents FR 2 685 452 et FR 2 832 493.

Néanmoins, l'obtention de performances optimales pour certains points de fonctionnement de la turbomachine, passe par des contraintes de dimensionnement qui peuvent se révéler inadaptées pour d'autres points de fonctionnement, dans lesquels les performances globales sont alors réduites. En effet, les contraintes de dimensionnement pour le fonctionnement au plein gaz et en croisière peuvent fortement différer de celles du fonctionnement à bas régime. Par exemple, une perte de charge importante de l'air à travers le système d'injection est avantageuse pour atomiser et mélanger le carburant au ralenti, afin d'augmenter la stabilité de la flamme. Cependant,

cette perte de charge devient pénalisante en termes de consommation spécifique en fonctionnement au plein gaz et en croisière.

EXPOSÉ DE L'INVENTION

L'invention a ainsi pour but de remédier au moins partiellement aux inconvénients relatifs aux réalisations de l'art antérieur.

Pour ce faire, l'invention a pour objet un ensemble comprenant un système d'injection pour chambre de combustion de turbomachine d'aéronef, ainsi qu'un injecteur de carburant coopérant avec le système d'injection, cet ensemble étant conforme à la revendication 1.

L'invention est tout d'abord remarquable en ce qu'elle permet de faire varier la longueur du film de carburant qui épouse le corps central du système d'injection, en fonction de l'étendue de sortie de ce système d'injection dans le bol aérodynamique. Cette capacité à faire varier la longueur du film de carburant influe avantageusement sur la stabilité de la flamme, qui peut ainsi être satisfaisante pour tous les régimes moteur.

De plus, l'invention introduit un degré de liberté supplémentaire dans la conception du système d'injection, en permettant de faire varier la section de passage du canal de traversée d'air défini entre les première et seconde extrémités évasées coaxiales. Grâce à cette particularité, la géométrie du système d'injection peut être adaptée en fonction des points de fonctionnement de la turbomachine, ce qui contribue également à l'obtention de performances accrues pour l'ensemble des régimes moteur. En particulier, le fait de pouvoir faire varier la section de passage du canal de traversée d'air permet d'influencer la richesse du mélange air-carburant, qui impacte directement la stabilité de ce mélange. En outre, cette faculté de variation de la section de passage du canal de traversée d'air permet d'influencer l'atomisation du carburant, qui se produit en sortie de la seconde extrémité évasée du corps central. Avantageusement, le phénomène d'atomisation présente un impact direct sur la stabilité de la chambre de combustion, sur la capacité d'allumage au sol et de rallumage en altitude, ou encore sur les émissions polluantes en régime de ralenti. L'ensemble de ces paramètres peuvent ainsi être optimisés pour tous les points de fonctionnement de la turbomachine, grâce au degré de

liberté de mouvement introduit dans la conception du système d'injection selon l'invention.

L'invention présente de préférence au moins l'une des caractéristiques optionnelles suivantes, prises isolément ou en combinaison.

5 Lesdites première et seconde extrémités évasées sont de forme tronconique et délimitent entre elles un canal tronconique de traversée d'air, de section variable en fonction d'une position relative axiale entre lesdites première et seconde extrémités évasées. Néanmoins, d'autres formes évasées non tronconiques peuvent être retenues, sans sortir du cadre de l'invention.

10 Le système d'injection comporte une structure intermédiaire agencée radialement entre une base du corps central et une base du bol aérodynamique, ladite structure intermédiaire délimitant avec la base du corps central un canal axial d'écoulement du film de carburant en direction de ladite seconde extrémité évasée du corps central.

15 La base du bol aérodynamique comporte deux parois concentriques entre lesquelles est agencée une vrille d'introduction d'air entre les deux parois concentriques.

Lesdits moyens de mise en mouvement comprennent un moteur, par exemple un moteur linéaire.

20 Ladite première extrémité évasée du bol aérodynamique est percée de trous d'introduction d'air dans un foyer de combustion délimité par ce bol.

L'invention a également pour objet une chambre de combustion de turbomachine d'aéronef comprenant un fond de chambre percé d'ouvertures espacées les unes des autres, la chambre de combustion comprenant, associé à chaque ouverture
25 du fond de chambre, un ensemble tel que décrit ci-dessus.

Enfin, l'invention a pour objet une turbomachine d'aéronef comprenant une telle chambre de combustion.

D'autres avantages et caractéristiques de l'invention apparaîtront dans la description détaillée non limitative ci-dessous.

BRÈVE DESCRIPTION DES DESSINS

L'invention pourra être mieux comprise à la lecture de la description détaillée qui va suivre, d'exemples de mise en œuvre non limitatifs de celle-ci, ainsi qu'à l'examen des dessins annexés parmi lesquels ;

- 5 - la figure 1 représente une vue schématique en coupe longitudinale d'un turboréacteur selon l'invention ;
- la figure 2 représente une vue en demi-coupe longitudinale de la chambre de combustion du turboréacteur montré sur la figure précédente ;
- les figures 3a et 3b représentent des vues de principe d'un système d'injection équipant la chambre de combustion montrée sur la figure précédente, respectivement dans deux positions distinctes du corps central de ce système d'injection ;
- 10 - les figures 4a et 4b représentent des vues d'un système d'injection selon un mode de réalisation préféré de l'invention, respectivement dans deux positions distinctes du corps central de ce système d'injection ; et
- 15 - la figure 5 représente une similaire à celles des figures 4a et 4b, sur laquelle il a été partiellement schématisé les trajets de l'air et du carburant à travers le système d'injection.

EXPOSÉ DÉTAILLÉ DE MODES DE RÉALISATION PARTICULIERS

En référence tout d'abord à la figure 1, il est représenté une turbomachine 1 d'aéronef, selon un mode de réalisation préféré de l'invention. Il s'agit ici d'un turboréacteur à double flux et à double corps. Néanmoins, il pourrait s'agir d'une turbomachine d'un autre type, par exemple un turbopropulseur, sans sortir du cadre de l'invention.

La turbomachine 1 présente un axe longitudinal 3 autour duquel s'étendent ses différents composants. Elle comprend, d'amont en aval selon une direction principale d'écoulement des gaz à travers cette turbomachine, une soufflante 2, un compresseur basse pression 4, un compresseur haute pression 6, une chambre de combustion 8, une turbine haute pression 10 et une turbine basse pression 12. De manière classique, cette turbomachine 1 est commandée par une unité de commande 13,

uniquement représentée schématiquement. Cette unité 13 permet notamment de commander les différents points de fonctionnement de la turbomachine.

Une partie de la chambre de combustion 8 est reproduite de façon plus détaillée sur la figure 2. Elle présente en particulier une virole extérieure 14 centrée sur l'axe 3, une virole intérieure 16 également centrée sur ce même axe, et un fond de chambre 18 reliant les deux viroles à leur extrémité amont. Des injecteurs de carburant 20 sont régulièrement répartis sur le fond de chambre, selon la direction circonférentielle (un seul injecteur étant visible sur la figure 2). Chacun d'eux présente un nez d'injecteur 21, orienté selon un axe principal 22 légèrement incliné par rapport à l'axe 3. A cet égard, il est indiqué que cet axe 22 est parallèle à la direction principale d'écoulement du flux 24 à travers la chambre.

A chaque injecteur 20 est associé un système d'injection 30, représenté schématiquement sur la figure 2. Le système d'injection 30 coopère en amont avec le nez d'injecteur 21, tandis qu'il débouche en aval dans la chambre de combustion 8. Le système d'injection 30 est logé dans une ouverture 32 pratiquée à travers le fond de chambre 18. Ainsi, sur cette chambre, il est prévu plusieurs ouvertures 32 espacées circonférentiellement les unes des autres, et chacune associée à un système d'injection 30 dont l'axe central correspond à l'axe 22.

Les figures 3a et 3b montrent le principe du système d'injection 30 selon l'invention. Ce système 30, du type système d'injection aérodynamique, comporte tout d'abord une paroi extérieure formée par un bol aérodynamique 40, équipé d'une première extrémité évasée vers l'aval 42, dite partie divergente. Cette extrémité évasée 42 est de forme tronconique, d'axe 22. En aval, le bol comporte une base 44 également centrée sur l'axe 22. En outre, le système 30 comprend un corps central 46 plein au moins logé en partie à l'intérieur de l'espace défini par le bol 40. Le corps 46 est équipé d'une seconde extrémité évasée vers l'aval 48, dite partie divergente. Cette extrémité évasée 48 est de forme tronconique, d'axe 22. En aval, le corps comporte une base 50 également centrée sur l'axe 22, et agencée à l'intérieur de la base 44 précitée.

De manière connue, l'injecteur 20 coopère avec le système d'injection 30 de façon à ce qu'un film de carburant chemine le long du corps central 46, vers l'aval.

Le film de carburant 52 circule ainsi vers l'aval sur la surface extérieure de la base 50 et de l'extrémité évasée 48 du corps central 46. A la sortie de ce corps, grâce à la forme divergente, le film 52 est atomisé ce qui lui permet d'accrocher la flamme 54 située à l'intérieur de la chambre. De plus, la recirculation formée en bout de cette partie divergente 48 permet de stabiliser la flamme et d'augmenter ainsi les performances en extinction du foyer. En outre, l'extrémité évasée 42 comporte une rangée annulaire de trous 66 d'introduction d'air dans le foyer de combustion. Ces trous se situent à proximité d'une bride de fixation (non représentée) permettant de fixer le bol sur le fond de chambre 18, dans l'ouverture associée 32.

La conception retenue met donc en œuvre une circulation d'un film de carburant 52 le long du corps central 46 du système d'injection, comme cela est par exemple de l'art antérieur. Cette conception à injection de film de carburant diffère de la conception dite à « spray » dans laquelle le carburant est injecté via une vrille, permettant également le passage de l'air. Du fait du passage du carburant dans la vrille, sous forme de spray, la perméabilité à l'air du système d'injection se trouve modifiée. En revanche, dans l'invention, l'air est destiné à circuler au travers du système d'injection 30 via un canal de traversée d'air 56 délimité entre le bol 40 et le corps central 46. Cette circulation, initiée de préférence par une vrille (non représentée sur les figures 3a et 3b), n'est pas perturbée par le film de carburant 48 circulant seulement sur la paroi intérieure de ce canal 56.

En particulier, au niveau des extrémités évasées 42, 48, il est défini un canal tronconique de traversée d'air 60 constituant la partie aval du canal 56 précité. Le canal tronconique 60 est centré sur l'axe 22 et présente une section transversale référencée S1 sur la figure 3a. L'une des particularités de l'invention réside dans le fait que le système d'injection intègre un degré de liberté de mouvement permettant de faire varier la section transversale du canal tronconique 60, en fonction des besoins rencontrés.

Plus précisément, le système d'injection 30 comporte des moyens de mise en mouvement 62, permettant un déplacement relatif entre les première et seconde extrémités évasées 42, 48, selon l'axe 22. Ces moyens 62 sont de type

conventionnel, par exemple intégrant un moteur linéaire, ou un électroaimant. Ils sont commandés par l'unité 13, et permettent de mettre en mouvement le corps central 46 à l'intérieur du bol 40, ce dernier étant fixe par rapport au fond de chambre 18 et à l'injecteur 20. Aussi, en fonction de la position relative axiale entre les premières et seconde extrémités évasées 42, 48, la section transversale du canal 60 varie. Sur la figure 5 3b, cette section référencée S2 est plus faible que la section S1 de la figure 3a, car le corps central 46 a été déplacé vers l'amont par les moyens 62.

Le fait de pouvoir faire varier la section de passage du canal 60 permet d'influencer la richesse du mélange air-carburant, qui impacte directement la stabilité de ce mélange. Cette faculté de variation de la section de passage du canal de traversée d'air 10 permet d'influencer l'atomisation du carburant, qui se produit en sortie de la seconde extrémité évasée du corps central. En effet, l'atomisation peut être caractérisée par le rapport des quantités de mouvements d'air et de carburant, et donc directement dépendante de la section de passage du canal de traversée d'air. Cette atomisation peut 15 également varier en fonction de la longueur du film de carburant 52 épousant extérieurement le corps central 46, cette longueur étant plus importante dans la position de la figure 3a que dans la position de la figure 3b sur laquelle le corps central 46 est en retrait, vers l'amont.

Avantageusement, le phénomène d'atomisation présente un impact direct sur la stabilité de la chambre de combustion, sur la capacité d'allumage au sol et de rallumage en altitude, ou encore sur les émissions polluantes en régime de ralenti. L'ensemble de ces paramètres peuvent ainsi être optimisés pour tous les points de fonctionnement de la turbomachine. Par exemple, une perte de charge importante de l'air à travers le système d'injection est avantageuse pour atomiser et mélanger le 20 carburant au ralenti, afin d'augmenter la stabilité de la flamme. La position de la figure 3b, avec la section réduite S2, sera donc préférée pour ce régime de ralenti de la turbomachine. En revanche, pour limiter les pertes en termes de consommation spécifique, la position de la figure 3a sera préférentiellement retenue pour les régimes de plein gaz et de croisière.

En référence à présent aux figures 4a et 4b, il est représenté le système d'injection 30 selon un mode de réalisation préféré de l'invention. Sur ces figures, les éléments portant les mêmes références numériques que des éléments des figures de principe 3a et 3b, correspondent à des éléments identiques ou similaires. Pour des
5 raisons de clarté, les moyens de mise en mouvement 62 du corps principal 46 n'ont pas été représentés sur ces figures 4a et 4b. Néanmoins, ces moyens 62 sont bien évidemment prévus et commandés pour déplacer le corps principal 46 de la position de la figure 4a à celle de la figure 4b, et inversement.

Aussi, dans ce mode de réalisation préféré, le système d'injection 30
10 comporte une structure intermédiaire 70, agencée radialement entre la base 50 du corps central 46 et la base 44 du bol 40. C'est relativement à cette structure intermédiaire 70 que le corps principal 46 est capable d'être déplacé axialement entre les deux positions des figures 4a et 4b, la structure 70 restant quant à elle fixe relativement à l'injecteur 20 et le bol 40.

15 La structure intermédiaire 70 délimite avec la surface extérieure de la base 50 un canal annulaire axial 72 d'écoulement du film de carburant 52, en direction de la seconde extrémité évasée 48 du corps central 46. C'est en effet ce canal 72 qui est alimenté de façon connue par l'injecteur 20 et qui permet de générer le film de carburant 52 de faible épaisseur le long du corps central 46, avant de rencontrer l'air introduit dans
20 le système d'injection. Dans le mode de réalisation préféré représenté, le carburant contourne l'extrémité amont du corps central plein 46 avant d'épouser la paroi extérieure de celui-ci délimitant intérieurement le canal annulaire axial 72.

La base 44 du bol 40 comporte ici deux parois concentriques 44a, 44b entre lesquelles est agencée une grille 76 d'introduction d'air entre les deux parois
25 concentriques, cette grille étant à caractère axial ou radial. L'air provenant de la grille 76 et circulant entre les deux parois externe et interne 44a, 44b, rejoint ensuite le canal tronconique 60 dans lequel le film de carburant 52 lèche la surface extérieure de l'extrémité tronconique 48 du corps central 46. La paroi interne 44b entoure la structure intermédiaire 70, de manière à délimiter entre elles un canal 80 débouchant vers l'aval.

Dans ce mode de réalisation préféré, le canal 80 n'est pas destiné à être traversé par un flux d'air.

5 Dans le canal 60 de plus grande largeur que celle du canal 72 dans lequel le film de carburant 52 est créé, ce dernier reste confiné le long de la surface latérale de l'extrémité tronconique 48 du corps central 46, grâce au passage de l'air 82 dans ce même canal 60.

A cet égard, il est noté que la partie grisée 52 la plus foncée de la figure 5 représente le trajet du carburant depuis l'injecteur 20 jusqu'à la flamme 54, tandis que la partie grisée la plus claire 82 représente le flux d'air.

10 Bien entendu, diverses modifications peuvent être apportées par l'homme du métier à l'invention qui vient d'être décrite sans sortir du cadre de l'exposé de l'invention.

15

REVENDICATIONS

1. Ensemble comprenant un système d'injection (30) pour chambre de combustion (8) de turbomachine d'aéronef ainsi qu'un injecteur de carburant (20) coopérant avec ledit système d'injection (30), ce dernier comprenant un bol aérodynamique (40) fixe par rapport à l'injecteur (20) et comportant une première extrémité évasée vers l'aval (42) et centrée sur un axe central (22) du système d'injection, celui-ci comportant également un corps central (46) le long duquel un film de carburant (52) est destiné à circuler vers l'aval,

caractérisé en ce que le corps central (46) comporte une seconde extrémité évasée vers l'aval (48) et centrée sur l'axe central (22) du système d'injection, lesdites première et seconde extrémités évasées (42, 48) délimitant entre elles un canal de traversée d'air (60), et en ce que le système (30) comporte des moyens de mise en mouvement (62) permettant un déplacement relatif entre lesdites première et seconde extrémités évasées (42, 48), selon l'axe central (22) du système d'injection, par mise en mouvement du corps central (46) relativement à l'injecteur (20).

2. Ensemble selon la revendication 1, caractérisé en ce que lesdites première et seconde extrémités évasées (42, 48) sont de forme tronconique et en ce que qu'elles délimitent entre elles un canal tronconique de traversée d'air (60), de section variable en fonction d'une position relative axiale entre lesdites première et seconde extrémités évasées (42, 48).

3. Ensemble selon la revendication 1 ou la revendication 2, caractérisé en ce que le système d'injection comporte une structure intermédiaire (70) agencée radialement entre une base (50) du corps central (46) et une base (44) du bol aérodynamique (40), ladite structure intermédiaire (70) délimitant avec la base (50) du corps central (46) un canal axial (72) d'écoulement du film de carburant (52) en direction de ladite seconde extrémité évasée (48) du corps central.

4. Ensemble selon la revendication 3, caractérisé en ce que la base (44) du bol aérodynamique (40) comporte deux parois concentriques (44a, 44b) entre lesquelles est agencée une vrille (76) d'introduction d'air entre les deux parois concentriques.

5

5. Ensemble selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce que les moyens de mise en mouvement (62) comprennent un moteur.

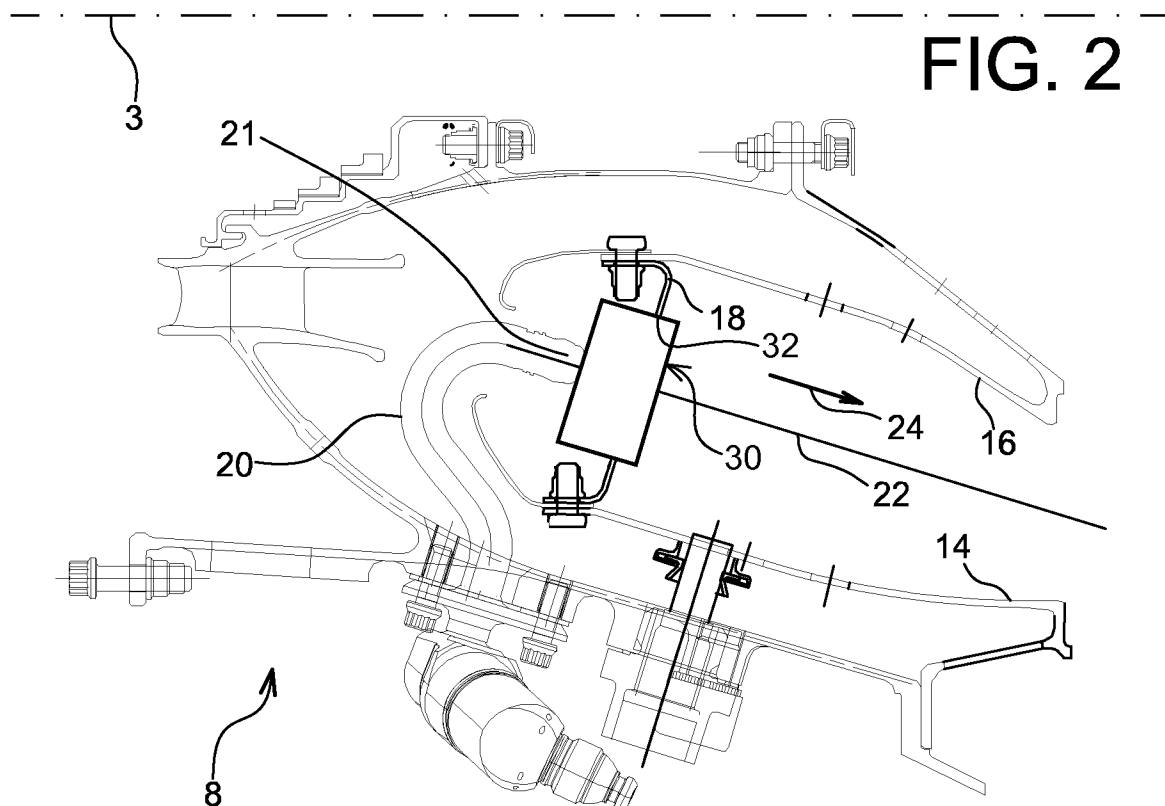
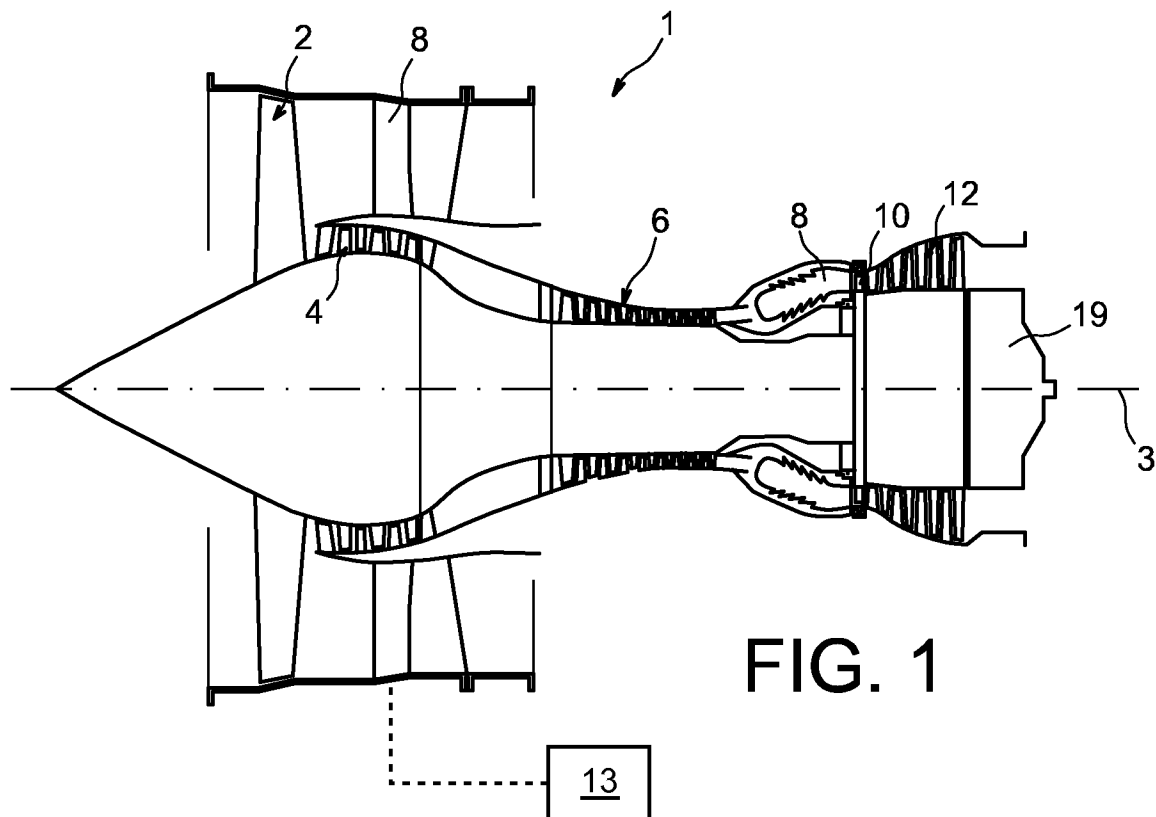
6. Ensemble selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce que ladite première extrémité évasée (42) du bol aérodynamique (40) est percée de trous (66) d'introduction d'air dans un foyer de combustion délimité par ce bol.

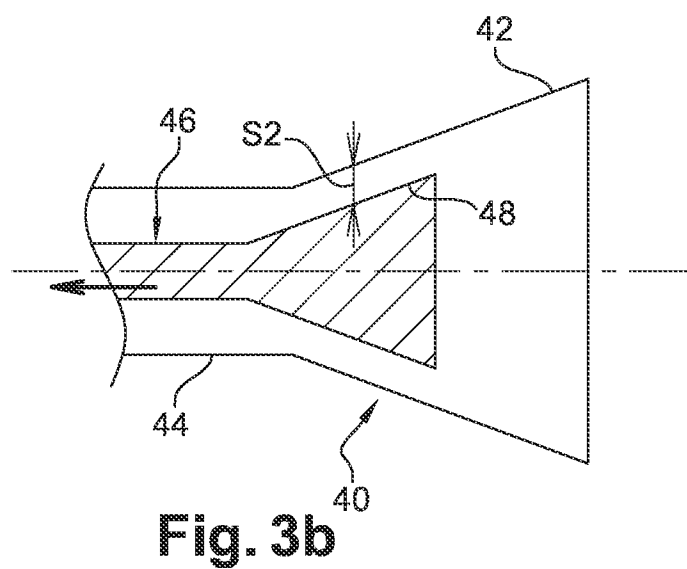
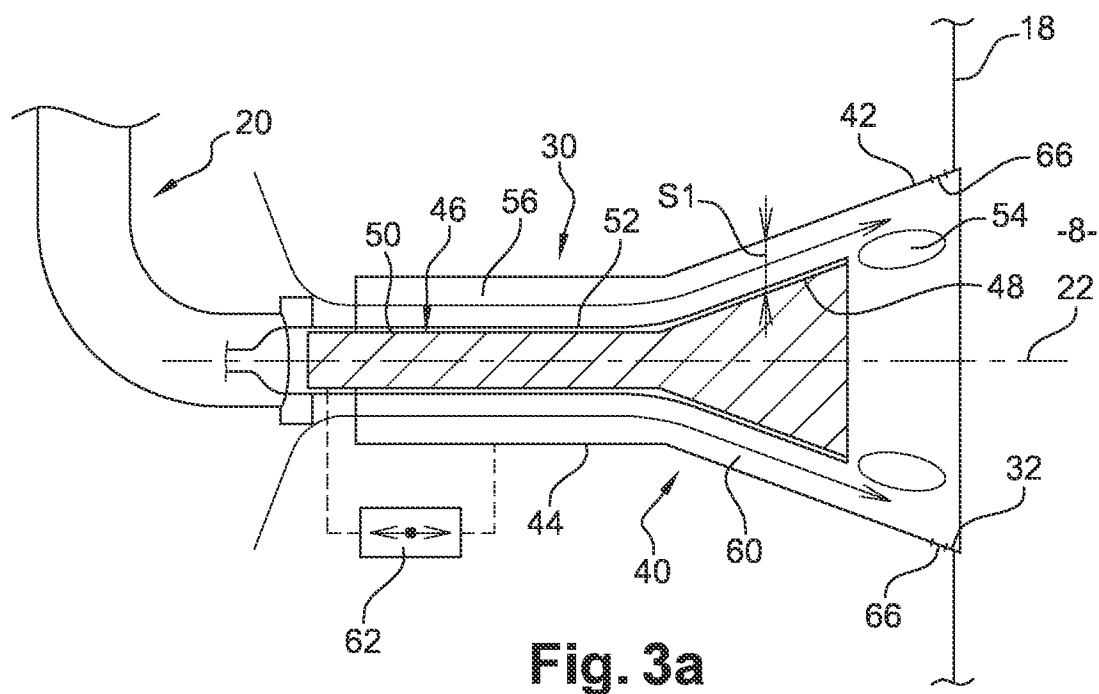
7. Chambre de combustion (8) de turbomachine d'aéronef comprenant un fond de chambre (18) percé d'ouvertures (32) espacées les unes des autres, la chambre de combustion comprenant, associé à chaque ouverture (32) du fond de chambre (18), un ensemble selon l'une quelconque des revendications précédentes.

8. Turbomachine (1) d'aéronef comprenant une chambre de combustion (8) selon la revendication précédente.

25

1 / 4





3/4

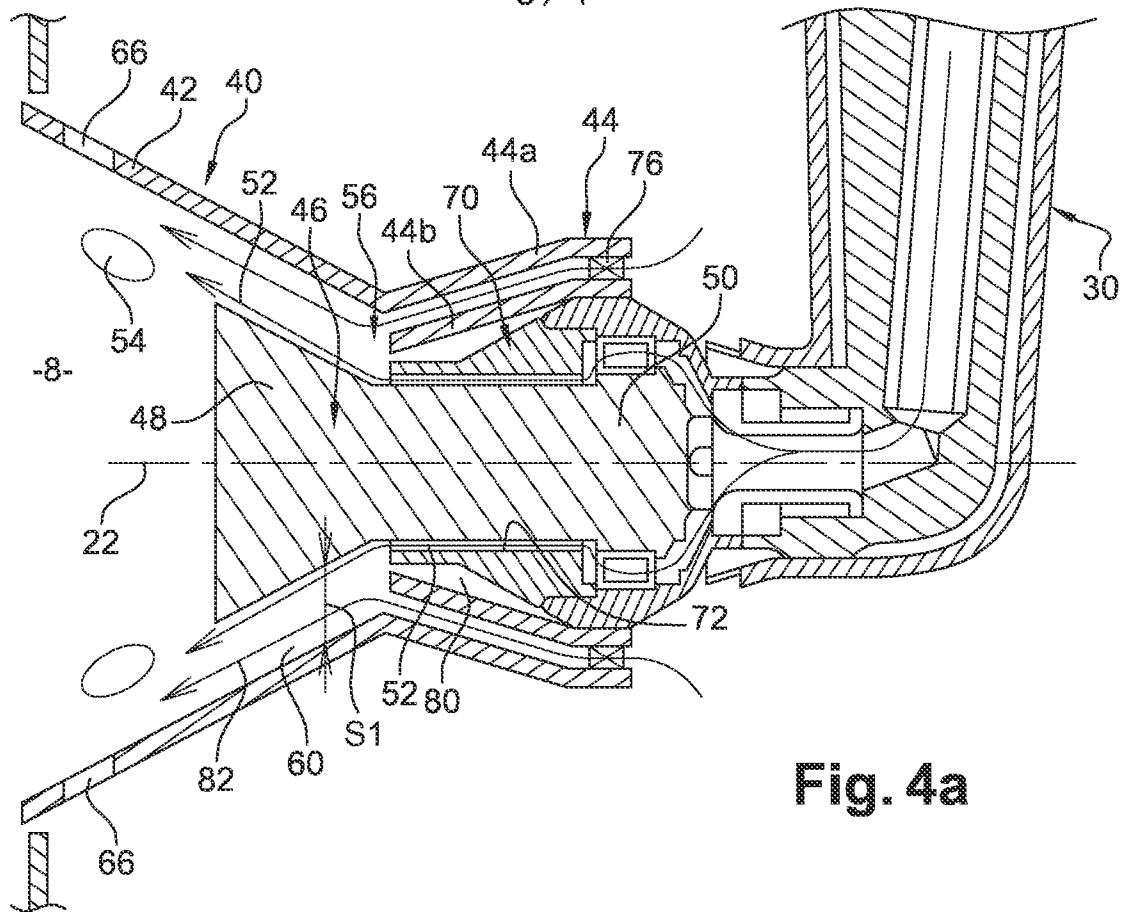


Fig. 4a

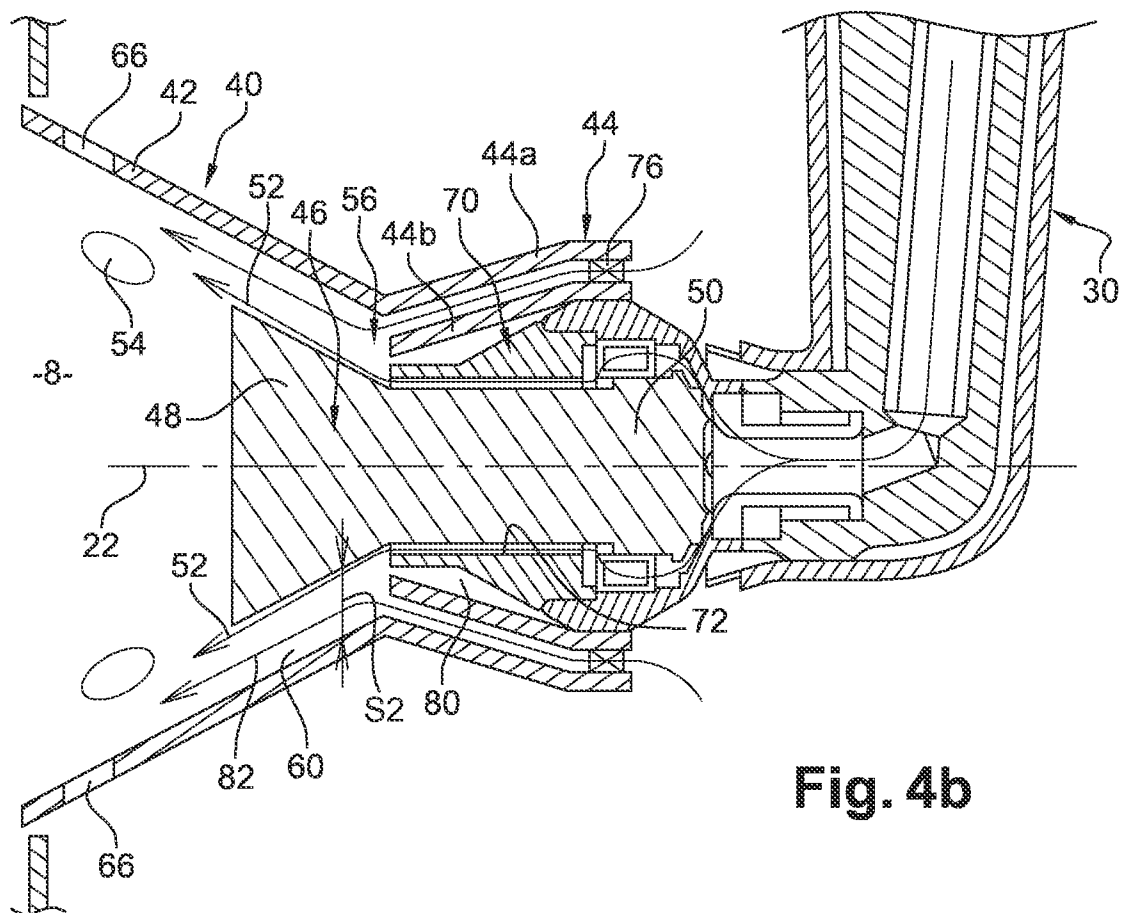


Fig. 4b

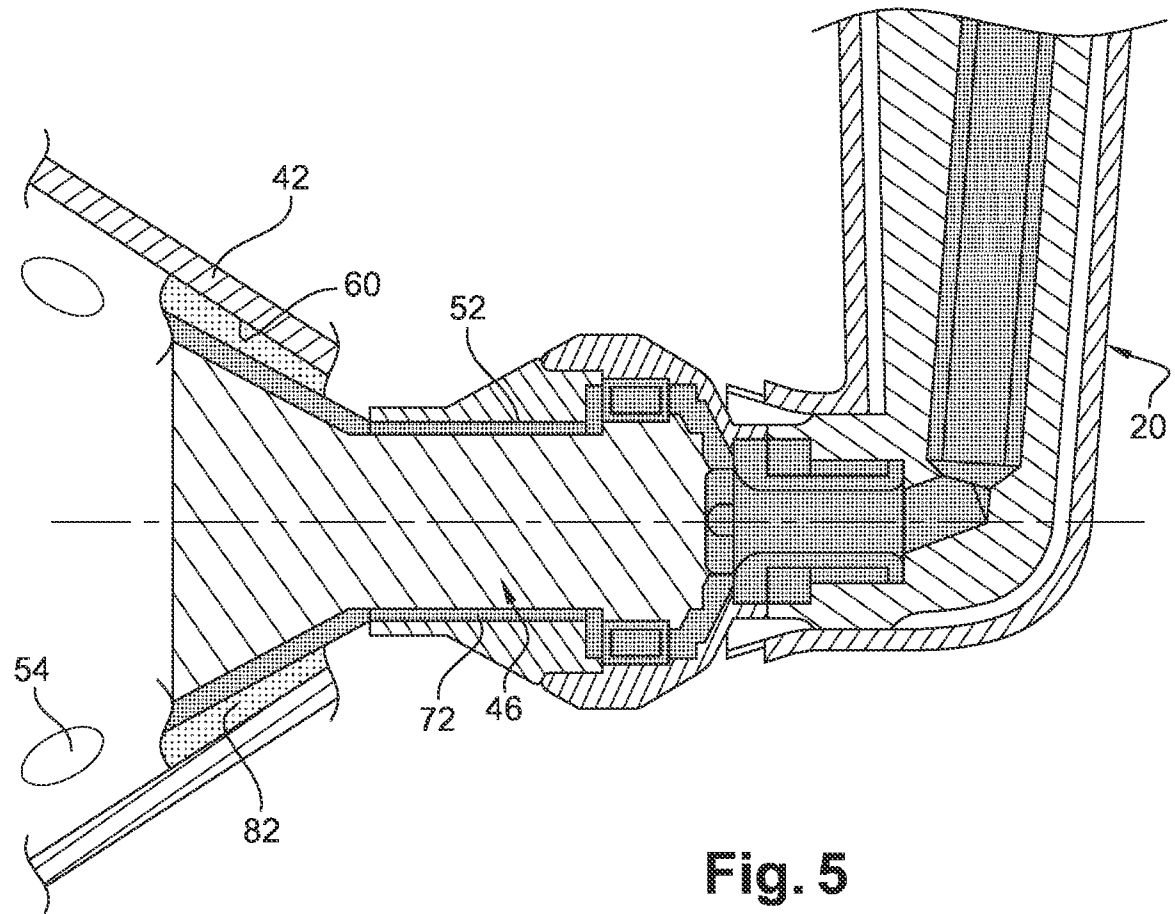


Fig. 5

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No
PCT/FR2016/050107

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER
INV. F23R3/14 F23R3/30 F23N1/02
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)
F23D F23R

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

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	US 4 679 512 A (SKOOG KURT [SE]) 14 July 1987 (1987-07-14) column 3, line 38 - column 4, line 30 column 5, lines 47-64 figure 1	1-4
A	FR 2 406 726 A1 (ROLLS ROYCE [GB]) 18 May 1979 (1979-05-18) page 5, lines 4-11 page 6, line 27 - page 7, line 9 figures 1, 3, 5	1,2,6-8
A	US 5 217 363 A (BRAIS NORMAND [CA] ET AL) 8 June 1993 (1993-06-08) figures 1, 3	1,2,5



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 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

23 March 2016

Date of mailing of the international search report

06/04/2016

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

Vogl, Paul

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International application No

PCT/FR2016/050107

Patent document cited in search report		Publication date	Patent family member(s)	Publication date
US 4679512	A	14-07-1987	AU 5719786 A	27-11-1986
			CN 86103365 A	24-12-1986
			DE 3518080 A1	20-11-1986
			DK 229786 A	21-11-1986
			EP 0202443 A2	26-11-1986
			FI 861942 A	21-11-1986
			JP H0454843 B2	01-09-1992
			JP S6284216 A	17-04-1987
			US 4679512 A	14-07-1987

FR 2406726	A1	18-05-1979	DE 2845619 A1	26-04-1979
			FR 2406726 A1	18-05-1979
			GB 2006881 A	10-05-1979
			IT 1099412 B	18-09-1985
			JP S5477819 A	21-06-1979
			JP S5826498 B2	03-06-1983
			US 4271675 A	09-06-1981

US 5217363	A	08-06-1993	CA 2070971 A1	11-12-1993
			US 5217363 A	08-06-1993

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale n°

PCT/FR2016/050107

A. CLASSEMENT DE L'OBJET DE LA DEMANDE INV. F23R3/14 F23R3/30 F23N1/02 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) F23D F23R		
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		
C. DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS		
Catégorie*	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
A	US 4 679 512 A (SKOOG KURT [SE]) 14 juillet 1987 (1987-07-14) colonne 3, ligne 38 - colonne 4, ligne 30 colonne 5, lignes 47-64 figure 1	1-4
A	----- FR 2 406 726 A1 (ROLLS ROYCE [GB]) 18 mai 1979 (1979-05-18) page 5, lignes 4-11 page 6, ligne 27 - page 7, ligne 9 figures 1, 3, 5	1,2,6-8
A	----- US 5 217 363 A (BRAIS NORMAND [CA] ET AL) 8 juin 1993 (1993-06-08) figures 1, 3 -----	1,2,5
☐ 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 23 mars 2016		Date d'expédition du présent rapport de recherche internationale 06/04/2016
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 Vogl, Paul

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Renseignements relatifs aux membres de familles de brevets

Demande internationale n°

PCT/FR2016/050107

Document brevet cité au rapport de recherche		Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
US 4679512	A	14-07-1987	AU 5719786 A	27-11-1986
			CN 86103365 A	24-12-1986
			DE 3518080 A1	20-11-1986
			DK 229786 A	21-11-1986
			EP 0202443 A2	26-11-1986
			FI 861942 A	21-11-1986
			JP H0454843 B2	01-09-1992
			JP S6284216 A	17-04-1987
			US 4679512 A	14-07-1987

FR 2406726	A1	18-05-1979	DE 2845619 A1	26-04-1979
			FR 2406726 A1	18-05-1979
			GB 2006881 A	10-05-1979
			IT 1099412 B	18-09-1985
			JP S5477819 A	21-06-1979
			JP S5826498 B2	03-06-1983
			US 4271675 A	09-06-1981

US 5217363	A	08-06-1993	CA 2070971 A1	11-12-1993
			US 5217363 A	08-06-1993
