

①②

DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

②② Date de dépôt : 04.03.02.

③⑦ Priorité :

④③ Date de mise à la disposition du public de la
demande : 05.09.03 Bulletin 03/36.

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

⑥⑦ Références à d'autres documents nationaux
apparentés :

⑦① Demandeur(s) : EADS LAUNCH VEHICLES Société
anonyme — FR et MBDAM — FR.

⑦② Inventeur(s) : CALABRO MAX.

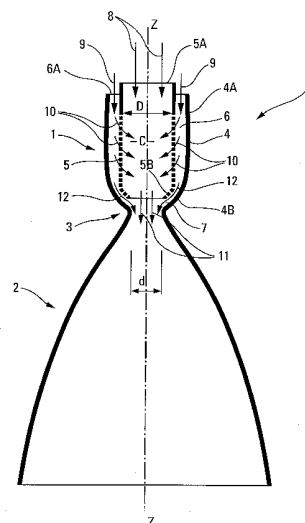
⑦③ Titulaire(s) :

⑦④ Mandataire(s) : CABINET BONNETAT.

⑤④ MOTEUR DE FUSEE.

⑤⑦ - Moteur de fusée.

- Conformément à la présente invention, dans ledit mo-
teur de fusée, la chambre de combustion est constituée par
au moins une première pièce monolithique de matière com-
posite thermostucturale (40) comportant une peau poreuse
(5) à travers laquelle au moins une partie du combustible est
introduit dans le cœur (C) de ladite chambre de combustion.



La présente invention concerne un moteur de fusée comportant une chambre de combustion dans laquelle est réalisée la combustion d'un combustible fluide (liquide ou gazeux), par exemple de l'hydrogène, et d'un comburant fluide (liquide ou gazeux), par exemple de l'oxygène, ladite chambre de combustion étant reliée à une tuyère divergente à travers laquelle s'échappent les gaz résultant de la combustion.

Dans les moteurs de fusée connus de ce type, à cause des températures très élevées (de l'ordre de 3 300°C) atteintes dans ladite chambre de combustion, la structure des parois est particulièrement complexe avec des réseaux de canaux pour la circulation d'un fluide de refroidissement, qui d'ailleurs peut être ledit combustible lui-même. Des exemples de parois connues sont par exemple décrits dans les documents FR-A-2 773 850, FR-A-2 774 432, FR-A-2 791 589. De plus, la structure desdites parois n'est pas uniforme, mais au contraire varie le long de l'axe du moteur, en fonction de la température régnant en regard. Enfin, notamment du fait que le combustible est utilisé comme fluide de refroidissement et peut circuler dans les deux sens opposés, ces moteurs connus nécessitent des collecteurs complexes d'alimentation en combustible.

La présente invention a pour objet de remédier à ces inconvénients en permettant la réalisation d'un moteur de fusée simple, sans collecteur complexe et comportant un nombre de pièces très limité.

A cette fin, selon l'invention, le moteur de fusée comportant une chambre de combustion dans le cœur de laquelle est réalisée la combustion d'un combustible et d'un comburant et qui est reliée, par un col, à une tuyère divergente à travers laquelle s'échappent les gaz résultant de ladite combustion, est remarquable en ce que ladite chambre de combus-

tion comporte au moins une peau poreuse de matière composite thermostrostructurale qui entoure ledit cœur et à travers laquelle au moins une partie dudit combustible est introduit dans celui-ci.

5 Ainsi, grâce à la présente invention, on obtient un moteur de fusée simple, de faible masse, pouvant ne comporter que peu de pièces et être aisément réalisé.

On remarquera que, dans le moteur de fusée de l'invention, on utilise les matières composites thermostrostructurales --à matrice carbone ou à matrice céramique-- non seulement pour leurs propriétés mécaniques et de
10 résistance thermique bien connues, mais encore pour leur porosité intrinsèque, qui est généralement plutôt considérée comme un inconvénient (voir le brevet US-5 583 895).

Grâce aux excellentes propriétés mécaniques et de résistance thermique des matières composites thermostrostructurales, le moteur de fusée
15 conforme à la présente invention peut présenter une masse très réduite par rapport aux moteurs connus. Grâce à la porosité de ces matières composites, on peut réaliser une peau poreuse simple, bien que présentant une grande résistance à la chaleur. Bien entendu, la porosité de ladite peau peut être adaptée, de façon connue, à toute valeur désirée lors de la densification de la matrice de la matière composite qui la constitue.
20

De préférence, ladite peau poreuse fait partie d'une première pièce monolithique composite thermostrostructurale comportant deux peaux de matériau composite espacées l'une de l'autre en ménageant entre elles un espace intermédiaire et reliées l'une à l'autre par une pluralité d'entretoi-
25 ses filiformes de matériau composite, traversant ledit espace intermédiaire mais ne gênant en rien la libre circulation d'un fluide dans ledit espace intermédiaire.

Ainsi, si dans le moteur de fusée de la présente invention, ladite tuyère divergente est disposée en prolongement de ladite chambre de combustion, du côté dudit col opposé à cette dernière :

- ladite première pièce monolithique peut être cylindrique et être disposée
5 coaxialement à l'axe longitudinal dudit moteur, de sorte que l'une desdites peaux est interne, alors que l'autre est externe ;
- ledit comburant peut être introduit à l'intérieur du volume cylindrique délimité par ladite peau interne, du côté opposé à ladite tuyère, ce volume formant alors le cœur de ladite chambre de combustion ; et
- 10 – ledit combustible peut être introduit dans ledit espace intermédiaire, alors à section annulaire, également du côté opposé à ladite tuyère, de sorte que ladite peau interne joue le rôle de peau poreuse pour introduire au moins une partie dudit combustible à l'intérieur du cœur de ladite chambre de combustion.

15 Ladite peau externe de ladite première pièce monolithique peut être rendue complètement étanche aux liquides et aux gaz, par exemple par application d'un revêtement approprié.

Il est avantageux que ladite première pièce monolithique présente un diamètre interne supérieur à celui dudit col et que l'orifice annulaire
20 dudit espace intermédiaire, disposé du côté de ladite tuyère, se trouve en regard de la partie convergente dudit col.

Ainsi, il est possible d'utiliser une faible partie du combustible, introduit dans ledit espace intermédiaire à section annulaire mais ne traversant pas ladite peau interne en direction du cœur, pour refroidir la zone
25 du col.

Ladite tuyère peut comporter, au-delà dudit col, un fourreau apte à loger ladite première pièce monolithique.

Ainsi, l'ensemble de la tuyère, du col et du fourreau forme alors une seconde pièce monolithique, dans laquelle est insérée ladite première

pièce monolithique. Cette seconde pièce monolithique peut, par exemple, être métallique. Cependant, pour les raisons mentionnées ci-dessus, il est avantageux que, tout comme ladite première pièce, elle soit elle-même réalisée en matière composite thermostucturale. Dans ce cas, ladite se-

5 conde pièce monolithique peut avantageusement constituer un prolongement de ladite peau externe de ladite première pièce monolithique, ce prolongement faisant partie intégrante de ladite peau externe. Il en résulte alors que lesdites première et seconde pièces monolithiques ne forment qu'une seule pièce.

10 Dans une variante de réalisation du moteur de fusée conforme à la présente invention, ladite chambre de combustion est disposée dans ladite tuyère divergente, au voisinage du sommet de cette dernière.

Dans ce cas, il est avantageux que :

– ladite chambre de combustion comporte :

15 . une première pièce monolithique composite intérieure, de forme cylindrique, disposée coaxialement à l'axe du moteur et présentant une peau interne et une peau externe séparées par un espace intermédiaire à section annulaire ; et

 . une première pièce monolithique composite extérieure, de forme cylindrique, disposée coaxialement audit axe et présentant une peau interne et une peau externe séparées par un espace intermédiaire à section annulaire, ladite première pièce extérieure entourant ladite première pièce intérieure, de façon à former entre elles un cœur de combustion annulaire ;

20

25 – lesdites premières pièces intérieure et extérieure ménagent entre elles et le sommet de ladite tuyère divergente un passage annulaire de communication avec ladite tuyère ;

– ledit comburant est introduit à l'intérieur dudit cœur de combustion annulaire, du côté opposé audit sommet de la tuyère ; et

- ledit combustible est introduit dans lesdits espaces intermédiaires à section annulaire desdites premières pièces intérieure et extérieure, également du côté opposé audit sommet.

Ainsi, dans ce mode de réalisation, le combustible est introduit
5 dans ledit cœur de combustion annulaire à travers la peau externe de ladite première pièce intérieure et à travers la peau interne de ladite première pièce extérieure. Les gaz de combustion passent alors de ladite chambre de combustion annulaire à la tuyère divergente, à travers ledit passage annulaire de communication formant col. Le combustible traversant la peau externe de la première pièce extérieure permet de refroidir la
10 tuyère divergente au voisinage dudit passage annulaire de communication. En cas de besoin, la peau interne de la première pièce intérieure est rendue étanche aux liquides et aux gaz.

Avantageusement, le sommet de ladite tuyère divergente est percé
15 d'un orifice et l'ensemble desdites premières pièces intérieure et extérieure est solidarisé de ladite tuyère par une troisième pièce monolithique de matière composite en forme de tromblon.

De préférence, ladite chambre de combustion est alimentée en combustible par l'intermédiaire d'une pièce en forme de dôme, disposée
20 du côté de ladite chambre de combustion opposé au sommet de la tuyère et dont la paroi convexe est dirigée du côté de ladite tuyère et est réalisée en matière composite thermostrostructurale.

Les figures du dessin annexé feront bien comprendre comment l'invention peut être réalisée. Sur ces figures, des références identiques
25 désignent des éléments semblables.

La figure 1 représente, en coupe axiale schématique, un premier exemple de réalisation du moteur de fusée conforme à la présente invention.

Les figures 2A à 2F illustrent schématiquement un mode de réalisation de la chambre de combustion du moteur de la figure 1.

Les figures 3A à 3D illustrent schématiquement, à plus grande échelle, les étapes de procédé permettant de passer de l'état de la figure 2E à l'état de la figure 2F, la figure 3A correspondant à la ligne de coupe IIIA-IIIA de la figure 2E et la figure 3D à la ligne de coupe IIID-IIID de la figure 2F. Sur ces figures 3A à 3D, les deux tronçons de chaque point de piquage sont représentés très écartés à des fins de clarté.

La figure 4 illustre schématiquement un mode de réalisation du moteur de la figure 1, comportant la chambre de combustion de la figure 2F.

La figure 5 représente, en coupe axiale schématique, un second exemple de réalisation du moteur de fusée conforme à la présente invention.

L'exemple de réalisation du moteur de fusée I, conforme à la présente invention et représenté schématiquement sur la figure 1, comporte une chambre de combustion 1 et une tuyère divergente 2, reliée l'une à l'autre par un col 3. L'axe longitudinal du moteur I porte la référence Z-Z.

La chambre de combustion 1 comporte une paroi externe 4, dont la partie 4A, opposée à la tuyère 2, est sensiblement cylindrique, tandis que la partie 4B de la paroi externe 4, disposée du côté de ladite tuyère 2, est convergente pour se raccorder au col 3. Ainsi, la paroi externe 4, le col 3 et la tuyère 2 sont en continuité et sont susceptibles de constituer une pièce unique.

La chambre de combustion 1 comporte de plus une paroi interne poreuse 5, dont l'axe est confondu avec l'axe Z-Z et qui est disposée à l'intérieur de la paroi externe 4, en ménageant avec cette dernière un espace intermédiaire cylindrique à section annulaire 6. La paroi interne poreuse 5 est également sensiblement cylindrique, et son diamètre D est

plus grand que le diamètre d du col 3. En regard de la partie convergente 4B de la paroi externe 4, la paroi interne 5 comporte une partie convergente 5B, qui détermine, avec ladite partie convergente 4B, un passage annulaire 7, formant une restriction pour l'espace annulaire 6.

5 Dans l'exemple représenté, ladite chambre de combustion 1 est constituée, au moins en partie, par une première pièce monolithique de matière composite thermostrostructurale, dans laquelle ladite paroi interne poreuse 5 est constituée par une peau de matière composite. De même, ladite tuyère divergente 2 peut constituer ou faire partie d'une seconde
10 pièce monolithique de matière composite thermostrostructurale. Lesdites première et seconde pièces monolithiques, qui peuvent chacune comporter une partie du col 3 ou bien dont l'une seule d'entre elles comporte ledit col 3, sont solidarisées l'une de l'autre ou réalisées en une unique pièce monolithique pour former le moteur de fusée I.

15 Dans la chambre de combustion 1, la combustion se produit à l'intérieur du volume cylindrique C délimité par la paroi interne poreuse 5 et formant le cœur de ladite chambre de combustion. Un flux de comburant, essentiellement de l'oxygène, est introduit à l'intérieur du cœur C à travers l'extrémité 5A de ladite paroi interne 5, opposée à la tuyère 2,
20 comme cela est illustré par les flèches 8. Un flux de combustible, essentiellement de l'hydrogène, est introduit dans l'espace intermédiaire annulaire 6, à travers l'extrémité 6A de celui-ci opposée à la tuyère 2, comme cela est illustré par les flèches 9. Grâce à la porosité appropriée de la paroi composite interne 5 et à la restriction formée par le passage 7, la plus
25 grande partie du combustible introduit dans l'espace annulaire 6 traverse ladite paroi composite interne 5 et pénètre à l'intérieur du cœur C -- comme cela est indiqué par les flèches 10-- où il est brûlé, grâce à l'apport du comburant (flèches 8).

Les gaz résultant de la combustion s'échappent dudit cœur C, à travers l'extrémité 5B de la paroi 5, opposée à l'extrémité 5A, et passent dans la tuyère 2, en traversant le col 3, comme cela est illustré par les flèches 11.

5 Par ailleurs, une petite partie du combustible introduit dans l'espace intermédiaire annulaire 6 (flèches 9), passe à travers le passage annulaire 7, comme cela est illustré par les flèches 12, en refroidissant la partie 5B de la paroi interne 5, la partie 4B de la paroi externe 4 et le col 3. Au niveau de celui-ci, le combustible traversant le passage annulaire
10 convergent 7 se mélange aux gaz de combustion (flèches 11).

Les figures 2A à 2F, 3A à 3D et 4 illustrent schématiquement un mode de réalisation, sous forme de matière composite, du moteur I de la figure 1.

Pour ce faire, on commence par réaliser, par exemple en une ma-
15 tière synthétique mousse susceptible d'être piquée par une aiguille, un mandrin 20 (voir la figure 2A) présentant la forme intérieure de la paroi poreuse interne 5, y compris la partie convergente 5B. Puis, sur ce mandrin 20, on applique de toutes manières connues (bobinage, tissage, etc ...) une structure 21 de fibres à haute résistance, telles que des fibres
20 à base de carbone ou de carbure de silicium, destinée à constituer une armature fibreuse pour ladite paroi interne 5 (voir la figure 2B). Ensuite, sur la structure fibreuse 21, on applique une âme annulaire 22, par exemple en une mousse de polystyrène, non imprégnable par les résines destinées à former les matrices de matière composite, et représentative de
25 l'espace intermédiaire annulaire 6, y compris le passage 7 (voir la figure 2C). La matière de l'âme 22 est susceptible d'être piquée par une aiguille et d'être éliminée thermiquement.

Sur l'âme annulaire 22, on applique une structure 23 de fibres à haute résistance (C, SiC, ...) destinée à constituer une armature fibreuse pour au moins une partie de ladite paroi externe 4 (voir la figure 2D).

Comme le montrent la figure 2E et, à plus grande échelle, la figure 3A, la structure fibreuse 21, l'âme annulaire 22 et la structure fibreuse 23 sont rendues solidaires les unes des autres par piquage sans nouage d'un fil continu 24, lui-même constitué d'une pluralité de fibres à haute résistance (C, SiC, ...). Le fil continu 24 forme des tronçons 25, 26 traversant les éléments 21, 22, 23 et reliés alternativement les uns aux autres par des ponts 27, appliqués sur la structure fibreuse 23, et par des boucles 28, pénétrant dans le mandrin 20.

Après cette opération de piquage, le mandrin 20 est éliminé et les boucles 28 sont rabattues et pressées contre la structure fibreuse 21 pour former des amas 29 (voir la figure 3B), puis l'ensemble des structures fibreuses 21 et 23 est imprégné par une résine durcissable, relativement peu visqueuse et éventuellement diluée, à l'alcool par exemple. L'imprégnation est réalisée de préférence sous dépression, de façon que ladite résine pénètre, non seulement dans les structures fibreuses 21 et 23, mais encore le long et dans les tronçons de fil traversants 25, 26. Au cours de cette imprégnation, l'âme 22 n'est pas imprégnée par la résine, puisqu'elle est imperméable à celle-ci.

La résine imprégnée est ensuite durcie, par exemple par élévation de température, pendant une durée suffisante pour que les structures fibreuses 21 et 23 deviennent des peaux rigides 30 et 31, respectivement, et que les tronçons de fil traversants 25 et 26 deviennent des entretoises rigides filiformes 32 (voir la figure 3C). Ces entretoises 32 sont fortement ancrées à leurs extrémités dans les peaux rigides 30 et 31, grâce aux ancrages rigides 33 et 34 formés, respectivement, par les amas 29 et par les ponts 27.

Pour former la matrice de l'ensemble des peaux rigides 30 et 31 et des entretoises 32, on soumet ledit ensemble à une pyrolyse à température élevée, par exemple de l'ordre de 900°C, ce qui stabilise la géométrie dudit ensemble et élimine l'âme 22. Eventuellement, cet ensemble peut
5 être densifié et traité de manière connue pour que sa matrice devienne du type céramique. On obtient alors la pièce monolithique 40 (voir les figures 2F et 3D), destinée à former, au moins en partie, la chambre de combustion 1 et comportant :

- 10 – une peau externe 41 de matériau composite, issue de la peau 31 et destinée à former, au moins en partie, la paroi externe 4, 4A, 4B de la chambre de combustion 1 ;
- une peau interne 42 de matériau composite, issue de la peau 30 et destinée à former la paroi interne 5, 5A, 5B de la chambre de combustion 1 ; et
- 15 – une pluralité d'entretoises filiformes 43 de matériau composite, issues des entretoises 32.

Dans cette pièce monolithique 40, les peaux 41 et 42 sont espacées l'une de l'autre en délimitant un espace annulaire 44, traversé sans être obturé par les entretoises 43 et destiné à former l'espace annulaire 6
20 de la chambre de combustion 1.

On sait que, par nature, une matière composite est poreuse et que cette porosité dépend des conditions de formation de la matrice. On conçoit donc aisément que la porosité de la peau interne 42 peut être ajustée pour communiquer à cette dernière la porosité exigée de la paroi
25 interne 5, 5A, 5B. Ce faisant, on communique à la peau externe 41 une porosité identique à celle désirée pour la peau interne 42. Or la paroi externe 4 devant être étanche, il peut être avantageux de revêtir extérieurement la peau extrême 41 d'un revêtement d'étanchéité 45, comme cela est représenté sur la figure 2F.

On réalise une seconde pièce monolithique composite 50 destinée à former au moins ladite tuyère 2. Une telle seconde pièce composite 50 est aisément réalisable par bobinage ou tissage de fibres résistances (C, Si, ...) sur un mandrin adéquat, puis imprégnation par une résine et pyrolyse de la matrice ainsi formée. Ensuite, pour obtenir le moteur I, on assemble la pièce monolithique composite 40 à la pièce monolithique composite 50. Ceci peut être obtenu, de toutes manières connues, par exemple mécaniquement ou par collage. De plus, dans un mode de réalisation préféré, illustré schématiquement sur la figure 4, on prévoit sur la pièce composite monolithique 50, non seulement une partie 51, apte à former le col 3, mais également une partie 52, apte à servir de logement à ladite pièce monolithique composite 40. Dans ce cas, la paroi externe 4 du moteur I est alors formée par la superposition et l'assemblage de la peau 41, éventuellement du revêtement 45 et de la partie 52.

En variante, on comprendra aisément de ce qui vient d'être décrit, que la seconde pièce composite 50 peut être le prolongement de la peau externe 41 et former une pièce monolithique avec cette dernière, comme cela est illustré schématiquement sur la figure 1.

Dans la variante de réalisation II du moteur de fusée, conforme à la présente invention et représentée sur la figure 5, la chambre de combustion 60 est disposée à l'intérieur de la tuyère divergente 61, au voisinage du sommet 62 de cette dernière. Cette tuyère divergente 61 est, par exemple, constituée par une pièce monolithique composite, obtenue de façon semblable à celle de la tuyère 2, décrite ci-dessus. De plus, on prévoit que le sommet 62 de la tuyère divergente 61 est percé d'un orifice 63.

La chambre de combustion 60 comporte :

- une pièce monolithique composite intérieure 64, de forme cylindrique, disposée coaxialement à l'axe Z-Z du moteur et présentant une peau

composite interne 65 et une peau composite externe 66. Cette pièce composite 64 peut être obtenue de la façon décrite ci-dessus à propos de la pièce composite 40 ; et

- une pièce monolithique composite extérieure 67, de forme cylindrique, disposée coaxialement à l'axe Z-Z et présentant une peau composite interne 68 et une peau composite externe 69. La pièce composite 67 peut également être obtenue de façon semblable à la pièce 40.

La pièce composite extérieure 67 entoure la pièce composite intérieure 64 en délimitant entre elles un cœur annulaire C pour ladite chambre de combustion 60.

Les pièces composites 64 et 67 sont solidarisées, du côté de la tuyère 61, à un collecteur 70 apte à les alimenter en combustible gazeux et, du côté opposé, à une troisième pièce monolithique composite 71, en forme de tromblon, les reliant à la tuyère divergente 61, le long du bord de l'orifice 63. La chambre de combustion 60 ménage, entre elle et le sommet de la tuyère 61, un passage annulaire 72 formant col et assurant la communication avec ladite tuyère.

Tout comme la paroi 41 de la pièce 40, la peau interne 65 de la pièce intérieure 64 est avantageusement rendue étanche au gaz.

A travers la pièce 71, le comburant gazeux est introduit à l'intérieur du cœur annulaire C, du côté opposé au sommet 62, par l'intermédiaire d'injecteurs 73. A travers la pièce 71 et le collecteur 70, le combustible est introduit, du côté opposé au sommet 62, dans les espaces intermédiaires annulaires 74 et 75 (analogues à l'espace intermédiaire 44 de la pièce 40) des pièces composites 64 et 67. A travers la peau externe 66 de la pièce 64 et à travers la peau interne 68 de la pièce 67, ledit combustible passe dans le cœur annulaire C, où il brûle avec le comburant. Les gaz de combustion s'échappent de la chambre de combustion 60 du côté du sommet 62 et passent dans la tuyère 61 à travers le col 72. Le gaz

combustible s'échappant à travers la peau externe 69 refroidit la tuyère 61, au voisinage de la chambre de combustion 60. Les trajets gazeux sont indiqués par des flèches sur la figure 5.

5 Dans le mode de réalisation représenté sur la figure 5, le dispositif d'alimentation en combustible comporte un dôme creux 76, alimenté en combustible par une conduite 77 passant à travers ladite pièce 71 et alimentant lui-même le collecteur 70. La convexité du dôme 76 est dirigée du côté de la tuyère 61, à l'opposé de la chambre de combustion 60. De préférence, au moins la paroi convexe 78 dudit dôme 76 est réalisée en
10 matière composite thermostrostructurale --donc poreuse--, de façon que ce dernier soit refroidi par suage dudit combustible à travers ladite paroi convexe 78.

REVENDICATIONS

1. Moteur de fusée (I, II) comportant une chambre de combustion (1, 60) dans le cœur (C) de laquelle est réalisée la combustion d'un combustible et d'un comburant et qui est reliée, par un col (3, 72), à une
5 tuyère divergente (2, 61) à travers laquelle s'échappent les gaz résultant de ladite combustion,

caractérisé en ce que ladite chambre de combustion (1, 60) comporte au moins une peau poreuse de matière composite thermostrostructurale (5, 42, 66, 68) qui entoure ledit cœur (C) et à travers laquelle au moins une partie
10 dudit combustible est introduit dans celui-ci.

2. Moteur de fusée selon la revendication 1,
caractérisé en ce que ladite peau poreuse (5, 42, 66, 68) fait partie d'une première pièce monolithique composite thermostrostructurale (40, 61, 67) comportant deux peaux de matériau composite (41, 42 ; 65, 66 ; 68, 69)
15 espacées l'une de l'autre en ménageant entre elles un espace intermédiaire (44, 73, 74) et reliées l'une à l'autre par une pluralité d'entretoises filiformes (43) de matériau composite.

3. Moteur de fusée selon la revendication 2, qui est pourvu d'un axe longitudinal (Z-Z) et dans lequel ladite tuyère divergente (2) est disposée en prolongement de ladite chambre de combustion (1), du côté dudit
20 col (3) opposé à cette dernière,
caractérisé en ce que :

- ladite première pièce monolithique (40) est cylindrique et disposée coaxialement audit axe longitudinal (Z-Z), de sorte que l'une desdites
25 peaux (5, 42) est interne, alors que l'autre (41) est externe ;
- ledit comburant est introduit à l'intérieur du volume cylindrique (C) délimité par ladite peau interne (5, 42) et formant le cœur de ladite chambre de combustion, du côté opposé à ladite tuyère (2) ; et

- ledit combustible est introduit dans ledit espace intermédiaire (6, 44), alors à section annulaire, également du côté opposé à ladite tuyère (2).

4. Moteur de fusée selon la revendication 3, caractérisé en ce que ladite peau externe (41) de ladite première pièce monolithique (40) est rendue étanche aux liquides et aux gaz.

5. Moteur de fusée selon l'une des revendications 3 ou 4, caractérisé en ce que ladite première pièce monolithique (40) présente un diamètre interne (D) supérieur à celui (d) dudit col et en ce que l'orifice annulaire (7) dudit espace intermédiaire (6), disposé du côté de ladite tuyère (2), se trouve en regard de la partie convergente (4B) dudit col (3).

6. Moteur de fusée selon l'une des revendications 2 à 5, caractérisé en ce que ladite tuyère (2) comporte, au-delà dudit col (3), un fourreau (52) apte à loger ladite première pièce monolithique.

7. Moteur de fusée selon l'une des revendications 2 à 6, caractérisé en ce que ladite tuyère (2) est constituée par une seconde pièce monolithique de matière composite (50, 61).

8. Moteur de fusée selon l'une des revendications 2 à 5, caractérisé en ce que ladite tuyère (2) est constituée par une seconde pièce monolithique de matière composite (50) et en ce que ladite seconde pièce monolithique (50) constitue un prolongement de ladite peau externe (41) de ladite première pièce monolithique (40), ce prolongement faisant partie intégrante de ladite peau externe (41).

9. Moteur de fusée selon la revendication 2, qui est pourvu d'un axe longitudinal (Z-Z) et dans lequel ladite chambre de combustion (60) est disposée dans ladite tuyère divergente (61), au voisinage du sommet (62) de cette dernière, caractérisé en ce que :

- ladite chambre de combustion (60) comporte :

- une première pièce monolithique composite intérieure (64), de forme cylindrique, disposée coaxialement audit axe (Z-Z) et présentant une peau composite interne (65) et une peau composite externe (66) ; et
 - une première pièce monolithique composite extérieure (67), de forme cylindrique, disposée coaxialement audit axe (Z-Z) et présentant une peau composite interne (68) et une peau composite externe (69), ladite première pièce extérieure (67) entourant ladite première pièce intérieure, de façon à former entre elles un cœur annulaire (C) pour ladite chambre de combustion (60) ;
- 10 – lesdites premières pièces intérieure (64) et extérieure (67) ménagent entre elles et le sommet de ladite tuyère divergente un passage annulaire (72) de communication avec ladite tuyère (61) ;
- ledit comburant est introduit à l'intérieur du cœur annulaire (C) de ladite chambre de combustion, du côté opposé audit sommet de la tuyère ; et
- 15 – ledit combustible est introduit dans les espaces intermédiaires (74, 75) à section annulaire desdites premières pièces intérieure (64) et extérieure (67), du côté opposé audit sommet de la tuyère.

10. Moteur de fusée selon la revendication 9, caractérisé en ce que la peau interne (65) de la première pièce intérieure (64) est rendue étanche aux liquides et aux gaz.

11. Moteur de fusée selon l'une des revendications 9 ou 10, caractérisé en ce que le sommet (62) de ladite tuyère divergente (61) est percé d'un orifice (63) et en ce que l'ensemble desdites premières pièces intérieure (64) et extérieure (67) est solidarisé de ladite tuyère (61) par une troisième pièce monolithique de matière composite (71) en forme de tromblon.

12. Moteur de fusée selon l'une des revendications 9 à 11, caractérisé en ce que ladite chambre de combustion (60) est alimentée en combustible par l'intermédiaire d'une pièce (76) en forme de dôme, dispo-

sée du côté de ladite chambre de combustion opposé au sommet de la tuyère et dont la paroi convexe (78) est dirigée du côté de la tuyère et est réalisée en matière composite thermostrostructurale.

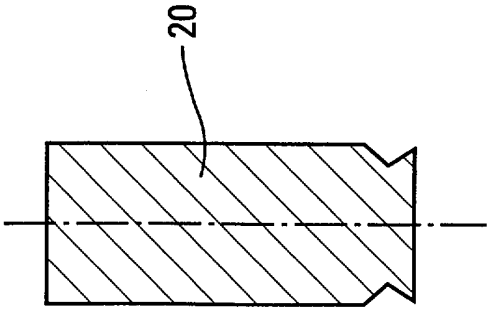


Fig. 2A

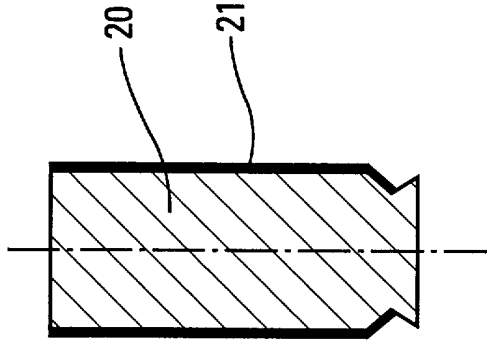


Fig. 2B

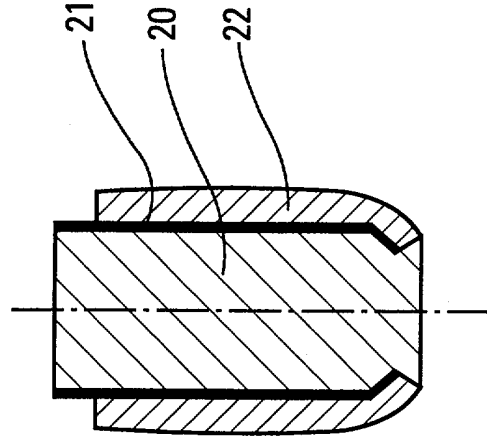


Fig. 2C

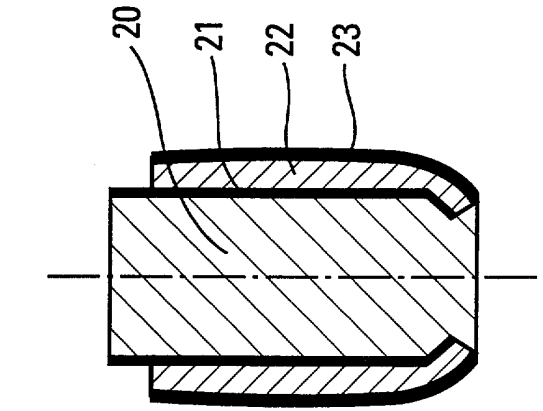


Fig. 2D

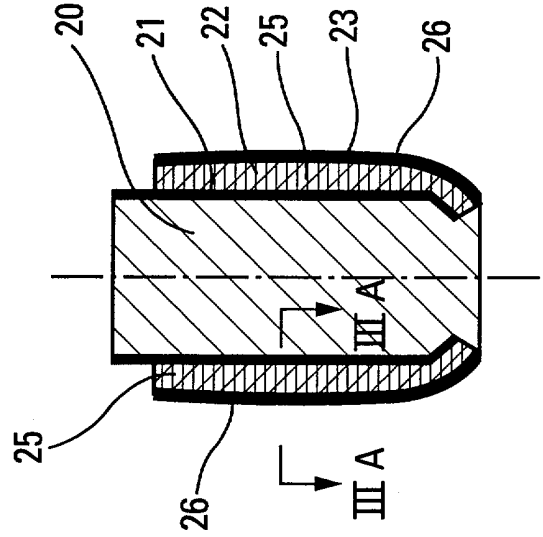


Fig. 2E

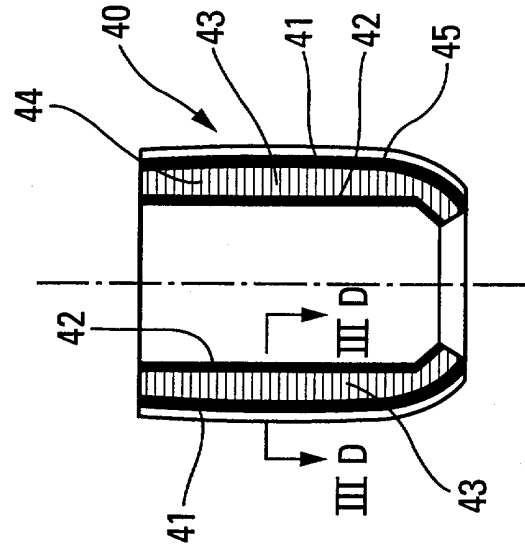


Fig. 2F

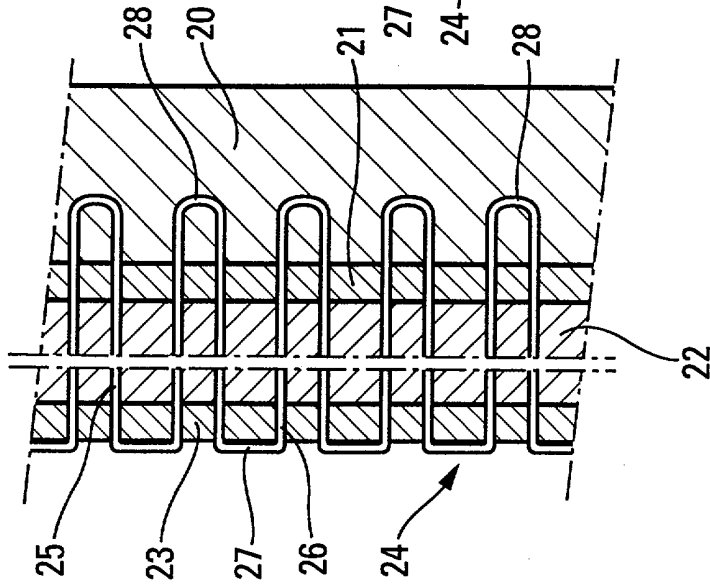


Fig. 3A

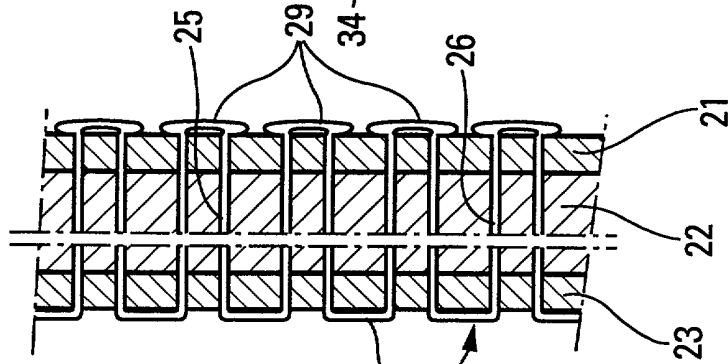


Fig. 3B

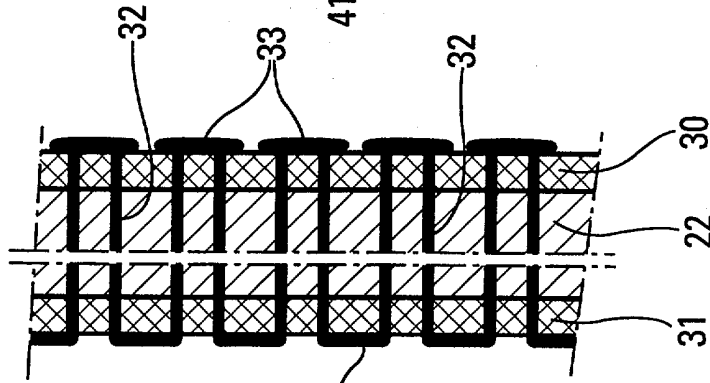


Fig. 3C

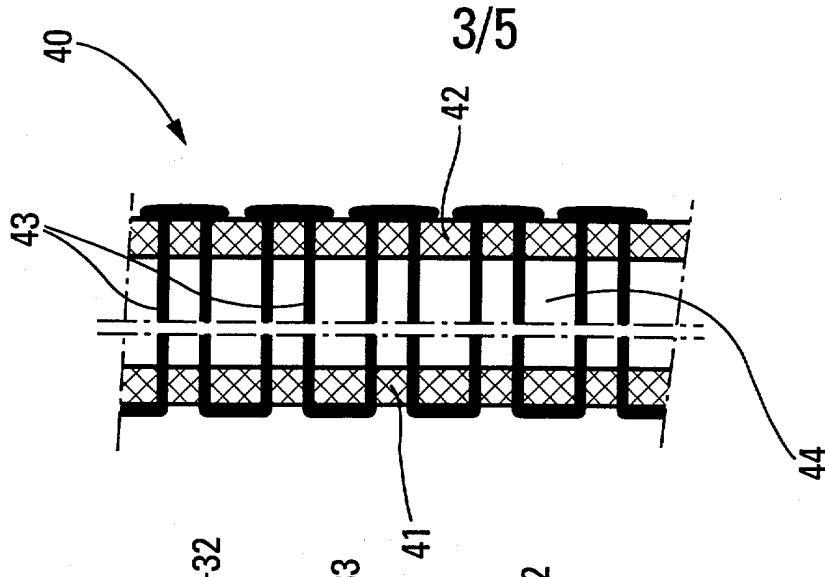


Fig. 3D

4/5

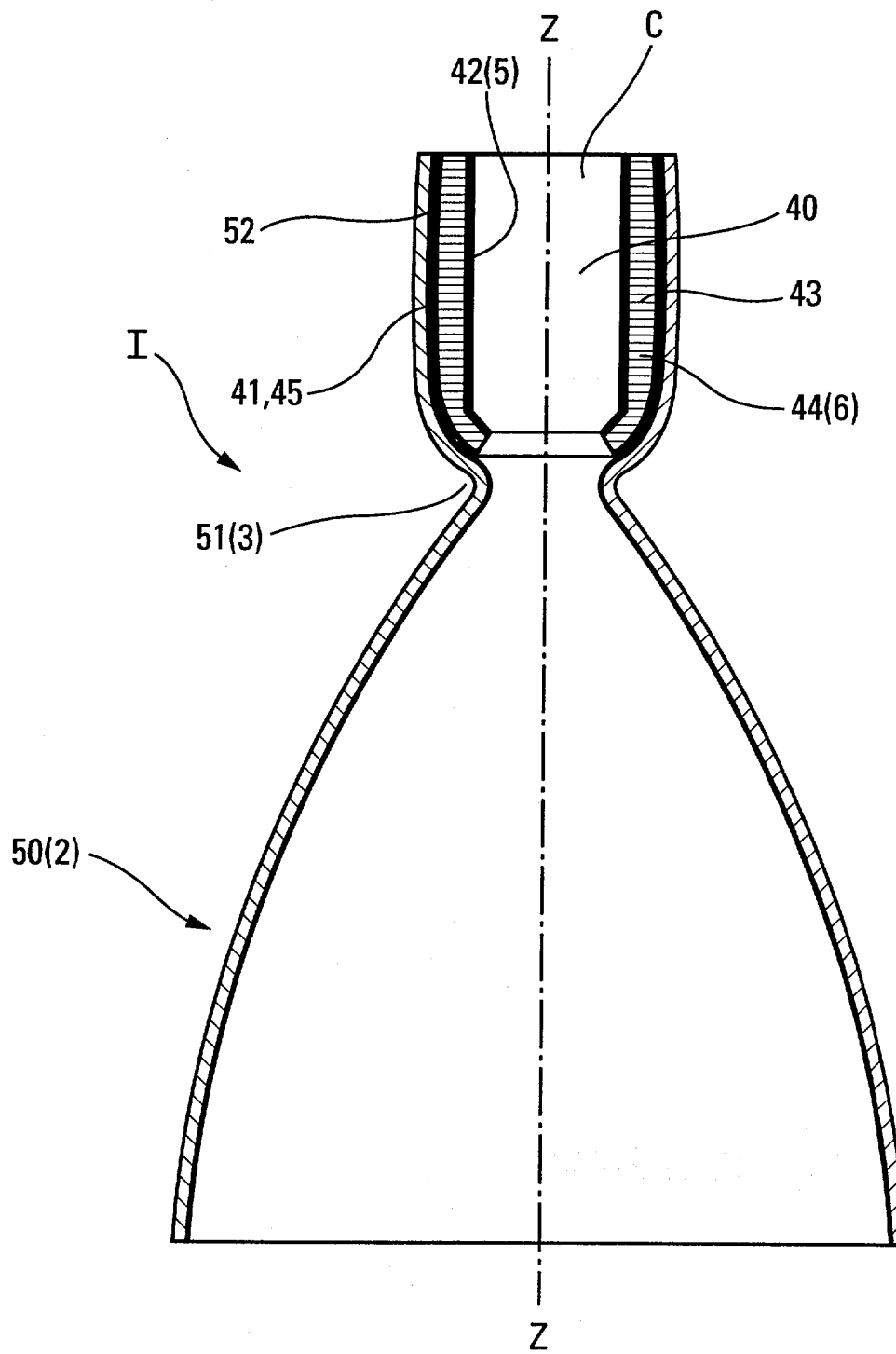
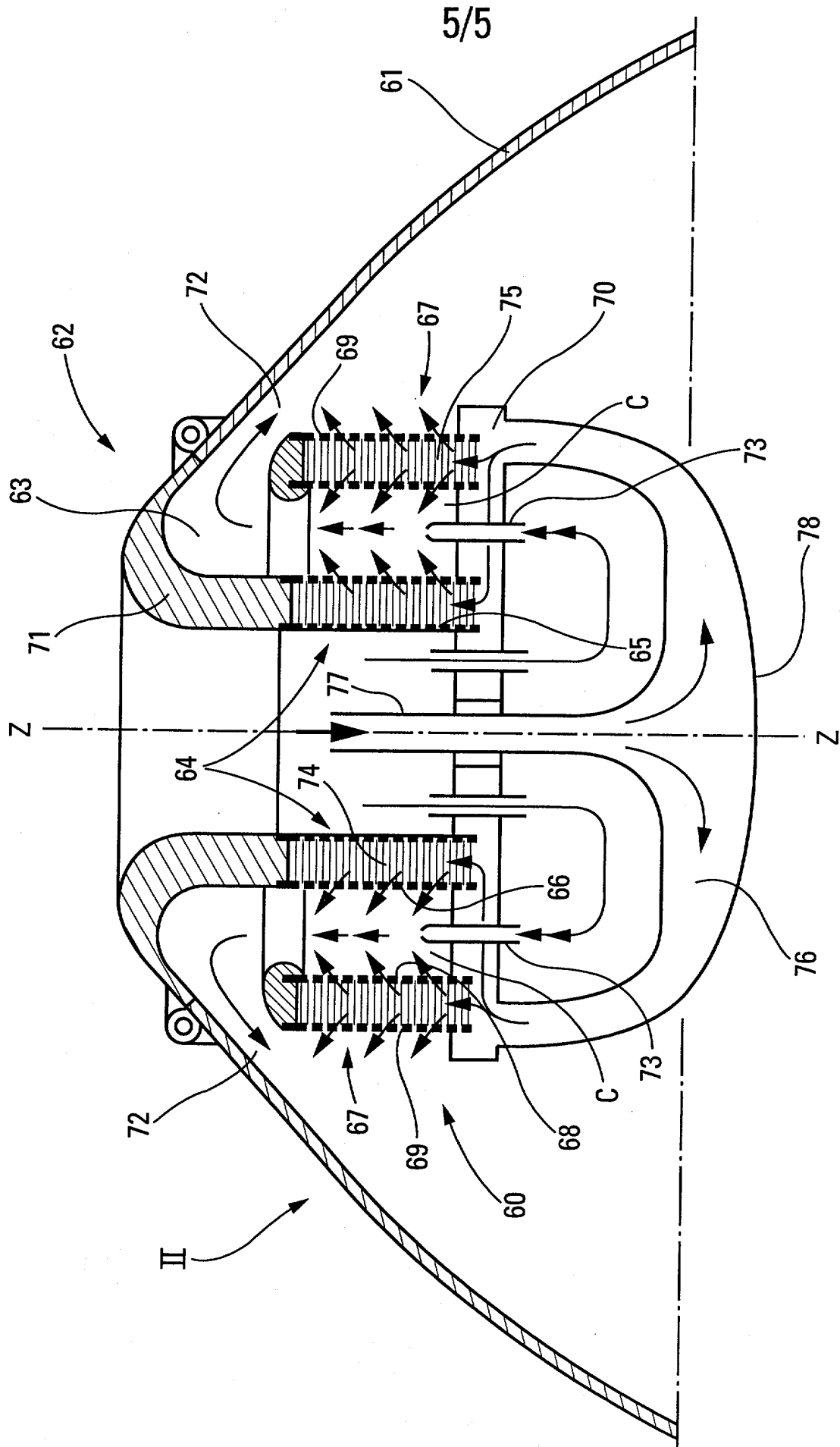


Fig. 4



**RAPPORT DE RECHERCHE
PRÉLIMINAIRE**

établi sur la base des dernières revendications
déposées avant le commencement de la recherche

FA 620216
FR 0202686

DOCUMENTS CONSIDÉRÉS COMME PERTINENTS		Revendication(s) concernée(s)	Classement attribué à l'invention par l'INPI
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes		
X	WO 99 04156 A (HAIDN OSKAR ; LEZUO MICHAEL (DE); HALD HERMANN (DE); DEUTSCH ZENTR) 28 janvier 1999 (1999-01-28)	1-5	F02K9/62 F02K9/44
Y	* page 7, alinéa 3 - page 11, alinéa 2 * * page 25, alinéa 2 - page 26, alinéa 1 * * page 32, alinéa 3 - page 35, alinéa 2; figures 6,8,12 *	2-12	
X	EP 0 604 279 A (EUROP PROPULSION) 29 juin 1994 (1994-06-29)	1	
Y	* revendications 1,11,16,18-21 *	9-12	
Y	US 3 069 847 A (VEST JR MARVIN LEWIS) 25 décembre 1962 (1962-12-25) * le document en entier *	2-8	
Y	EP 1 013 412 A (BOEING NORTH AMERICAN INC) 28 juin 2000 (2000-06-28) * abrégé; figures 1-8 *	2-8	
Y	US 3 151 446 A (PARILLA ARTHUR R) 6 octobre 1964 (1964-10-06) * figures 13,14 *	9-12	DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (Int.CL.7) F02K
A	US 4 703 620 A (MASUDA YOSHIMICHI ET AL) 3 novembre 1987 (1987-11-03) * abrégé; figures 1-3 *	1-8	
A	EP 0 401 107 A (EUROP PROPULSION) 5 décembre 1990 (1990-12-05) * abrégé; figure 1 *	1	
A	EP 0 571 254 A (EUROP PROPULSION) 24 novembre 1993 (1993-11-24)		
A	US 3 307 359 A (COWELL THOMAS E) 7 mars 1967 (1967-03-07)		
Date d'achèvement de la recherche		Examineur	
11 novembre 2002		Iverus, D	
CATÉGORIE DES DOCUMENTS CITÉS X : particulièrement pertinent à lui seul Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un autre document de la même catégorie A : arrière-plan technologique O : divulgation non-écrite P : document intercalaire T : théorie ou principe à la base de l'invention E : document de brevet bénéficiant d'une date antérieure à la date de dépôt et qui n'a été publié qu'à cette date de dépôt ou qu'à une date postérieure. D : cité dans la demande L : cité pour d'autres raisons & : membre de la même famille, document correspondant			

**ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE
RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET FRANÇAIS NO. FR 0202686 FA 620216**

La présente annexe indique les membres de la famille de brevets relatifs aux documents brevets cités dans le rapport de recherche préliminaire visé ci-dessus.
Les dits membres sont contenus au fichier informatique de l'Office européen des brevets à la date du 11-11-2002
Les renseignements fournis sont donnés à titre indicatif et n'engagent pas la responsabilité de l'Office européen des brevets, ni de l'Administration française

Document brevet cité au rapport de recherche		Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
WO 9904156	A	28-01-1999	DE 19730674 A1	21-01-1999
			WO 9904156 A1	28-01-1999
			EP 0927299 A1	07-07-1999
			JP 2000503094 T	14-03-2000
			US 6151887 A	28-11-2000
EP 0604279	A	29-06-1994	FR 2699963 A1	01-07-1994
			DE 69308518 D1	10-04-1997
			DE 69308518 T2	07-08-1997
			EP 0604279 A1	29-06-1994
			JP 6221560 A	09-08-1994
			US 5438834 A	08-08-1995
US 3069847	A	25-12-1962	AUCUN	
EP 1013412	A	28-06-2000	US 6418973 B1	16-07-2002
			EP 1013412 A1	28-06-2000
US 3151446	A	06-10-1964	AUCUN	
US 4703620	A	03-11-1987	JP 1365265 C	26-02-1987
			JP 58214652 A	13-12-1983
			JP 61032495 B	28-07-1986
			DE 3320556 A1	08-12-1983
EP 0401107	A	05-12-1990	FR 2647533 A1	30-11-1990
			DE 69002281 D1	26-08-1993
			DE 69002281 T2	27-01-1994
			EP 0401107 A1	05-12-1990
			JP 3096645 A	22-04-1991
EP 0571254	A	24-11-1993	FR 2691209 A1	19-11-1993
			DE 69302042 D1	09-05-1996
			DE 69302042 T2	22-08-1996
			EP 0571254 A1	24-11-1993
			JP 3234349 B2	04-12-2001
			JP 6010766 A	18-01-1994
			US 5363645 A	15-11-1994
			US 5501011 A	26-03-1996
US 3307359	A	07-03-1967	AUCUN	

EPO FORM P0485