

---

# Un avion-fusée réversible (PATENT PENDING)

---

## Abrégé

---

Un avion-fusée réversible comprenant une entrée d'air à l'avant du fuselage, au moins un échangeur de chaleur se trouvant à l'intérieur de l'avion-fusée, un moteur positionné à l'arrière du fuselage, dont la configuration sert également à l'accélération dans une direction, qu'au planage et qu'à l'atterrissage en direction opposée par rapport à la première.

Les réalisations de l'invention sont définies comme il suit:

1. un avion-fusée réversible, comprenant une entrée d'air à l'avant du fuselage; au moins un échangeur de chaleur positionné dans la fusée; un moteur positionné à l'arrière du fuselage; dont la configuration s'applique également à l'accélération dans une direction qu'au planage et qu'à l'atterrissage en direction opposée;
2. un avion-fusée réversible selon la revendication 1, caractérisé en ce que ledit avion-fusée comprend un cône de nez à l'avant de l'avion-fusée;
3. un avion-fusée réversible selon la revendication 2, caractérisé en ce que l'échangeur de chaleur se trouve au cône de nez, ce qui sert à prérefroidir l'air incident;
4. un avion-fusée réversible selon la revendication 2, caractérisé en ce que le cône de nez est configuré à être délesté avant la rentrée atmosphérique;
5. un avion-fusée réversible selon la revendication 1, caractérisé en ce que la tuyère est en forme de cloche;
6. un avion-fusée réversible selon la revendication 5, caractérisé en ce que la tuyère est en forme de cloche et est configurée à être délestée avant la rentrée atmosphérique);
7. un avion-fusée réversible selon la revendication 1, caractérisé en ce que ledit avion-fusée comprend un moteur "aerospike";
8. un avion-fusée réversible selon la revendication 1, caractérisé en ce que l'échangeur de chaleur comprend un échangeur de chaleur du premier étape; un échangeur de chaleur du deuxième étape; un échangeur de chaleur du troisième étape, ce dernier utilisant l'hydrogène liquide stocké dans un réservoir comme liquide de refroidissement, tandis que l'échangeur de chaleur du deuxième étape est configuré à refroidir l'air incident avec l'hydrogène liquide provenant du premier étape, et l'échangeur de chaleur du premier étape est configuré à refroidir l'air incident en utilisant l'hydrogène liquide de refroidissement provenant du troisième étape.
9. un avion-fusée réversible selon la revendication 1, caractérisé en ce que ledit avion-fusée atteint une vitesse hypersonique dans la première direction, et une vitesse de rentrée dans la deuxième direction.
10. Les techniques opérationnelles relatives au vol de l'avion-fusée constituent: l'accélération à fin d'atteindre une vitesse orbitale dans la première direction; la réorientation de l'avion-fusée; et la rentrée atmosphérique dans la deuxième direction, qui est inverse relative à la première.
11. La méthode selon la revendication 10, caractérisée en ce que l'accélération pour atteindre une vitesse orbitale entraîne: l'aspiration de l'air incident par un diffuseur d'air ; le refroidissement de l'air incident à l'aide d'un potentiel de refroidissement de l'hydrogène liquide stocké dans un réservoir; la condensation d'une portion (au minimum) de l'oxygène constituant l'air incident; l'application de l'oxygène condensé dans l'air incident en tant que propergol/oxydant dans un moteur de l'avion-fusée.
12. La méthode selon la revendication 10, caractérisée en ce que la rentrée atmosphérique entraîne: l'orientation de l'avion-fusée réversible afin de maximiser le frottement dans l'atmosphère supérieure, la dissipation d'au moins une portion de l'énergie cinétique de l'avion-fusée en une ou plusieurs orbites, au lieu du protocole de la descente rapide auquel les lanceurs sont actuellement soumis.
13. La méthode selon la revendication 10, caractérisée en ce que ledit avion-fusée s'atterrit dans la deuxième orientation.
14. La méthode selon la revendication 10, caractérisée en ce que un avion feroute ledit avion-fusée réversible.

15. La méthode selon la revendication 10, caractérisée en ce que le décollage se réalise dans la première direction
16. La méthode selon la revendication 10, caractérisée en ce que le décollage a lieu en accélérant sur une piste.
17. La méthode selon la revendication 10, caractérisée en ce que le décollage entraîne un lancement vertical.

---

### *Description*

---

## **RENOIS RÉCIPROQUES AUX BREVETS CONNEXES**

**[0001]** La présente invention fait une réclamation prioritaire sur le brevet américain provisoire, no 60/538,417, demande déposée le 23 janvier 2004. Cette demande provisoire est incorporé par renvoi.

## **DESCRIPTION DE L'ART ANTÉRIEUR**

**[0002]** La perte de la navette spatiale Columbia en 2003 accentue l'exigence de modéliser un type de véhicule "SSTO" réutilisable, et qui soit plus indemne. On avait décidé de retenir la charge utile lors la rentrée atmosphérique de la Columbia, choix aberrant en tant que ces types de rentrées. La masse de la charge utile, aussi que les problèmes relatifs à la tuile thermique ont contribué à l'échec catastrophique de la navette Columbia. Étant donné la surface d'encombrement assez limitée, le poids structurel, et sa descente rapide dans l'atmosphère, la navette tend à dissiper la plupart de l'énergie cinétique atteinte en orbite dans l'atmosphère plus dense. À cet égard-ci, la tuile thermique joue un rôle intégral à assurer qu'elle demeure intacte. À cause de devoir effectuer le trajet atmosphérique assez rapidement, comptant sur les booster, la navette spatiale de la NASA a évolué dans un géant imposant, qui coûte assez cher à assembler et à lancer.

**[0003]** Le brevet américain no 5, 191, 761 ("brevet no '761"), duquel le Demandeur de la présente invention est propriétaire, dévoile dans la demande un moteur aérobic. Ce brevet est incorporé par renvoi. Ledit moteur comprend une partie frontale dans laquelle se trouve un système à liquéfaction de l'air incident, par lequel l'oxygène est liquéfié et séparé de l'air. L'oxygène s'utilise ensuite au moteur de la navette.

**[0004]** Le brevet américain no 6,213,431 ("brevet no '431"), duquel le Demandeur de la présente invention est propriétaire, dévoile dans la demande un moteur "aerospike". Ce brevet est incorporé par renvoi. Un moteur linéaire de type "aerospike" comprend un fuselage effilé, et ayant une surface de réaction incurvée ou inclinée. Un injecteur de carburant conduit le carburant vers la surface de réaction. La combustion du carburant relative à la surface de réaction crée une poussée propulsive le long la surface de réaction.

**[0005]** L'exigence existe donc de promouvoir le lancement d'une navette spatiale de type "SSTO" réutilisable, visant à appuyer l'industrie aérospatiale devenant de plus en plus expansive. En outre, une réduction des coûts ainsi qu'une capacité améliorée de la charge utile seront des buts de cette nouvelle industrie.

## **SOMMAIRE DE L'INVENTION**

**[0006]** D'un côté, l'invention renvoie un avion-fusée réversible comprenant une entrée d'air à l'avant du fuselage, au moins un échangeur de chaleur se trouvant à l'intérieur de l'avion-fusée, un moteur positionné à l'arrière du fuselage, dont la configuration sert également à l'accélération dans une direction, qu'au planage et qu'à l'atterrissage en direction opposée par rapport à la première.

**[0007]** De l'autre côté, l'invention s'applique aux techniques opérationnelles relatives au vol de l'avion-fusée qui constituent: l'accélération à fin d'atteindre une vitesse orbitale dans la première direction; la réorientation de l'avion-fusée; et la rentrée atmosphérique dans la deuxième direction, qui est opposée relative à la première.

**[0008]** Les autres aspects et avantages de l'invention seront apparents de la description suivante ainsi que des revendications annexes.

## BREVE DESCRIPTION DES DESSINS

[0009] La Figure 1 est une représentation d'une sphère idéale mouvant à une vitesse supersonique.

[0010] La Figure 2 est un schéma à coupe transversale de la concrétisation de l'avion-fusée conformément à une concrétisation de l'invention.

[0011] La Figure 3 est une vue schématique d'un système de refroidissement-condensation conformément à une concrétisation de l'invention.

[0012] La Figure 4A est une concrétisation d'un avion-fusée conformément à une concrétisation de l'invention.

[0013] La Figure 4B est une concrétisation d'un avion-fusée équipé de booster conformément à une concrétisation de l'invention.

[0014] La Figure 4C est une concrétisation d'un avion-fusée pendant la rentrée, conformément à une concrétisation de l'invention.

[0015] La Figure 4D est une concrétisation d'un avion-fusée se préparant pour l'atterrissage conformément à une concrétisation de l'invention.

[0016] La Figure 5 est une concrétisation d'un avion-fusée muni d'un moteur "aerospike" conformément à une concrétisation de l'invention.

[0017] La Figure 6 est une concrétisation d'un avion-fusée conformément à une concrétisation de l'invention.

## DESCRIPTION DÉTAILLÉE

[0018] Un avion-fusée peut être un avion-fusée réversible conformément à une ou plusieurs concrétisations de l'invention. L'avion-fusée peut englober un système de liquéfaction de l'air, ce qui facilitera le déplacement de l'avion-fusée à une vitesse hypersonique permettant une résistance réduite. En direction opposée, l'avion-fusée peut montrer une résistance augmentée pour que l'énergie cinétique d'une vitesse orbitale soit dissipée à une altitude plus haute et à une durée plus longue, comparé aux véhicules conventionnels.

[0019] La Figure 1 est une vue de la situation idéale d'une sphère 100 se déplaçant à une vitesse hypersonique à travers l'atmosphère. La surface 102 de la moitié frontale de la sphère 100 démontre un condenseur idéal, conçu à condenser l'air incident en un liquide en contact avec la surface 102. Dans ce modèle idéal, au lieu de créer une onde de choc dans l'atmosphère, la sphère 100 condense l'air, créant par conséquent un vide partiel devant la sphère 100. Cette condensation de l'air effectue une réduction de la résistance appliquée sur la sphère 100 à zéro. La sphère est capable de se déplacer à une vitesse illimitée à travers l'atmosphère, sans une résistance résultante. Ce principe est appliqué à la présente invention à réaliser le vol hypersonique à des vitesses jamais atteinte.

[0020] La Figure 2 est une coupe transversale d'un avion-fusée 200 conformément à une concrétisation de l'invention. L'avion-fusée contient un cône de nez frontal 201 et un moteur en cloche postérieur 202. Une entrée d'air 204 permet aux écoulements de l'air de pénétrer l'avion-fusée 200 en se déplaçant à travers l'atmosphère. L'air passe à travers une portion d'un échangeur de chaleur 205 de l'avion-fusée 200.

[0021] La Figure 3 est un schéma d'un échangeur de chaleur 300 conformément à une concrétisation de l'invention. La Figure 2 peut elle-même être incorporée, à démontrer la position respective des composants relatifs à cette concrétisation-ci.

[0022] L'air incident relatif au cône de nez 301 (201 dans la Figure 2) est refroidi par un liquide de refroidissement dans le cône de nez 301. Les avions conventionnels emploient un système de compression

adiabatique de l'air incident relatif à la partie frontale de l'avion dans son parcours à travers l'atmosphère. C'est-à-dire que l'air est comprimé sans causer un transfert de chaleur substantiel. Il s'ensuit que la température de l'air incident augmente. En refroidissant l'air incident autour du cône de nez 301, la compression peut être une compression isotherme. C'est-à-dire que la chaleur est résorbée de l'air incident afin d'être comprimé sans y avoir une augmentation considérable de la température.

**[0023]** En général, la compression isotherme requiert moins d'énergie qu'une compression adiabatique analogue. À cause de l'exigence réduite de l'énergie, il y a moins de résistance relative à l'avion-fusée (200 de la Figure 2) dans son parcours à travers l'atmosphère.

**[0024]** Il faut cependant remarquer que dans la pratique, la température de l'air incident peut s'augmenter. Par exemple, l'air incident, qui peut avoir une température près de 0 degrés F à haute altitude, peut être réchauffé à plus de 1,500 degrés F. à cause de la résistance produite par un avion conventionnel de vol à Mach 5. Comme il sera démontré ultérieurement, l'air prérefroidi peut donner un résultat où l'air incident ne soit réchauffé qu'à 500 degrés F. Liant le processus de compression au prérefroidissement tendrait donc à atteindre l'isotherme idéal.

**[0025]** Avant de s'écouler à travers une ouverture (204 dans la Figure 2), l'air peut être prérefroidi en utilisant l'azote gazeux (ou liquide) séparé de l'air incident, ce qui sera expliqué ultérieurement. Un échangeur de chaleur 350 situé au cône de nez 301 peut être utilisé à prérefroidir l'air. Le prérefroidissement peut s'effectuer par l'utilisation d'un échangeur de chaleur 350 situé au cône de nez 301.

**[0026]** En s'écoulant à travers l'entrée d'air 304 (204 dans la Figure 2), l'air incident entre dans une portion d'un échangeur de chaleur / d'un condenseur (205 dans la Figure 2) de l'avion-fusée. Comme illustré dans la Figure 3, l'air incident est refroidi et condensé par trois étages, 310, 320, 330. Plus ou moins de trois étages peuvent être utilisés sans dévier du domaine de la présente invention.

**[0027]** Conformément à la présente invention, un avion-fusée peut être approvisionné d'un réservoir d'hydrogène 341 afin de stocker une quantité d'hydrogène requise pour la propulsion. L'hydrogène est normalement stocké sous forme liquide, et donc il devrait avoir une température de -423 degrés F, le point d'ébullition d'hydrogène. Il est nécessaire que cet hydrogène liquide se soit évaporé avant d'être utilisé comme propergol du moteur 302. À stimuler l'évaporation de l'hydrogène, il est approprié de faire écouler l'hydrogène à travers les échangeur de chaleur (p. ex. 310, 330 dans la Figure 3) de façon à réaliser à la fois le refroidissement et la condensation de l'air incident.

**[0028]** Comme il a été démontré dans la Figure 3, l'hydrogène provenant du réservoir d'hydrogène 341 est pompé à travers le troisième échangeur de chaleur 330, de façon à effectuer la condensation de l'air incident par la baisse température et la chaleur d'évaporation. Comme démontré ultérieurement, dans certaines des concrétisations, seulement l'oxygène constituant l'air incident est liquéfié.

**[0029]** La chaleur spécifique de l'hydrogène est 3.425 BTU/lb - degrés F et la chaleur d'évaporation 191.7 BTU/lb. Cependant, la chaleur spécifique de l'oxygène est 0.219 BTU/lb - degrés F et la chaleur d'évaporation 91.7 BTU/lb. Les valeurs numériques plus hautes pour l'hydrogène donne un avantage dans le refroidissement et la condensation de l'oxygène.

**[0030]** À la suite du troisième étage, l'hydrogène, normalement sous forme gazeuse, s'écoule au premier étage 310, où il effectue la continuation du processus de refroidissement de l'air incident, après être prérefroidi au cône de nez 301. Ensuite, l'hydrogène peut être pompé au moteur en tant que propergol ou carburant.

**[0031]** L'air incident, après le prérefroidissement au cône de nez 301, s'écoule à travers l'entrée d'air 304 (204 de la Figure 2) ainsi qu'entrer dans l'échangeur de chaleur du premier étage 310. Au premier étage 310, l'air est refroidi, et l'énergie de l'air appliquée au chauffage de l'hydrogène jusqu'à atteindre une température appropriée à faciliter la combustion.

**[0032]** On continue le refroidissement de l'air incident à l'échangeur de chaleur appartenant au deuxième étage 320. Dans la concrétisation illustrée dans la Figure 3, le liquide de refroidissement du deuxième étage 320 est l'oxygène liquide, ce qui peut provenir d'un réservoir d'oxygène 345 ou peut être l'oxygène liquide résultant de la condensation de l'oxygène de l'air au troisième étage 330.

**[0033]** Au troisième étage 330, au moins une portion de l'oxygène de l'air est liquéfiée, par la perte de l'énergie au liquide de refroidissement provenant du troisième étage 330. L'air se constitue surtout de l'oxygène (20%) et de l'azote (80%). Le point d'ébullition de l'oxygène (c'est-à-dire, la température à 1 ATM, au-dessous de laquelle l'oxygène est un liquide) est -180 degrés F, et le point d'ébullition de l'azote est -230 degrés F. Cette différence permet la condensation d'une portion de l'oxygène, ou de tout l'oxygène constituant l'air incident, sans que l'azote soit condensé.

**[0034]** Il faut remarquer que la présente invention n'exclut pas la liquéfaction de l'azote de l'air incident. Cependant il peut y avoir certains avantages à propos de la liquéfaction exclusive de l'oxygène de l'air incident. Par exemple, il convient de conserver le potentiel de refroidissement requis à liquéfier l'azote, ce qui permet d'autres applications, p. ex. stocker plus d'oxygène. En outre, la liquéfaction de l'azote de l'air incident requerrait des échangeurs de chaleur plus grands et massifs, ce qui aurait un effet négatif sur la charge utile. Ensuite, l'azote gazeux refroidi peut être utile au processus de refroidissement, comme il sera expliqué ultérieurement.

**[0035]** À la suite du troisième étage 330, l'air incident peut se séparer en oxygène et en azote. L'azote, indiqué par 323, peut s'écouler vers l'échangeur de chaleur relatif au processus de prérefroidissement 350 situé au cône de nez 301 de l'avion-fusée. L'oxygène peut s'écouler vers l'échangeur de chaleur appartenant au deuxième étage 320, où il peut s'évaporer en phase gazeuse, de façon à être fourni au moteur 302. De plus, l'oxygène liquide de l'air incident peut être pompé dans un réservoir 345, à être stocké permettant à l'usage ultérieur. Par exemple, il peut être conservé permettant l'utilisation en espace, où il n'y a pas d'atmosphère de procurer de l'air incident.

**[0036]** La liquéfaction de l'oxygène pendant le vol a plusieurs avantages. D'abord, l'enlèvement et la liquéfaction de l'oxygène pendant le vol effectue une réduction significative dans la quantité de l'oxygène liquide à être stocké à bord de l'avion-fusée avant le décollage. Un vaisseau spatial anaérobie doit être fourni de tout l'oxygène requis pendant le vol entier, ce qui représente une masse significative. La réaction de la combustion de l'hydrogène et de l'oxygène requiert 2 moles d'hydrogène pour une mole d'oxygène (H<sub>2</sub> sub.20 contient deux atomes d'hydrogène pour une atome d'oxygène). Compte tenu que l'oxygène est plus lourde que l'hydrogène, la quantité d'oxygène requise a une masse de huit fois plus lourde que celle de l'hydrogène requise. Pour les vaisseaux aérobies, l'oxygène peut être distillé de l'atmosphère, ce qui économise considérablement la masse à bord.

**[0037]** L'appendice A de ce brevet contient deux tableaux démontrant la quantité de la masse pré-décollage, incluant le carburant et l'oxygène, requise à propulser un livre de la charge utile en orbite. Dans ce cas-ci, le carburant est l'hydrogène. Les deux cas s'appliquent à un vaisseau anaérobie ainsi qu'à un vaisseau aérobie. Démarquant une vitesse orbitale au départ de 25,000 pieds par seconde (ft/s), le tableau révèle une séquence rétrograde des calculs jusqu'à une vitesse de zéro. À chaque échelon, on appliqué la différence d'énergie cinétique (DKe) à déterminer les masses différentielles des carburants (DH<sub>2</sub>, DO<sub>2</sub>) requis à atteindre la différentielle de l'énergie cinétique. Ensuite, la somme des masses individuelles est additionnée à la masse du vaisseau spatial (MM).

**[0038]** Le tableau de dessus révèle que pour un vaisseau spatial anaérobie, il faut avoir 9.116 livres de poids au décollage de manière à ce que 1.000 livres de charge utile soient rendus à une vitesse orbitale de 25,000 ft/sec. Le tableau de dessous représente un vaisseau spatial aérobie. À des vitesses au-dessous de 14,000 ft/sec, ce qui représente le vol atmosphérique, la différentielle de la masse de l'oxygène (DO<sub>2</sub>) est zéro. C'est à cause du fait que l'oxygène peut être condensé de l'atmosphère, ce qui a été expliqué antérieurement. Le tableau au-dessous révèle qu'il ne faut avoir que 5.183 livres de poids de décollage à propulser 1.000 livres de charge utile à une vitesse orbitale de 25,000 ft/sec. Pour des concrétisations stockant une fraction de l'oxygène liquide pour l'usage ultérieure, le poids de décollage peut être encore plus bas.

**[0039]** L'appendice B révèle des tableaux pareils relatifs à un vaisseau spatial qui carbure au méthanol. Un vaisseau spatial anaérobie peut requérir 23.941 livres de poids de décollage à propulser 1.000 livres de charge utile à une vitesse orbitale de 25,000 ft/sec, tandis qu'un vaisseau spatial aérobie peut requérir seulement 10.572 livres de poids de décollage.

**[0040]** Il faut remarquer en outre qu'il est possible de stocker l'hydrogène à l'état boueux au lieu de l'état liquide. L'état boueux contient l'hydrogène partiellement gelé capable d'être pompé. Cela augmenterait la

capacité de refroidissement de l'avion-fusée par 13%, et par conséquent, une charge utile augmentée par 10%.

**[0041]** La Figure 4A illustre un avion-fusée réversible 400 conformément à une concrétisation de l'invention. Un avion-fusée réversible est capable de décoller / accélérer dans une direction, tandis qu'il décélère / rentre dans la direction opposée.

**[0042]** L'avion-fusée 400 comprend un cône de nez 401, une entrée d'air 404, et un moteur en forme de cloche conventionnel 402. De plus, le fuselage de l'avion-fusée 400 contient deux ailes 411, 412. Pendant l'accélération / le décollage, l'avion-fusée peut être propulsé par le moteur 402 dans la direction indiquée par la flèche 405. Dans cette direction, les ailes 411, 412 forment un petit profil à l'air incident, minimisant la traînée. Les ailes 411, 412 peuvent former un profil incidence ce qui augmentera la portance de l'aile pendant le vol atmosphérique. La portance peut aussi se générer par l'angle d'attaque de l'avion-fusée 400.

**[0043]** Le cône de nez 401 et les échangeurs de chaleurs y compris (p. ex. 350 dans la Figure 3) peuvent être faits d'un matériau léger et économique de manière à être délestés de l'avion-fusée 400 avant la rentrée atmosphérique. Pendant la rentrée atmosphérique, l'avion-fusée 400 peut se déplacer en direction opposée, rendant obsolète le cône de nez. Conformément aux contraintes de la conception des échangeurs de chaleur, il peut falloir que le cône de nez 401 se conçoive de telle façon à ne pas pouvoir résister au frottement ainsi qu'à la chaleur lors de la rentrée atmosphérique. En outre, un cône de nez peut susciter un risque ou une obstruction lors de l'atterrissage. Conséquemment, il convient d'être délesté de l'avion-fusée 400, ce qui sera expliqué ultérieurement.

**[0044]** Il est possible d'utiliser l'avion-fusée 400 dans la Figure 4A au moyen de ferroutage à atteindre l'altitude initiale ainsi qu'une vitesse de vol. Par exemple, un avion plus grand peut être fourni à ferrouter l'avion-fusée 400 de la terre jusqu'à une altitude de 30,000 à 50,000 pieds. D'ici, on emploie le moteur en forme de cloche 402 à fournir la poussée appropriée de façon pour atteindre l'orbite.

**[0045]** La Figure 4B illustre un avion-fusée 420 avec des booster 421, 422, pareils aux booster utilisés par l'orbiteur de la NASA. Les booster 421, 422 peuvent fournir la poussée de l'avion-fusée à basse altitude. Une fois qu'ils sont éteints, les booster peuvent être délestés.

**[0046]** La Figure 4C révèle une concrétisation d'un avion-fusée réversible 430 lors la rentrée atmosphérique. L'avion-fusée 430 se déplace dans une orientation inverse relative à celle des avions-fusée 400, 420 dans les Figures 4A et 4B. Ce résultat se produit au moyen des propulseurs qui font tourner l'avion-fusée 430 de 180 degrés lorsqu'il est en orbite et avant la rentrée atmosphérique ait commencée. Dans la Figure 4C, le cône de nez (401 dans la Figure 4A) a été délesté. De plus, à la partie frontale de l'avion-fusée 430, au virage, le moteur (402 dans la Figure 4A) a été délesté de la même manière conformément aux critères contrôle aérodynamique.

**[0047]** L'avion-fusée 430 et les ailes 431, 432 se construisent de façon à créer un profil en direction opposée, c'est-à-dire elles ont des bords arrondis, qui constituent une grande surface et produisent un frottement plus augmenté qu'au vol en direction du décollage (p. ex. la direction révélée dans la Figure 4A). Comme la Figure 4C illustre, l'avion-fusée peut être lancé vers le haut au cours duquel la traînée de frottement s'augmente encore.

**[0048]** La traînée de frottement agissant sur l'avion-fusée 430 en direction opposée permet à l'avion-fusée 430 à dissiper une grande quantité de l'énergie cinétique dans l'atmosphère supérieure, où la densité est assez basse pour que l'avion-fusée ne tende pas à générer de telles températures et donc n'est pas doté d'un écran de protection.

**[0049]** À titre d'exemple, les vaisseaux spatiaux de la NASA entrent généralement à grandes vitesses dans les basses couches de l'atmosphère. Le vaisseau spatial décélère progressivement à une vitesse normale dans l'air après avoir traversé un quart de la distance en orbite. À titre d'exemple, en envisageant l'atterrissage à la Floride, un vaisseau spatial commerce déjà la décélération près d'Hawaï. Se décélérant de cette façon, le vaisseau spatial s'atterrit dans la zone entre l'Hawaï et la Floride.

**[0050]** La traînée étant significative, la décélération de l'avion-fusée 430 s'effectue à une altitude plus haute et à travers une distance plus longue, conformément à l'invention. À titre d'exemple, l'avion-fusée 430 peut

décélérer sa vitesse orbitale le long deux orbites entières autour de la Terre, à une durée notamment plus longue. La durée prolongée permet à l'avion-fusée 430 de dissiper la chaleur dûe à sa décélération, et par conséquent aucun besoin existe qu'il ait un écran de protection. De plus, le propergol requis aussi que la structure de l'avion-fusée le rendent plus léger que d'autres vaisseaux. Ayant réduit la masse, il s'ensuit que l'énergie cinétique à être dissipée lors la rentrée atmosphérique est elle-même réduite.

**[0051]** Comme mentionné ci-dessus, l'avion-fusée peut se déplacer dans "une direction inverse", conformément à l'invention. Dans la pratique, l'avion-fusée peut se déplacer dans une orientation inverse, bien que le vecteur de l'emplacement de l'avion-fusée ne soit pas inversé. Le terme "direction inverse" est employé dans le sens d'une orientation inverse de l'avion-fusée.

**[0052]** La Figure 4D représente l'avion-fusée 430 au cours du manoeuvrement / l'atterrissage. L'avion-fusée est monté en descendant pour effectuer les operations du planage, du manoeuvrement et de l'atterrissage. Les ailes 431, 432 peuvent former un profil de telle sorte à générer la portance requise à faciliter le manoeuvrement de l'avion-fusée 430.

**[0053]** Comme mentionné ci-dessus, l'avion-fusée peut, ou ne peut pas être amariné, conformément à l'invention. Étant opéré à télécommande, l'avion-fusée peut avoir les mêmes avantages de la présente invention. Le domaine de l'invention favorisant aussi l'avion-fusée amariné. La réduction de la température lors la rentrée atmosphérique permet à minimiser significativement les risques y compris actuellement.

**[0054]** La Figure 5 montre une autre concrétisation de l'avion-fusée 500 conformément à l'invention. L'avion-fusée 500 comprend un cône de nez, aussi qu'une entrée d'air 504, et des ailes 511, 512, selon sa conception dans la Figure 4A. La différence comme illustrée se base dans le fait que l'avion-fusée 500 dans la Figure 5 comprend un moteur aerospike 502 au lieu d'un moteur en forme de cloche. Le brevet américain no 6,213,413 ("brevet no '431"), duquel le Demandeur de la présente invention est propriétaire, révèle un moteur asonique aerospike. Le brevet est incorporé par renvoi.

**[0055]** La Figure 5 montre un moteur aerospike 502, comprenant une surface de réaction primaire 521, aussi que deux surfaces de réaction secondaires 522, 523. Quelconque arrangement des surfaces de réaction convienne conformément à la présente invention.

**[0056]** Selon la conception du brevet no '413, un moteur aerospike peut fonctionner à un niveau plus efficace qu'un moteur en forme de cloche à plusieurs altitudes. Dûe à cette caractéristique, il est envisagé qu'un avion-fusée 500 décolle d'une piste, muni d'un moteur aerospike seule à approvisionner la poussée. À cet égard, un avion-fusée 500 devient un véhicule SSTO autosuffisant, capable de décoller d'une piste, atteindre une vitesse orbitale, et rentrer dans l'atmosphère de la Terre en sens inverse, et atterrir. Un tel avion-fusée n'aurait pas besoin de booster ou d'un avion-porteur, ce qui est avantageux.

**[0057]** La Figure 6 représente une autre concrétisation d'un avion-fusée 600 conformément à l'invention. L'avion-fusée ne comprend pas un cône de nez. Au lieu de ce dispositif, l'avion-fusée en entier constitue une sorte d'aile, équipé d'une entrée d'air 604 à la partie frontale de l'avion-fusée 600. Un moteur 602 se situe à l'autre extrémité, et selon la concrétisation dans la Figure 6, le moteur 602 est un moteur aerospike. L'avion-fusée 600 est muni de booster 611, 612 qui peuvent être délestés. Conformément à certaines concrétisations, l'avion-fusée ne comprend aucun booster. À titre d'exemple, un avion-fusée 600 peut comprendre un moteur aerospike permettant le décollage, la mise en orbite et l'atterrissage à l'avion-fusée sans aucun booster. De plus, un avion-porteur peut être employé.

**[0058]** Lorsque l'avion-fusée 600 décolle / accélère, il se déplace dans une première direction 605. L'air incident s'écoule à travers l'entrée d'air 604, après lequel il est refroidi et condensé de façon à minimiser la traînée subie par l'avion-fusée à une vitesse hypersonique. Le moteur 602 peut être utilisé à propulser l'avion-fusée 600. Dès que la vitesse orbitale est atteinte, l'entrée d'air 604 peut être fermée.

**[0059]** Lors la rentrée atmosphérique / la décélération / l'atterrissage, l'avion-fusée 600 peut se déplacer dans une direction inverse 606. Le moteur, étant un moteur aerospike en certaines concrétisations, peut être délesté. Un moteur aerospike peut s'adapter à résister les forces et les températures de la rentrée atmosphérique, ou peut se rétracter lors la rentrée.

**[0060]** Bien que la présente invention ait été expliquée à l'égard d'un nombre délimité de concrétisations, les universitaires profitant de ce traité apprécieront le fait qu'il est possible de conceptualiser d'autres concrétisations conformément aux revendications de cette invention. Le domaine de la présente invention renvoie donc une application limitative en ce qui concerne les revendications exposées ci-dessus.