

①9 RÉPUBLIQUE FRANÇAISE
INSTITUT NATIONAL
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE
PARIS

①1 N° de publication : **2 610 044**
(à n'utiliser que pour les
commandes de reproduction)

②1 N° d'enregistrement national : **87 13895**

⑤1 Int Cl⁴ : F 02 K 9/60, 9/62, 9/44; F 02 K; 9/97; B 64 D
27/02.

①2 **DEMANDE DE BREVET D'INVENTION**

A1

②2 Date de dépôt : 8 octobre 1987.

③0 Priorité : US, 14 octobre 1986, n° 918 214.

④3 Date de la mise à disposition du public de la
demande : BOPI « Brevets » n° 30 du 29 juillet 1988.

⑥0 Références à d'autres documents nationaux appa-
rentés :

⑦1 Demandeur(s) : *GENERAL ELECTRIC COMPANY.* — US.

⑦2 Inventeur(s) : George Albert Coffinberry.

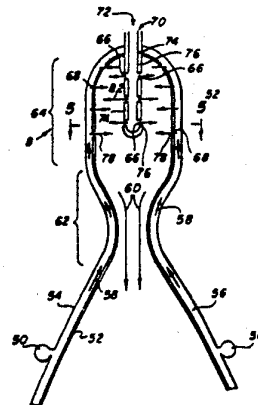
⑦3 Titulaire(s) :

⑦4 Mandataire(s) : Alain Catherine.

⑤4 **Système de propulsion comportant une garniture perfectionnée de la chambre de combustion et procédé de fabrication d'une telle fabrication.**

⑤7 Une paroi intérieure tissée en fibres de carbure de silicium constitue une garniture 52 de la chambre de combustion 64 et une garniture du col de la tuyère 62, et une paroi extérieure tissée en fibres de carbure de silicium est espacée de la paroi intérieure pour constituer un canal 56 pour combustible. Les fibres de carbure de silicium sont tissées de manière à extraire par conduction la chaleur de la chambre de combustion et du col de la tuyère pour la transmettre au canal de combustible et fournir ainsi de la chaleur pour la pyrolyse endothermique du combustible du système de propulsion, lequel comporte une enveloppe de fusée contenant une chambre de combustion, des injecteurs de combustible, un col de tuyère et une tuyère. Le canal de combustible est contigu, en les entourant, à la chambre de combustion et au col de la tuyère, et le combustible est soumis à une pyrolyse endothermique dans le canal.

Application aux moteurs-fusées, statoréacteurs, etc.



FR 2 610 044 - A1

D

La présente invention concerne un système et un procédé de propulsion pour aéronefs et, plus particulièrement, un système et un procédé de propulsion pour un avion équipé de moteurs-fusées, de statoréacteurs ou de statoréacteurs à combustion supersonique. De l'hydrogène liquide, un hydrocarbure liquide et de l'oxygène liquide sont stockés et utilisés d'une façon systématique pour répondre aux conditions correspondant à une poussée de propulsion élevée, à un faible poids du véhicule et à une faible traînée du véhicule dans une réalisation d'aéronef et de système de propulsion relativement simples.

On peut considérer le vol jusqu'à une orbite en une seule étape dans le domaine des hautes accélérations comme la combinaison d'une poussée nette disponible élevée, d'un faible poids du véhicule et d'une faible traînée aérodynamique. Le poids des combustibles diminue alors que le vol progresse et avec une poussée nette positive, le véhicule atteindra la vitesse d'insertion orbitale à des altitudes orbitales dans la mesure où il reste des réserves en combustibles. Par conséquent, un facteur clé dans la propulsion d'un aéronef est la quantité de combustible par rapport aux dimensions du véhicule. Un second facteur clé dans un vol en une étape jusqu'à la mise en orbite est un poids fixe de faible valeur pour le véhicule et le système de propul-

sion car la poussée doit tenir compte de ce poids pendant toute l'ascension jusqu'à la mise en orbite. Un troisième facteur dans ce type de vol est la forme du véhicule qui doit atteindre une relation favorable entre pouvoir ascensionnel et traînée. Le facteur clé final est une poussée élevée de la part du système de propulsion, c'est-à-dire des moteurs-fusées du véhicule. Compte tenu de ce qui précède, on peut voir facilement qu'il est souhaitable d'augmenter la quantité du combustible par rapport aux dimensions du véhicule, de réduire le poids fixe du véhicule et du système de propulsion, d'où la diminution de la poussée nécessaire à la propulsion du véhicule et du système de propulsion jusqu'à l'orbite, d'augmenter la forme aérodynamique de l'avion, et d'accroître la poussée pouvant être obtenue avec le système de propulsion.

On connaît dans la technique un grand nombre de systèmes liquides de propulsion, dont les systèmes liquides de propulsion à combustibles multiples. Cependant, il est difficile de stocker les combustibles dans le véhicule pour obtenir une utilisation maximum de l'espace de stockage dans ce véhicule tout en réduisant le poids des réservoirs et en conférant au véhicule une traînée aérodynamique de faible valeur. De manière à atteindre les objectifs précédents pour les systèmes de propulsion à combustibles liquides, il s'est généralement avéré nécessaire de prévoir des réservoirs de stockage du type sous vide dans les véhicules pour le stockage des combustibles liquides. Les récipients et systèmes de stockage sous vide sont difficiles à entretenir et augmentent sensiblement le poids du véhicule. Par conséquent, il est souhaitable d'éviter la présence des réservoirs de stockage du type sous vide et autres systèmes volumineux pour le stockage des combustibles liquides à bord des avions.

On a largement utilisé comme combustible dans les systèmes de propulsion d'avions des mélanges hydrocar-

bure-oxygène liquide. On sait que de tels combustibles à base d'hydrocarbure brûlent dans les chambres de combustion à des températures dépassant 2700°C et produisent une poussée élevée. Cependant, les systèmes de propulsion pour les aéronefs plus récents nécessitent une poussée supérieure à celle qu'on obtient le plus souvent avec les mélanges hydrocarbure-oxygène liquide et, en général, on a mis au point des combustibles plus complexes dans des systèmes de propulsion plus compliqués pour fournir la poussée plus élevée. On ne peut utiliser la plupart de ces combustibles complexes dans les systèmes de propulsion classiques pour diverses raisons, entre autres, à cause des températures de combustion extrêmement élevées, et, il y a lieu de mettre au point des systèmes de propulsion et des systèmes de stockage complexes pour tenir compte de la combustion de tels combustibles. Les systèmes de propulsion complexes qui permettent de surmonter les difficultés précédentes, contribuent sensiblement au poids du véhicule. Compte tenu des paramètres précédents, il serait avantageux d'utiliser les systèmes de propulsion moins complexes à base de mélanges hydrocarbure-oxygène liquide pour éviter les inconvénients venant d'être exposés.

On sait que certaines substances chimiques, telles que les hydrocarbures à masse moléculaire élevée, réagissent endothermiquement pour donner des produits de réaction qu'on peut utiliser comme combustible. On a développé dans l'art antérieur des systèmes qui convertissent certaines substances chimiques par réactions endothermiques en combustibles qu'on peut brûler dans une chambre de combustion. Cependant, la plupart des systèmes de l'art antérieur sont désavantageux car la processus de la réaction endothermique donne certains produits qui peuvent s'accumuler en quantité considérable dans la chambre de combustion. Par conséquent, il est souhaitable de fournir un système de combustion qui utilise des hydrocarbures simples, tels que l'éthylène,

l'éthane, le propylène et le propane, pour constituer la substance chimique qui réagit endothermiquement afin de ne donner avant tout que des produits de réaction pouvant être utilisés comme combustibles perfectionnés dans les systèmes de propulsion des aéronefs.

Dans les systèmes de propulsion de l'art antérieur qui utilisent des combustibles produisant des températures élevées dans le système de propulsion, par exemple dans la chambre de combustion, il s'est avéré difficile de trouver des matériaux pouvant supporter les hautes températures, c'est-à-dire de 2700° et plus. On a proposé de nombreux types de garnitures pour les chambres de combustion et les cols de tuyère des enveloppes de fusée ; cependant, ils sont complexes et coûteux et ont une durée de vie limitée ou bien nécessitent des quantités excessives de réfrigérant qu'on doit mettre en circulation pour éviter l'affaiblissement des structures et/ou la fusion du matériau de la garniture. Par conséquent, il est souhaitable de prévoir des conceptions améliorées de la chambre de combustion et du col de tuyère et des matériaux dans les systèmes de propulsion qui évitent les inconvénients précédents.

En conséquence, la présente invention a pour objet principale un aéronef et un système de propulsion perfectionnés du type utilisant des combustibles multiples.

La présente invention a pour objet un système et un procédé de propulsion utilisant un choix de combustibles de façon systématique pour obtenir un vol en une étape jusqu'à l'orbite tout en prenant en considération les conditions de réalisation de l'aéronef et du système de propulsion.

La présente invention a encore pour objet un système et un procédé de stockage de combustible pour le stockage de combustibles multiples dans un récipient simple, léger, et offrant des réserves maximum du combustible dans un aéronef de dimensions et de poids minimums.

La présente invention a pour autre objet un dispositif et un procédé de stockage de combustible qui offrent des réserves maximum de combustible tout en conférant une forme optimum à l'aéronef en termes de pouvoir ascensionnel et de traînée.

La présente invention a encore pour objet un système et un procédé de propulsion utilisant des garnitures de chambre de combustion et des garnitures de col de tuyère pour la rétention des hautes pressions de combustion et qui puissent supporter les hautes températures de combustion.

La présente invention a pour autre objet un système et un procédé de propulsion utilisant un mélange d'hydrocarbure et d'hydrogène avec un oxydant à base d'oxygène liquide pour de hautes températures de combustion à partir de combustibles de faible masse moléculaire.

La présente invention a encore pour objet un système et un procédé de propulsion pour le refroidissement d'une garniture de la chambre de combustion et du col de tuyère d'un moteur-fusée.

La présente invention a aussi pour objet un système et un procédé perfectionnés de propulsion dans lesquels la garniture de la chambre de combustion et la garniture du col de la tuyère d'un moteur-fusée sont refroidis par la décomposition endothermique du combustible.

La présente invention a encore pour objet une chambre de combustion et un col de tuyère de conception perfectionnée qui permet d'augmenter le transfert de chaleur et le temps de séjour pour le refroidissement endothermique de la garniture de la chambre de combustion et de celle du col de la tuyère.

La présente invention a aussi pour objet un système perfectionné d'injection de combustible et un système perfectionné d'injection d'oxygène pour procéder à l'éjection du combustible et de l'oxygène liquide dans la chambre de combustion d'un système de propulsion.

On atteint ces objets ainsi que d'autres objets dans la présente invention en choisissant une classe spécifique de combustibles qu'on utilise en conjonction avec un système de propulsion perfectionné et une conception améliorée de l'aéronef.

Le système perfectionné de propulsion de la présente invention utilise un hydrocarbure comme combustible et emploie une enveloppe de fusée ayant une garniture de chambre de combustion et une col de tuyère ; un canal pour l'hydrocarbure contigu, en les entourant, à la garniture de la chambre de combustion et à la garniture du col de la tuyère; un moyen pour fournir un courant de combustible au canal ; un moyen pour fournir un flux de chaleur élevé à la garniture de la chambre de combustion et à la garniture du col de la tuyère provenant de la combustion dans l'enveloppe de la fusée, d'où il résulte que la température des garnitures dépasse leurs limites thermiques ; et un moyen pour refroidir la garniture de la chambre de combustion et la garniture du col de la tuyère par pyrolyse endothermique de l'hydrocarbure dans le canal. Dans l'un des aspects de la présente invention, la pyrolyse endothermique de l'hydrocarbure dans le canal s'effectue en présence d'hydrogène, et l'hydrogène du combustible accélère la vitesse de pyrolyse endothermique. Dans un autre aspect de la présente invention, la pyrolyse endothermique de l'hydrocarbure s'effectue dans le canal en présence d'un moyen de catalyseur qui accélère la vitesse de cette pyrolyse. La pyrolyse endothermique de la classe des hydrocarbures utilisés dans la présente invention, en présence d'hydrogène et/ou d'un catalyseur, donne un produit combustible ayant des vitesses de combustion plus élevées, un produit combustible ayant des températures de combustion plus hautes et/ou un produit combustible présentant une masse moléculaire plus faible.

L'aéronef de la présente invention comporte un système de propulsion qui utilise un système de combustible

double, dans lequel au moins un des combustibles est un combustible cryogénique, un réservoir intérieur qui n'est pas sous vide contient le combustible cryogénique, et un réservoir extérieur, qui n'est pas sous vide et entoure le

5 réservoir intérieur, contient un second combustible, ce second combustible ayant un bas point de congélation et un point élevé d'ébullition, qui agit en isolant pour le combustible cryogénique que renferme le réservoir intérieur. Le

10 second combustible présent dans le réservoir extérieur peut être également un combustible cryogénique. Le réservoir de combustible ou système de récipient comporte un réservoir ou récipient intérieur cylindrique, pressurisé, pour renfermer ou stocker le combustible cryogénique liquide, par exemple de l'hydrogène, et comprend une paroi isolée rigide. Entou-

15 rant le réservoir intérieur pour renfermer et stocker le combustible cryogénique liquide, un réservoir extérieur contient le second combustible qui est généralement un hydrocarbure liquide et/ou gazeux. En entourant le réservoir intérieur, contenant par exemple de l'hydrogène liquide,

20 avec un hydrocarbure liquide et/ou gazeux pré-refroidi, on évite une ébullition excessive de l'hydrogène liquide aux hautes altitudes. La couche d'hydrocarbure liquide et/ou gazeux isole l'hydrogène liquide, ce qui permet d'éviter les réci-

25 pients cryogéniques sous vide classiques assurant l'isole- ment. La paroi de réservoir extérieur qui contient l'hydro- carbure constitue le revêtement de l'aéronef. Ainsi, la paroi extérieure du réservoir extérieur épouse la forme aérodynamique de l'aéronef. L'hydrocarbure pré-refroidi est sensiblement non-pressurisé et remplit par

30 conséquent la totalité de l'espace séparant le réservoir d'hydrogène liquide et le revêtement de l'aéronef. Cette conception et ce procédé de stockage du combustible dans l'aéronef permet-

35 tent de lui conférer une forme se traduisant par un pouvoir ascensionnel et une traînée optimum sans réduction des réserves de combustible.

Des moyens de stockage pour un oxydant liquide sont prévus, et des moyens classiques utilisés pour maintenir l'oxydant liquide à l'état sous-refroidi afin de réduire l'ébullition. Le moyen de stockage de l'oxydant liquide peut présenter n'importe quel forme appropriée afin de remplir un ou plusieurs récipients non pressurisés qui épousent la forme de l'aéronef et du système perfectionné et stockage du combustible de la présente invention.

On prévoit également, selon la présente invention, un système de propulsion ayant une enveloppe de fusée contenant une chambre de combustion, des injecteurs de combustible, un col de tuyère et une tuyère ; un canal pour combustible dans lequel le combustible est soumis à une pyrolyse endothermique, ce canal étant contigu, en les entourant, à la chambre de combustion et au col de la tuyère ; et un moyen pour fournir un courant de combustible dans le canal, où le perfectionnement comprend une paroi intérieure en fibres tissées de carbure de silicium qui constitue une garniture de la chambre de combustion et une garniture du col de la tuyère et une paroi extérieure en fibres tissées de carbure de silicium espacée de la paroi intérieure pour former ledit canal pour combustible. Les fibres de carbure de silicium sont tissées, de préférence en continu, et conduisent la chaleur entre la chambre de combustion et le col de la tuyère jusqu'au canal de combustible, d'où l'apport de chaleur pour la pyrolyse endothermique du combustible. Dans les modes de réalisation préférés, la paroi intérieure en fibres tissées de carbure de silicium présente une certaine porosité pour la maîtrise sélective de la diffusion de l'hydrogène entre le canal, par l'intermédiaire de la paroi, et la chambre de combustion et le col de la tuyère. Ce perfectionnement du système de propulsion, c'est-à-dire dans des moteurs-fusées dans lesquels la chambre de combustion est constituée de fibres de carbure de silicium enroulées en continu, permet aux moteurs-fusées de

fonctionner à des températures très élevées avec des combustibles ayant une faible masse moléculaire, c'est-à-dire, par exemple, avec des combustibles tels que les hydrocarbures de faible masse moléculaire et l'hydrogène en présence de
5 l'oxydant, à savoir l'oxygène. Les produits de combustion de ces combustibles ont une masse moléculaire relativement basse. Tels qu'ils sont utilisés ici, les hydrocarbures à faible masse moléculaire sont insaturés ou sont des hydrocarbures saturés ayant moins de 4 atomes de carbone.

10 L'hydrogène provenant de l'hydrogène liquide dans le mélange d'hydrocarbure en plus de l'hydrogène dû à la décomposition endothermique de l'hydrocarbure présentant le canal de combustible favorise la formation d'une grande fraction de vapeur d'eau de masse moléculaire relativement
15 basse dans les produits de la combustion. Il est tenu compte de la haute température de combustion dans la chambre de combustion et de la haute température dans le col de la tuyère par l'utilisation combinée des fibres de carbure de silicium enroulées en continu et du refroidissement par film
20 fluide dû à l'hydrogène présent dans le canal dans lequel l'hydrogène diffuse entre le canal, par l'intermédiaire de la garniture de la chambre de combustion et de la garniture du col de la tuyère, et la chambre de combustion et la chambre du col de la tuyère, respectivement. Le résultat net
25 est une température de combustion et un rapport des masses moléculaires qui provoquent une haute vitesse sonique dans le col de la tuyère du moteur-fusée, et après détente supersonique, une vitesse élevée à l'échappement du moteur-fusée.

30 Selon la présente invention, la construction en fibres de carbure de silicium enroulées de la garniture de la chambre de combustion et de la garniture du col de la tuyère confère une résistance périphérique élevée, et les couches de fibres assurent un refroidissement par transpiration grâce à la porosité contrôlée des fibres, ce qui
35 permet la migration ou diffusion sous pression de l'hydro-

gène, et non de l'hydrocarbure, jusque dans la chambre de combustion et la chambre du col de la tuyère en passant par leurs parois. Ainsi, on obtient un refroidissement par film fluide du côté chaud de la paroi alors que simultanément
5 l'addition hydrogène diminue la masse moléculaire du gaz d'échappement, d'où une vitesse plus élevée au col. De plus, la pellicule d'hydrogène sur le côté chambre de combustion et col de tuyère de la garniture de la chambre et de la garniture du col réduit le frottement du fluide sur la paroi
10 du col de la tuyère.

Dans un autre aspect de la présente invention, le système de propulsion comprend une enveloppe de fusée ayant une chambre de combustion avec une garniture et une chambre du col de tuyère avec une garniture ; un canal pour combustible contigu, en les entourant, à la garniture de la
15 chambre de combustion et à la garniture du col de la tuyère qui forment la paroi intérieure du canal, la paroi extérieure de ce canal étant espacée de la paroi intérieure pour former le canal ; un moyen pour fournir un courant de combustible au canal ; et une multitude d'ailettes directrices
20 de débit qui sont disposées dans le canal pour y diriger le combustible de façon circonférentielle. Ainsi, le combustible parcourt un trajet plus long dans le canal, ce qui en augmente le temps de séjour et facilite le transfert de chaleur au combustible présent dans le canal. Grâce à la
25 multitude d'ailettes, il y a donc un temps de séjour plus long dans le canal de combustible, et cela permet un transfert de chaleur plus élevé et un temps plus grand pour la pyrolyse endothermique ou la décomposition de l'hydrocarbure
30 servant de combustible.

Dans un autre perfectionnement, une multitude de trous d'injection de combustible ménagés dans la garniture de la chambre de combustion injectent du combustible dans cette chambre dans une direction qui favorise le mouvement
35 circonférentiel du combustible dans la chambre. Un oxydant

est également introduit par l'intermédiaire de trous d'injection dirigés vers le centre de la chambre de combustion de façon à injecter l'oxydant dans la chambre dans une direction qui favorise le mouvement circonférentiel de cet oxydant. De cette manière, le combustible et l'oxydant sont mélangés dans la chambre avant leur combustion et au cours de celle-ci.

Grâce à la présente invention, l'hydrocarbure servant de combustible est utilisé pour engendrer des produits ayant au moins l'une des propriétés suivantes : (1) vitesse de combustion plus élevée, (2) température de combustion plus haute et (3) masse moléculaire plus faible avant la combustion dans la chambre. Par exemple, l'acétylène est un produit combustible préféré qui présente une vitesse de combustion plus grande, une température de combustion plus élevée et une masse moléculaire plus faible que l'hydrocarbure à partir duquel il est produit. Dans un mode de réalisation de la présente invention, l'éthylène est transformé thermiquement en acétylène et hydrogène en utilisant l'hydrogène dans le canal de combustible comme catalyseur et/ou en employant un catalyseur supplémentaire, alors que l'hydrogène en excès provenant du mélange combustible agit aussi pour tamponner et éviter la polymérisation du carbone qui se traduit par du coke ou dans certains cas par la détonation de l'acétylène.

Grâce à la présente invention, il est possible d'accentuer la consommation d'oxygène liquide, d'hydrocarbure liquide et/ou gazeux et d'hydrogène liquide, dans cet ordre. Cela est important car pour toute vitesse d'échappement d'une fusée, la poussée est obtenue par addition de la masse des combustibles de manière à augmenter le moment. L'oxygène liquide, suivi par l'hydrocarbure liquide, a une haute densité à l'état liquide, et par conséquent, une fraction élevée de combustible par rapport aux dimensions de l'aéronef et du poids fixe de ce dernier.

On peut utiliser les systèmes et procédés de propulsion de la présente invention dans n'importe quel aéronef, dont le ou les moteurs utilisent une enveloppe de fusée ; par exemple, les systèmes et procédés de propulsion de la présente invention peuvent constituer une partie d'un 5 moteur-fusée, une partie d'un statoréacteur ou une partie d'un statoréacteur à combustion supersonique.

La description qui va suivre se réfère aux figures annexées qui représentent respectivement :

10 figure 1, une illustration isométrique, en partie en crevé, d'un aéronef entraîné par fusée qui illustre les récipients de combustible de la présente invention ;

figure 2, une vue en coupe prise le long des lignes 2-2 de la figure 1, illustrant les réservoirs de 15 combustible et d'oxydant de l'aéronef ;

figure 3, une vue en coupe d'un segment des réservoirs de combustible, illustrant la construction de leurs parois ;

20 figure 4, une vue en coupe de la partie supérieure d'un moteur-fusée et illustrant le canal de combustible, la garniture du col de tuyère, la garniture de la chambre de combustion et l'injecteur d'oxydant selon la présente invention ;

25 figure 5, une vue en coupe du moteur-fusée prise le long des lignes 5-5 de la figure 4, et illustrant en outre le courant de combustible dans le canal et les ailettes de contrôle de débit de la présente invention ;

figure 6, une vue en coupe de la garniture de la chambre de combustion de la présente invention.

30 La figure 1 représente un aéronef typique 10 comportant une carlingue et/ou une charge 24 dans sa section antérieure, trois moteurs 8 et une section postérieure 22 dans la partie arrière de l'aéronef et le système perfectionné de stockage de combustible de la présente invention, 35 lequel comporte un réservoir 4 d'hydrogène liquide entouré

par un réservoir 20 d'hydrocarbure ainsi que par des réservoirs 6 d'oxydant liquide situés au milieu de la section postérieure de l'aéronef. On peut utiliser les systèmes et procédés perfectionnés de propulsion de la présente invention dans n'importe quelle réalisation d'aéronefs.

En liaison avec les figures 1 et 2, l'hydrogène liquide et/ou pâteux est contenu et pressurisé dans le réservoir 4 de l'aéronef entraîné par fusée ou avion 10. L'hydrogène pâteux est une combinaison d'hydrogène liquide et d'hydrogène solide. Le réservoir d'hydrocarbure 20 entoure le réservoir 4. Tel qu'il est utilisé ici, le réservoir 4 est un réservoir intérieur, non soumis au vide, qui contient un combustible cryogénique, tel que l'hydrogène, nécessitant normalement une chambre ou récipient d'isolement sous vide, et le réservoir d'hydrocarbure 20 est un réservoir extérieur, non soumis au vide, qui entoure le réservoir intérieur pour renfermer un second combustible, par exemple un combustible ayant un faible point de congélation et un point élevé d'ébullition qui agit en isolant pour le combustible cryogénique que renferme le réservoir intérieur 4.

A titre d'exemple de combustibles ayant un faible point de congélation, on peut citer ceux présentant un point de congélation compris entre environ -190°C et environ -140°C et un point d'ébullition élevé, par exemple entre environ -120°C et environ -37°C . Les hydrocarbures, qu'ils soient à l'état liquide ou à l'état gazeux, et dont les points de congélation et d'ébullition tombent dans les plages précédentes, fournissent la barrière thermique nécessaire pour éviter l'ébullition de l'hydrogène. L'isolement de la paroi qui sépare le réservoir 4 d'hydrogène liquide et le réservoir 20 d'hydrocarbure est suffisant pour empêcher la congélation de l'hydrocarbure par l'hydrogène liquide pendant la durée normale d'un vol. A une pression absolue dans le réservoir de $0,14\text{MPa}$, l'hydrogène liquide à une température de -250°C absorbe $5,3\text{ kJ}$ par 450g , l'hydrogène

pâteux à une température de -260°C absorbe 26 kJ par 450 g avant que l'ébullition se produise. En plus d'un bas point de congélation, l'hydrocarbure doit avoir un point d'ébullition élevé (faible pression de vapeur) afin de ne nécessiter aucune pressurisation aux hautes altitudes. Selon la présente invention, la pressurisation à moins d'environ 0,014 MPa absolus (pression supérieure à la pression ambiante) est acceptable. La faible pression de vapeur de l'hydrocarbure permet au réservoir d'hydrocarbure 20 d'avoir la forme désirée. Par conséquent, le réservoir 20 peut être façonné de manière à fournir à l'aéronef 10 une traînée aérodynamique réduite et un échauffement plus faible par frottement dans l'atmosphère.

Les hydrocarbure qu'on a utilisés en conformité avec les paramètres précédents pour fournir l'isolement nécessaire à l'hydrogène liquide comprennent l'éthylène, l'éthane, le propylène, le propane et leurs mélanges. Comme ces combustibles sont également des combustibles cryogéniques, le combustible du réservoir extérieur 20 peut être également un combustible cryogénique. Le tableau suivante donne des exemples d'hydrocarbures typiques qu'on peut utiliser dans le réservoir 20 selon la présente invention.

TABLEAU

HYDROCARBURES				
	Point d'ébullition ($^{\circ}\text{C}$)	Point de congélation ($^{\circ}\text{C}$)	Densité à l'état liquide à -140°C g/cm^3	
25				
30	Ethylène C_2H_4	-104°C	-169°C	0,61
	Ethane C_2H_6	-93°C	-172°C	0,61
35	Propylène C_3H_6	-48°C	-185°C	0,64
	Propane C_3H_8	-40°C	-190°C	0,62

Les combustibles indiqués dans le tableau précédent peuvent être sous-refroidis le cas échéant, afin de réduire leur pression de vapeur et éviter l'ébullition aux hautes altitudes. Par exemple, les combustibles du tableau
5 peuvent être sous-refroidis à -140°C . La densité à l'état liquide à la température de -140°C est indiquée pour chacun des hydrocarbures du tableau.

Le réservoir intérieur 4 qui contient l'hydrogène liquide est généralement cylindrique comme cela est illustré
10 en figures 1 et 2. Dans les modes de réalisation préférés, le réservoir 4 est un cylindre allongé qui s'étend pratiquement entre la carlingue et la section de charge 24 sur toute la longueur de l'aéronef jusqu'à la section comportant la fusée. Par exemple, le réservoir 4 est situé au centre de
15 l'aéronef comme cela est représenté en figure 2 et s'étend approximativement entre la ligne 26 et la ligne 28 de l'aéronef comme cela est illustré en figure 1. Une conduite 16 d'hydrogène liquide est connectée à une pompe classique 18 pour fournir l'hydrogène liquide aux conduites et collec-
20 teurs appropriés afin de le distribuer aux conduites et canaux des systèmes de propulsion de la présente invention.

Bien qu'on ait représenté en figure 1 une seule conduite d'hydrogène liquide et une seule pompe, l'homme du métier saura prévoir une multitude de conduites et de pompes
25 de combustible, ainsi que l'équipement auxiliaire et les commandes en permettant la distribution.

Le réservoir d'hydrogène liquide 4 peut être constitué de n'importe quel matériau isolant, dont l'épais-
30 seur empêchera de provoquer la congélation par l'hydrogène liquide de l'hydrocarbure que contient le réservoir 20 pendant la durée du vol. Comme représenté en figure 3, une construction légère typique de la paroi du réservoir d'hydrogène liquide comprend des parois 38 en graphite-résine
35 époxy, de préférence en fibres armées, par exemple, de fibres de graphite, qui sont séparées par un matériau iso-

lant 40. Par exemple, le matériau isolant peut être constitué d'environ 2,5 cm de mousse de polyuréthane liquide injectée dans les parois 38 et durci entre celles-ci pour former l'isolant 40 en polyuréthane. D'autres matériaux isolants typique pouvant supporter les basses températures comprennent, par exemple, la silice tassée. Le matériau isolant 40 empêche la congélation de l'hydrocarbure liquide dans le réservoir 20 par l'hydrogène liquide du réservoir 4. La surface intérieure du réservoir 4 est de préférence revêtue d'un matériau empêchant la diffusion de l'hydrogène à travers les parois 38. Par exemple, un clinquant métallique en alliage nickel-fer contenant entre environ 40 % et environ 50% de nickel et ayant un faible coefficient de dilatation thermique convient pour le revêtement 42 de la paroi intérieure 38 du réservoir 4. Un clinquant pouvant être utilisé à cet effet est vendu sous la marque Invar.

Selon la présente invention, la paroi extérieure du réservoir extérieur, c'est-à-dire la paroi extérieure du réservoir 20 est le revêtement 30 de l'aéronef 10. Ainsi, la paroi extérieure du réservoir 20 épouse la forme aérodynamique de l'aéronef 10. Le revêtement 30 de l'aéronef 10 a de préférence une épaisseur d'environ 2,5 cm. Des matériaux typiques pour le revêtement sont bien connus dans l'art. Par exemple, des matériaux pour hautes températures (environ 870°C) tels que l'aluminite de titane ou certains super-alliages à base de nickel, tels que le Rene 4, peuvent être utilisés pour constituer le revêtement du véhicule. Le revêtement extérieur 30 est lié au matériau isolant 36 résistants aux hautes températures, tels que l'isolant thermique ayant pour appellation commerciale Min-K armé d'un milieu fibreux et de matières particulières très fines résistant à la chaleur et ayant une structure micro-poreuse avec une conductivité thermique très faible et une basse diffusivité thermique. On peut également utiliser, en va-

riante, de la silice tassée, par exemple de la silice tassée contenant un milieu fibreux et une très fine matière particulaire résistant à la chaleur ayant une structure microporeuse avec une faible conductivité thermique et une basse diffusivité thermique pour constituer le matériau d'isolant 36. La surface intérieure de la paroi extérieure du réservoir 20 est également recouverte d'un matériau approprié pour réduire les rayonnements. Par exemple, on peut utiliser un alliage fer-nickel contenant entre environ 40% et environ 50% de nickel sous la forme d'un clinquant pour constituer la barrière 34 contre les rayonnements et le revêtement 34 de la paroi du réservoir 20. Le clinquant 34 laminé avec un isolant haute température 36 réduit également les rayonnements. Le clinquant métallique 34 sert également à réduire les gradients de dilatation thermique dans le réservoir.

Afin d'éviter la congélation de l'humidité sur le revêtement extérieur 30 de l'aéronef 10, on utilise un gaz de purge dans les espaces 32 de la structure 31 de la grille. Par exemple, on peut acheminer de l'azote gazeux chaud comme gaz de purge dans les espaces 32 de la grille 31 afin de réchauffer le revêtement extérieur 30.

Selon la présente invention, on prévoit un procédé de stockage de combustibles dans un aéronef comportant un système de propulsion qui utilise un système de combustible double dans lequel l'un des combustibles est un combustible cryogénique qui nécessite normalement un isolant cryogénique sous vide, comprenant le placement du combustible cryogénique nécessitant normalement un récipient cryogénique sous vide dans un réservoir intérieur, non soumis au vide, et la mise en place d'un second combustible ayant un bas point de congélation et un point d'ébullition élevé dans la zone entourant le réservoir intérieur, d'où il résulte que le second combustible joue le rôle d'isolant pour le combustible cryogénique que contient le réservoir intérieur.

En figure 1, une conduite 17 est connectée à une

pompe 15 d'hydrocarbure afin de le fournir aux conduites et collecteurs appropriés selon la présente invention. Une conduite 12 fournit l'oxygène liquide aux conduites et collecteurs appropriés au moyen d'une pompe 14. Tout système classique de fourniture de combustible, comprenant des conduites de combustible, ainsi que des commandes et l'équipement auxiliaire (non représentés) peuvent être utilisés pour fournir les combustibles et l'oxydant aux systèmes de propulsion de la présente invention.

10 En figure 4, on a représenté une vue en coupe d'une enveloppe de fusée typique 8, construite de manière à utiliser la classe spécifique de combustibles selon la présente invention. On peut utiliser l'enveloppe 8 comme partie d'un moteur-fusée, partie d'un statoréacteur ou 15 partie d'un statoréacteur à combustion supersonique. Un mélange d'hydrogène et d'hydrocarbure fourni par les réservoirs 4 et 20, respectivement, de la figure 1, par l'intermédiaire de leurs conduites et pompes respectives est acheminé jusqu'à un collecteur 50. Le collecteur 50 est de 20 préférence disposé circonférentiellement autour de la tuyère du moteur fusée 8 et communique avec une cavité ou canal 56 de combustible entre une paroi 54 et une paroi 52. Les parois 54 et 52 forment le col 62 de la tuyère et la chambre de combustion 64 de l'enveloppe 8. Le canal 56 de combustible qui est alimenté en combustible par le collecteur 50, 25 et dans lequel le combustible circule dans le sens des flèches 58, est contigu, en l'entourant, à la chambre représentée dans ses grandes lignes par la zone 64 en figure 4 et au col de la tuyère représenté dans ses grandes lignes par 30 la zone 62 dans cette figure. Dans des modes de réalisation préférés, le canal 56 entoure la totalité de l'enveloppe de la fusée de sorte que le carburant est fourni à la chambre de combustion à partir de la totalité de la périphérie de cette enveloppe. Le canal de combustible peut avoir toute 35 dimension qui permet une fourniture adéquate de combustible

à la chambre de combustion, cette dimension pouvant être facilement déterminée par le technicien.

Selon la présente invention, la paroi de combustible ou la paroi extérieure 54 et la paroi intérieure 52, définie également comme garniture 52 de la paroi de la tuyère, garniture 52 du col de la tuyère et garniture 52 de chambre de combustion, selon son emplacement dans l'enveloppe 8, sont réalisées en fibres de carbure de silicium. Les fibres ou filaments de carbure de silicium sont tissés et dans le cas de la paroi intérieure 52 acheminent par conduction la chaleur de la chambre de combustion 64 et du col 62 au canal 56 du combustible, et par conséquent fournissent de la chaleur pour la pyrolyse endothermique du carburant dans la canal 56. On connaît bien dans l'art les fibres de carbure de silicium à haute température, lesquelles sont enroulées principalement dans une direction circonférentielle de manière à former la rétention haute pression pour le moteur fusée. Les fibres de carbure de silicium peuvent fonctionner, sans refroidissement, jusqu'à une température d'environ 1200°C.

Dans les modes de réalisation préférés de la présente invention, la paroi intérieure 52, à savoir la garniture du col de la tuyère et la garniture de la chambre de combustion, est en fibres tissées de carbure de silicium ayant une porosité qui permet de maîtriser sélectivement la diffusion de l'hydrogène entre le canal 56 et la chambre de combustion 64 et le col 62, par l'intermédiaire de cette paroi. La paroi extérieure 54 du canal 56 est en fibres tissées de carbure de silicium haute température et est non poreuse de sorte que l'hydrogène ne diffusera pas à travers cette paroi. La paroi 52 est poreuse de sorte que l'hydrogène présent dans le canal 56 sous haute pression, par exemple à une pression d'environ 280 MPa absolus, peut traverser la paroi 52, ou diffuser à travers cette paroi, jusqu'au col de la tuyère et la chambre de combustion dont

la pression est inférieure à celle du combustible dans le canal, se trouvant par exemple à une pression d'environ 210 MPa absolus. Cette diffusion de l'hydrogène dans la paroi 52 pour entrer dans les chambres internes de l'enveloppe 8
5 fournit un refroidissement par film fluide, comme cela est représenté par la flèche 90 et la couche 92 en figure 6.

Comme cela est illustré en figure 6, laquelle est une partie à grande échelle de la garniture 52 de la chambre de combustion, l'hydrogène gazeux 90 traverse la garniture
10 de la chambre de combustion ou la garniture du col de la tuyère pour entrer dans la chambre de combustion ou la chambre du col, diffusant à travers la paroi poreuse 52 en fibres de carbure de silicium enroulées en continu pour former une pellicule 92 d'hydrogène sur le côté de la paroi
15 en regard de la chambre et du col. La diffusion de l'hydrogène dans la paroi assure le refroidissement par transpiration par suite de la migration de l'hydrogène sous pression dans la paroi comme on l'a décrit ci-dessus, et est permise par la porosité de la paroi. C'est cet effet qui
20 contribue au maintien de la température de la garniture 52 de la chambre et du col à une valeur inférieure à la température de décomposition des filaments en carbure de silicium, par exemple au maintien de la température de la paroi à une valeur inférieure à la plage comprise entre
25 environ 980 et 1200°C.

Dans la fabrication de la garniture de la chambre de combustion et de la garniture du col de la tuyère pour une enveloppe de fusée contenant une chambre de combustion, des injecteurs de combustible, un col de tuyère et une
30 tuyère, un canal de combustible dans lequel le combustible est soumis à une pyrolyse endothermique, ce canal étant contigu, en les entourant, à la chambre de combustion et au col ; et comportant un moyen pour fournir un courant de combustible au canal, on tisse des fibres de carbure dans
35 une multitude de couches suivant une armure qui favorise la

réten-tion à haute pression pour la chambre de combustion et le col ; et on confère aux fibres tissées de carbure de silicium la forme d'une chambre de combustion et d'un col de tuyère. Ainsi, on construit les parois 52 et 54 avec des
5 filaments ou des fibres inté-grants en carbure de silicium, de préférence dans des couches qui sont tissées circonfé-rentiellement suivant une armure continue. Les filaments ou fibres de carbure de silicium non seulement favorisent la réten-tion à haute pression pour la chambre de combustion et
10 le col de la tuyère, mais sont également efficaces pour extraire par conduction la chaleur de la zone 64 de la chambre de combustion et de la zone 62 du col de la tuyère. Dans l'enroulement des filaments ou fibres de carbure de silicium, l'homme du métier peut facilement faire appel aux
15 techniques classiques, par exemple d'enroulement des fibres autour d'un noyau solide, et on peut choisir l'armure du tissage dans le but de conférer la porosité nécessaire à la paroi 52 et l'absence de porosité à la paroi 54. On peut facilement assembler les fibres de carbure de silicium
20 enroulées et façonnées pour former le canal 54 ayant des dimensions optimum en faisant appel aux techniques classi-ques bien connues dans l'art concerné.

De manière à obtenir la porosité désirée pour la maîtrise sélective de la diffusion de l'hydrogène dans le
25 carbure de silicium tissé de la paroi 52, on peut employer diverses techniques bien connues dans l'art, par exemple le dépôt en phase vapeur et/ou l'infiltration en phase vapeur, pour le dépôt ou l'infiltration de composés organo-métal-liqués dans les fibres enroulées et tissées, ces composés
30 permettant la diffusion sélective de l'hydrogène dans le carbure de silicium tissé.

En liaison avec les figures 4 et 5, dans un autre aspect de la présente invention, une série d'ailettes 80 sont disposées dans le canal 56 pour diriger circonféren-tiellement le combustible le traversant dans le sens de la
35

flèche 58, d'où il résulte que le combustible parcourt un trajet plus long dans le canal 56 et par conséquent augmente son temps de séjour pour améliorer le transfert de chaleur au fluide et/ou gaz et prolonger le temps de réaction pour la pyrolyse endothermique du combustible. Des ailettes de 5 tourbillonnement 80 animent le combustible gazeux d'un mouvement de rotation, par exemple l'hydrogène et l'hydrocarbure, de manière à améliorer le transfert de chaleur. Les ailettes 80 peuvent être en une pièce avec la paroi exté- 10 rieure 54, ou être montées individuellement sur cette paroi. Les ailettes 80 peuvent être en n'importe quel matériau approprié pouvant supporter les températures et pressions régnant dans le canal 56, et sont de préférence en stratifié de filaments ou fibres tissés de carbure de silicium haute 15 température. Les ailettes 80 sont disposées de façon à faire tourner le combustible alors qu'il se déplace entre le collecteur 50 et la section 64 contenant la chambre de combustion. Les ailettes peuvent être disposées dans la 20 totalité du canal de combustible ou dans des segments de celui-ci. Cependant, dans les modes de réalisation préférés de la présente invention, on place les ailettes 80 dans le canal 56 au droit de la zone 64.

Des orifices 68 d'injection de combustible, de préférence sous forme de trous circulaires ménagés dans la 25 paroi 52 dans la zone de la chambre de combustion 64, sont disposés de façon à poursuivre ou faciliter le mouvement de tourbillonnement du combustible gazeux chaud représenté par les flèches 78 alors qu'il passe du canal 56 à la chambre de combustion. On peut utiliser le nombre souhaité d'orifices 30 68 dans la présente invention. Dans la plupart des modes de réalisation, la vitesse d'injection du combustible gazeux chaud dans son entrée dans la chambre de combustion dépasse environ 300 m/s à une chute de pression d'environ 70 MPa. Les trous 68 injectent le combustible dans la chambre de 35 combustion dans une direction qui facilite le mouvement

circonférentiel du combustible. Dans les modes de réalisation préférés, dans lesquels la garniture de la chambre de combustion est sensiblement circulaire dans une vue en coupe, les trous sont orientés suivant un angle inférieur à 90° par rapport à la perpendiculaire à la tangente de la garniture. Dans la plupart des modes de réalisation, cet angle est compris entre environ 30° et environ 60° ; cependant, on peut utiliser tout angle de valeur inférieure à 90° qui est suffisant pour faciliter le mouvement circonférentiel du combustible dans son entrée dans la chambre de combustion.

Le système de propulsion de la présente invention comporte également un moyen pour introduire un oxydant, tel que de l'oxygène liquide, à partir d'une conduite 72 qui est alimentée en oxydant à partir des réservoirs 6 représentés en figures 1 et 2. L'oxydant est introduit dans la chambre de combustion par l'intermédiaire des trous d'injection 66 comme cela est représenté en figures 4 et 5. La conduite 72 est placée au centre de la chambre de combustion et comporte une multitude de trous ou orifices 66 pour l'introduction de l'oxydant au centre de la chambre. L'oxydant est de préférence injecté dans la chambre dans une direction qui favorise son mouvement circonférentiel lors de son entrée à partir de la conduite 72 de façon que le combustible et l'oxydant se mélangent dans la chambre avant et pendant la combustion. Dans les modes de réalisation préférés, le moyen d'introduction de l'oxydant dans la chambre a une forme sensiblement circulaire dans une vue en coupe, et les trous ou orifices d'injection 66 sont orientés suivant un angle inférieur à 90° par rapport à la perpendiculaire à la tangente du moyen d'introduction de l'oxydant dans la chambre. Dans les modes de réalisation préférés, l'angle des orifices d'injection d'oxydant est compris entre environ 30° et environ 60° ; cependant, on peut utiliser tout angle qui permet de faciliter le mouvement circonférentiel de l'oxy-

dant pendant son entrée dans la chambre de combustion.

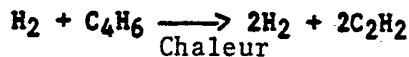
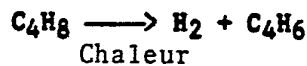
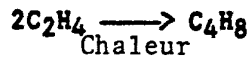
Dans certains modes de réalisation préférés de la présente invention, le système de propulsion présente un alignement des orifices 66 d'injection de carburant et des
5 orifices 68 d'injection de l'oxydant afin de favoriser le chevauchement du combustible et de l'oxydant pendant l'entrée dans la chambre, c'est-à-dire que les orifices d'injection de combustible et les orifices d'injection d'oxydant sont en quinconce pour faciliter ce chevauchement
10 et en outre promouvoir leur mélange avant la combustion et au cours de celle-ci. De cette manière, le combustible injecté par les orifices 68 et l'oxydant introduit par les orifices 66 sont en couches, de sorte que la pénétration se produit entre combustible et oxydant avant la combustion et
15 au cours de celle-ci. De cette manière, on obtient un état élevé du mélange et une combustion rapide lors de l'allumage du mélange.

Une conduite 72 d'injection de l'oxydant comporte un manchon poreux réalisé de préférence en fibres tissées de
20 carbure de silicium. L'hydrogène 70 est introduit par l'intermédiaire d'une conduite 74. La conduite poreuse 74 fournit également le refroidissement par transpiration, qu'on a discuté ci-dessus pour la garniture 52 de la chambre de combustion et du col de la tuyère. L'hydrogène 70 introduit
25 par les orifices d'injection 76 se mélange à l'oxydant pour amorcer la combustion et refroidir la conduite d'injection d'oxygène.

Dans certains modes de réalisation de la présente invention, le mouvement circonférentiel du combustible à
30 partir de ses trous d'injection ménagés dans la garniture de la chambre de combustion s'effectue sensiblement dans le sens des aiguilles d'une montre, et le mouvement circonférentiel de l'oxydant entrant dans la chambre de combustion en passant par ses trous d'injection a lieu pratiquement
35 dans le sens inverse des aiguilles d'une montre. Dans

d'autres modes de réalisation, le mouvement circonférentiel du combustible dans les trous d'injection ménagés dans la garniture de la chambre de combustion s'effectue sensiblement dans le sens inverse des aiguilles d'une montre, et le mouvement circonférentiel de l'oxydant dans ses trous d'injection du moyen d'introduction a lieu sensiblement dans le sens des aiguilles d'une montre.

Selon la présente invention, on prévoit également un système de propulsion qui utilise un hydrocarbure comme combustible dans lequel on emploie des moyens pour obtenir un flux de chaleur élevé vers la garniture de la chambre de combustion et celle du col de la tuyère, la chaleur provenant de la combustion dans l'enveloppe de la fusée ou chambre de combustion et le col de la tuyère, d'où il résulte que la température des garnitures dépasse leurs limites thermiques, ainsi que des moyens pour le refroidissement de la garniture de la chambre de combustion et de celle du col de la tuyère par pyrolyse endothermique de l'hydrocarbure dans le canal de combustible. Ainsi, en plus du refroidissement par convection et par film fluide par le combustible comme on l'a discuté ci-dessus, l'hydrocarbure est décomposé, craqué ou déshydrogéné par pyrolyse endothermique dans le canal 56 avant la combustion. Avec l'utilisation d'éthylène (C_2H_4) à titre d'exemple, la réaction suivante se produit dans le canal en présence de chaleur et en l'absence de catalyseur :



La réaction endothermique précédente donne 0,9 kg d'hydrogène gazeux et 11,7 kg d'acétylène gazeux (C_2H_2) à partir de 12,6 kg d'éthylène (C_2H_4). La chaleur absor-

bée pendant la réaction est 2558 kJ par 0,45 kg d'éthylène. A cause de cette température de combustion extrêmement élevée, l'acétylène n'est inférieure à l'hydrogène qu'en termes de poussée maximum de la fusée et d'impulsion spécifique. Ainsi, selon la présente invention, l'acétylène est le produit résultant de la pyrolyse endothermique des hydrocarbures qu'on préfère.

Comme on l'a vu ci-dessus, lorsque l'hydrocarbure est l'éthylène, les produits de la pyrolyse endothermique comprennent de l'acétylène et de l'hydrogène. Lorsque l'hydrocarbure est l'éthane, les produits de la pyrolyse endothermique comprennent du méthane, de l'acétylène et de l'hydrogène ainsi que des traces de divers autres hydrocarbures. Lorsque l'hydrocarbure est le propylène, les produits de la pyrolyse endothermique comprennent du méthane, de l'éthane, de l'éthylène, de l'acétylène et de l'hydrogène et des traces d'autres hydrocarbures. Lorsque l'hydrocarbure est le propane, les produits de la pyrolyse endothermique comprennent du méthane, de l'éthane, de l'éthylène, de l'acétylène, du propylène et de l'hydrogène et des traces de divers autres hydrocarbures. Naturellement, il reste du domaine de la présente invention d'utiliser divers mélanges des hydrocarbures précédents. En tout cas, les hydrocarbures qu'on utilise dans la présente invention sont ceux dont la pyrolyse endothermique fournit un produit ayant des vitesses de combustion plus élevées, un produit ayant des températures de combustion plus hautes et/ou un produit ayant une masse moléculaire plus faible que l'hydrocarbure dont il est dérivé. Comme on l'a indiqué ci-dessus, les produits sont formés dans le canal de combustible 56 en présence de la chaleur développée dans la chambre de combustion et le col de la tuyère, chaleur qui est conduite par l'intermédiaire de la paroi 52.

On peut utiliser un catalyseur en conjonction avec l'hydrocarbure pour accélérer le changement de la composi-

tion de cet hydrocarbure, fournissant ainsi un refroidissement endothermique supplémentaire de la paroi 52 et, dans certains cas, par exemple dans celui de l'acétylène, la pyrolyse endothermique donne un produit supérieur pour le
5 combustible de la fusée. Par exemple, le moyen de catalyse pour la pyrolyse endothermique peut être un lit de catalyseur 84 placé dans le canal de combustible 56 comme cela est représenté en figure 5 où le catalyseur 84 est illustré sous la forme de perles. Le catalyseur peut aussi être appliqué
10 sur une paroi du canal 56, par exemple sur la paroi 54 et/ou la paroi 52. Le catalyseur peut également être incorporé dans l'hydrocarbure de sorte que, pendant la propulsion de l'hydrocarbure dans le canal 56, le catalyseur se trouvant dans l'hydrocarbure accélère sa pyrolyse endothermique. On
15 peut utiliser dans la présente invention tout catalyseur typique bien connu dans la technique de la pyrolyse et du craquage endothermiques, dont les catalyseurs tels que le platine et le palladium.

Dans le processus précédent, l'énergie est extraite de la chambre de combustion et du col de la tuyère
20 par l'intermédiaire de la paroi 52 pour être transmise au combustible se trouvant dans le canal 56, puis est renvoyée vers la chambre de combustion au moyen des orifices 68 d'injection de combustible. Il n'y a ni perte ni gain
25 d'énergie thermique ; cependant, la paroi 52 est refroidie par la réaction endothermique, et on obtient des températures et des produits de combustion plus favorables, ce qui conduit à une vitesse plus élevée dans la tuyère et une poussée plus importante.

30 En conséquence, la présente invention prévoit un procédé d'amélioration du système de combustible d'un système de propulsion comportant une enveloppe de fusée avec une chambre de combustion munie d'une garniture et un col de tuyère pour les gaz d'échappement comportant une garniture
35 avec un canal de combustible contigu aux garnitures, en les

entourant, dans lequel l'hydrocarbure constituant le combustible traverse le canal ; la chaleur due à la combustion du combustible dans la chambre est fournie au canal par rayonnement par l'intermédiaire des garnitures de la chambre de combustion et du col ; et l'hydrocarbure est chauffé à une température suffisante pour provoquer sa pyrolyse endothermique dans le canal, d'où il résulte que la chaleur extraite de la chambre de combustion par l'intermédiaire des garnitures réduit la température dans la chambre aux droits des garnitures de sorte que leurs limites thermiques ne sont pas dépassées.

En plus de la vitesse de circulation du combustible qui détermine la pression de combustion (col de la fusée étranglé à la vitesse sonique) et du rapport de mélange qui détermine la température de combustion, on peut faire varier le rapport entre l'hydrogène et l'hydrocarbure pour contrôler la température structurelle (en plus de la poussée de la fusée). L'hydrogène en excès augmente le refroidissement par film fluide, réduit la température de combustion (un combustible riche réduit le rayonnement des composés carbonés (hydrocarbure combustible) et favorise la formation d'eau de masse moléculaire relativement faible. L'homme du métier peut ajuster le rapport entre l'hydrogène et l'hydrocarbure de manière à obtenir la combinaison la plus souhaitable des variables précédentes ; cependant, dans la plupart des cas, on trouve qu'il est souhaitable d'utiliser un rapport de 50 pourcent en poids d'hydrogène et de 50 pourcent en poids d'hydrocarbure.

La présente invention prévoit l'utilisation systématique de combustibles à base d'hydrocarbure et d'hydrogène, et comme tel, il n'y a aucune restriction quant au moyen par lequel l'hydrocarbure est décomposé ou transformé en une autre forme d'hydrocarbure. Par exemple, la transformation de l'éthylène ou de l'éthane en acétylène est bien connue dans l'art. Cependant, une telle conversion implique

typiquement des difficultés en ce qui concerne l'obtention d'un rendement de conversion maximum (un rendement d'environ 70% en poids d'acétylène à partir de l'éthylène) dans un court laps de temps (inférieur à 5 millisecondes) aux températures élevées. En outre, le processus de conversion, qu'il soit pyrolytique et/ou catalytique, peut former des produits carbonés indésirables, tels que des molécules de carbone-carbone (coke) ou un carbure métallique (à partir du catalyseur). Une réaction particulièrement indésirable est la détonation de l'acétylène à la suite de la polymérisation carbone-carbone.

Dans l'un des aspects de la présente invention, les hydrocarbures sont transformés en produits plus favorables, c'est-à-dire en combustibles ayant des vitesses de combustion plus élevées, des températures de combustion plus hautes et/ou des masses moléculaires plus faibles, par transformation thermique à une température comprise entre environ 920 et environ 1200°C en utilisant l'hydrogène déjà disponible dans le mélange combustible tel qu'il est fourni par le collecteur 50, afin d'accélérer une réaction moléculaire dans laquelle une seule molécule d'hydrogène se dissocie à partir de l'hydrocarbure et se combine à deux atomes d'hydrogène provenant de l'hydrocarbure pour former un produit davantage désirable, tel que l'acétylène. Par exemple, à une température d'environ 920°C, l'éthylène en présence d'hydrogène forme de l'acétylène. L'énergie d'activation est réduite, et la vitesse de conversion accélérée. De plus, l'hydrogène en excès tamponne la formation des molécules carbone-carbone comprenant la polyméridation du carbone car les molécules d'hydrogène se placent dans le trajet libre moyen des atomes libres de carbone, d'où le blocage d'un atome de carbone vis-à-vis d'un autre atome de carbone. Naturellement, un moyen supplémentaire de catalyse peut être également utilisé avec le moyen de refroidissement de la garniture de la chambre de combustion et de celle du

col de la tuyère par pyrolyse endothermique de l'hydrocarbure en présence d'hydrogène dans la canal de combustible, d'où il résulte que l'hydrogène du combustible accélère la vitesse de la pyrolyse endothermique. Lorsque le combustible
5 est un hydrocarbure, dont la pyrolyse endothermique se traduit par la formation de coke et de polymères de carbone, l'hydrogène du combustible empêche aussi la formation de coke et la polymérisation du carbone, ce qui permet d'éviter la détonation dans le canal de fluide. On peut aussi uti-
10 liser dans le présent système de propulsion les moyens classiques de catalyseurs qu'on a discutés ci-dessus. Bien qu'on ne souhaite pas limiter la pyrolyse endothermique à une température particulière, l'hydrocarbure et l'hydrogène dans le canal de combustible sont chauffés à une température
15 comprise entre environ 920°C et environ 1200°C. Bien que l'hydrocarbure du réservoir de stockage soit sous forme gazeuse ou liquide ou un mélange des deux, et bien que l'hydrogène du réservoir de stockage soit un liquide ou une pâte, l'hydrocarbure et l'hydrogène présents dans le canal
20 56 sont généralement à l'état gazeux par suite de la température élevée régnant dans ce canal.

Bien que non représenté, l'homme du métier peut facilement prévoir un moyen pour allumer le combustible en présence d'un oxydant dans la chambre de combustion. Par
25 exemple, le moyen d'allumage peut être un système électrique fournissant un arc électrique dans la zone du système d'injection de combustible, par exemple, dans celle des orifices 76 d'injection d'hydrogène, des orifices 68 d'injection de combustible et des orifices 66 d'injection d'oxydant.

30 Les caractéristiques précédentes, prises seules ou en combinaison, permettent d'obtenir des systèmes et procédés perfectionnés de propulsion qui utilisent des hydrocarbures ou des hydrocarbures en combinaison avec l'hydrogène en présence d'un oxydant. Les systèmes précédents fournis-
35 sent également des aéronefs perfectionnés qui comportent des

systemes de production utilisant un systeme de combustible double et un procede de stockage de combustible dans un vehicule ayant un systeme de propulsion qui utilise un systeme de combustible double.

REVENDICATIONS

1. Système de propulsion comportant une enveloppe de fusée (8) contenant une chambre de combustion (64), des injecteurs de combustible (66), un col de tuyère (62) et une tuyère, un canal de combustible (56) dans lequel du combustible est soumis à une pyrolyse endothermique, le canal de combustible étant contigu, en les entourant, à la chambre de combustion et au col de la tuyère ; et un moyen (50) pour fournir un courant de combustible au canal, caractérisé en ce qu'il comprend une paroi intérieure (52) tissée en fibres de carbure de silicium qui forment une garniture de la chambre de combustion et une garniture du col de la tuyère et une paroi extérieure (54) tissée en fibres de carbure de silicium espacée de la paroi intérieure pour constituer le canal de combustible, d'où il résulte que les fibres en carbure de silicium sont tissés de manière à conduire la chaleur entre la chambre de combustion et le col de la tuyère et le canal de combustible, d'où la fourniture de chaleur pour la pyrolyse endothermique du combustible.

2. Système de propulsion selon la revendication 1, caractérisé en ce qu'il comprend en outre une paroi intérieure tissée en fibres de carbure de silicium ayant une porosité permettant la maîtrise sélective de la diffusion d'hydrogène entre le canal, par l'intermédiaire de la paroi, et la chambre de combustion et le col de la tuyère.

3. Système de propulsion selon la revendication 1, caractérisé en ce que les fibres de carbure de silicium sont enroulées sensiblement dans une direction circonférentielle pour fournir une enceinte de confinement à haute pression pour la chambre de combustion et le col de tuyère.

4. Système de propulsion selon la revendication 1, caractérisé en ce que la paroi intérieure tissée en fibres de carbure est maintenue à une température comprise entre une valeur inférieure à environ 980 °C et une température

d'environ 1200°C en dirigeant la chaleur provenant de la combustion du combustible dans la chambre de combustion, par l'intermédiaire de la paroi intérieure, vers le combustible se trouvant dans le canal de combustible, d'où il résulte que la garniture de la chambre de combustion et la garniture du col de la tuyère sont refroidies par conduction de la chaleur entre la chambre de combustion et le col de la tuyère et le canal.

5
10 5. Système de propulsion selon la revendication 2, caractérisé en ce que les fibres de carbure de silicium sont enroulées sensiblement dans une direction circonférentielle pour former une enceinte de confinement à haute pression pour la chambre de combustion et le col de la tuyère.

15 6. Système de propulsion selon la revendication 2, caractérisé en ce que les fibres tissées de carbure de silicium de la paroi intérieure sont maintenues à une température comprise entre une valeur inférieure à environ 980°C et une température d'environ 1200°C par conduction de la chaleur de la chambre de combustion et du col de la tuyère par l'intermédiaire de la paroi intérieure, vers le combustible présent dans le canal, tout en permettant simultanément la diffusion d'hydrogène dans la chambre de combustion et le col de tuyère pour assurer le refroidissement de la garniture de la chambre de combustion et de la garniture du col de la tuyère.

25 7. Procédé pour la fabrication d'une garniture de chambre de combustion et d'une garniture de col de tuyère pour une enveloppe de fusée contenant une chambre de combustion, des injecteurs de combustible, un col de tuyère et une tuyère ; un canal de combustible dans lequel du combustible est soumis à une pyrolyse endothermique, le canal de fluide étant contigu, en les entourant, à la chambre de combustion et au col de la tuyère ; et comportant un moyen pour fournir un courant de combustible au canal, caractérisé en ce qu'il consiste à :

30
35

a) tisser des fibres de carbure de silicium dans une armure qui facilite la rétention à haute pression pour la chambre de combustion et le col de la tuyère ; et

5 b) façonner les fibres tissés de carbure de silicium pour leur conférer la forme d'une chambre de combustion et d'un col de tuyère.

8. Procédé selon la revendication 7, caractérisé en ce qu'il comprend en outre le tissage des fibres de carbure de silicium pour conférer une porosité permettant
10 la maîtrise sélective de la diffusion de l'hydrogène dans le carbure de silicium tissé.

9. Procédé selon la revendication 7, caractérisé en ce qu'il comprend en outre le traitement des fibres tissés de carbure de silicium avec une vapeur chimique et le dépôt de
15 la vapeur sur les fibres tissés pour conférer de la porosité afin de maîtriser sélectivement la diffusion de l'hydrogène dans le carbure de silicium tissé.

10. Procédé selon la revendication 9, caractérisé en ce que la vapeur chimique est un composé organo-métallique.

20 11. Procédé selon la revendication 10, caractérisé en ce que le composé organo-métallique est déposé chimiquement en phase vapeur.

12. Procédé selon la revendication 10, caractérisé en ce que le composé organo-métallique est déposé par infiltration chimique en phase vapeur.
25

13. Procédé selon la revendication 7, caractérisé en ce que les fibres de carbure de silicium sont pratiquement tissées dans une direction circonférentielle.

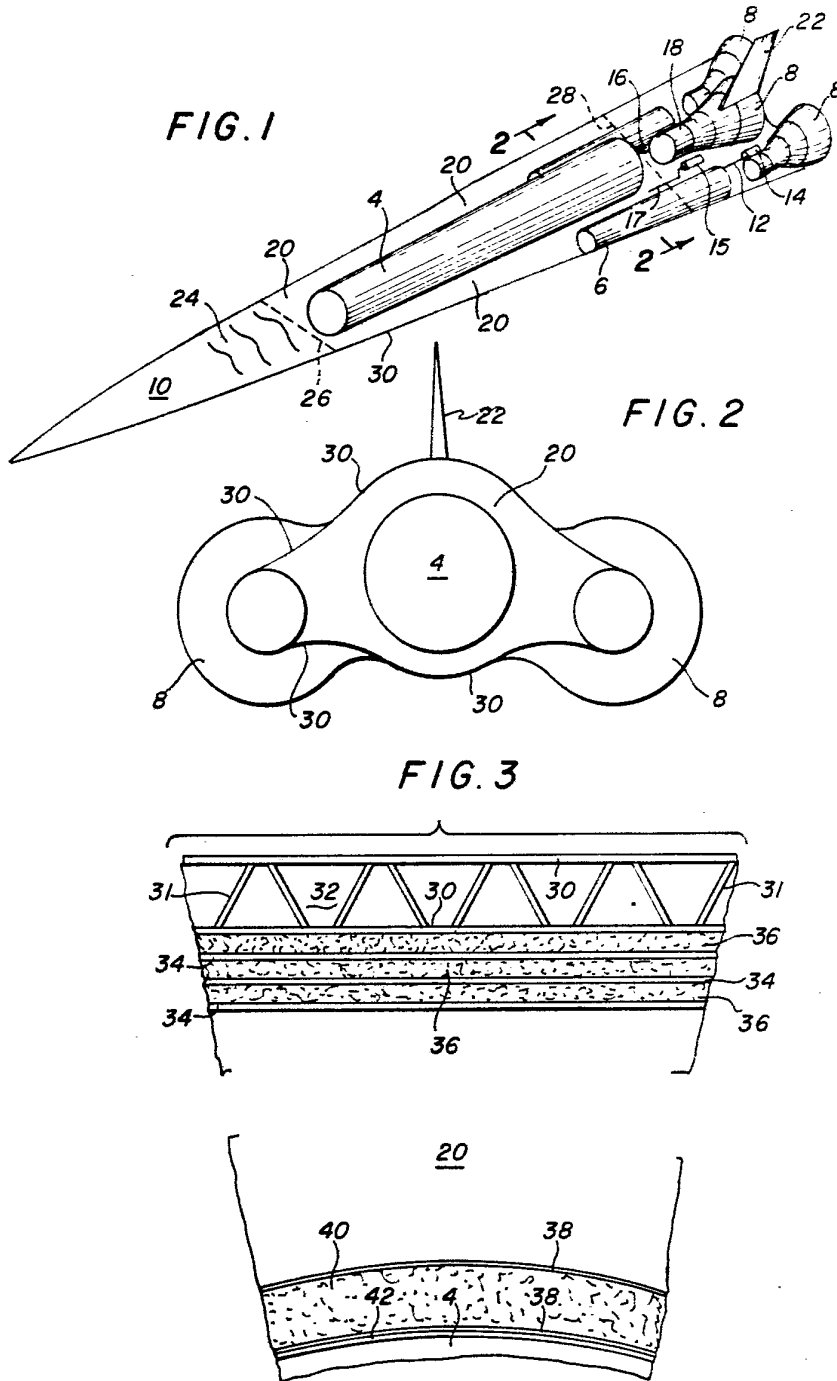


FIG. 4

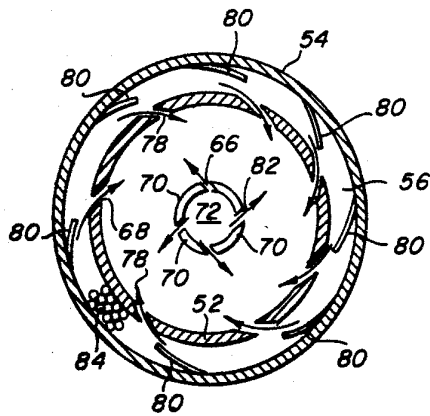
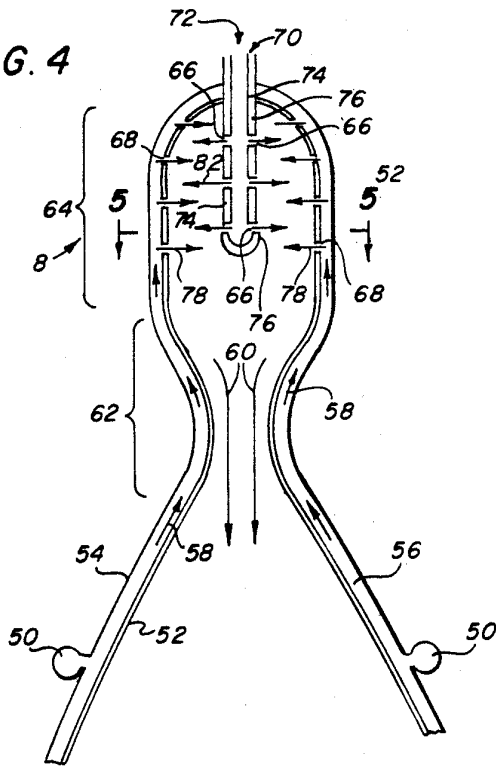


FIG. 5

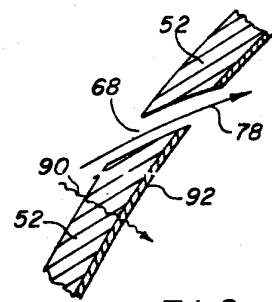


FIG. 6