

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

(19) Organisation Mondiale de la Propriété
Intellectuelle
Bureau international



(43) Date de la publication internationale
12 octobre 2006 (12.10.2006)

PCT

(10) Numéro de publication internationale
WO 2006/106204 A2

(51) Classification internationale des brevets :
B64G 1/40 (2006.01) F02K 9/60 (2006.01)
B64G 1/26 (2006.01) F17C 13/00 (2006.01)

OUNOUGH, Laurent, Daniel [FR/FR]; 3, impasse
Servant, F-31400 Toulouse (FR).

(21) Numéro de la demande internationale :
PCT/FR2006/000658

(74) Mandataires : BEROGIN, Francis etc.; Cabinet Plasser-
aud, 52, rue de la Victoire, F-75440 Paris Cedex 9 (FR).

(22) Date de dépôt international : 24 mars 2006 (24.03.2006)

(81) États désignés (sauf indication contraire, pour tout titre de
protection nationale disponible) : AE, AG, AL, AM, AT,
AU, AZ, BA, BB, BG, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CN, CO,
CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB,
GD, GE, GH, GM, HR, HU, ID, IL, IN, IS, JP, KE, KG,
KM, KN, KP, KR, KZ, LC, LK, LR, LS, LT, LU, LV, LY,
MA, MD, MG, MK, MN, MW, MX, MZ, NA, NG, NI, NO,
NZ, OM, PG, PH, PL, PT, RO, RU, SC, SD, SE, SG, SK,
SL, SM, SY, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ,
VC, VN, YU, ZA, ZM, ZW.

(25) Langue de dépôt : français

(26) Langue de publication : français

(30) Données relatives à la priorité :
0503479 7 avril 2005 (07.04.2005) FR

(71) Déposant (pour tous les États désignés sauf US) : EADS
ASTRIUM SAS [FR/FR]; 31, rue des Cosmonautes,
F-31402 Toulouse Cédex 4 (FR).

(84) États désignés (sauf indication contraire, pour tout titre
de protection régionale disponible) : ARIPO (BW, GH,
GM, KE, LS, MW, MZ, NA, SD, SL, SZ, TZ, UG, ZM,

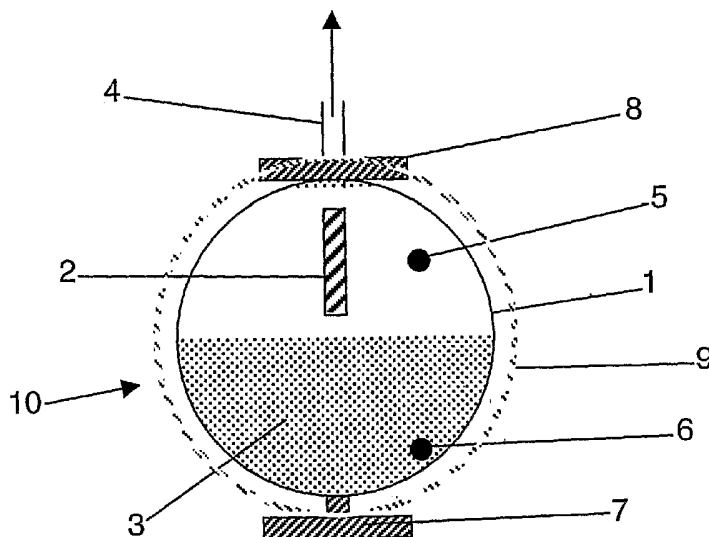
(72) Inventeur; et

(75) Inventeur/Déposant (pour US seulement) :

[Suite sur la page suivante]

(54) Title: TWO-PHASE COLD GAS PROPULSION SYSTEM AND TANK FOR SUCH A SPACE CRAFT PROPULSION
SYSTEM

(54) Titre : SYSTEME DE PROPULSION A GAZ FROID DIPHASIQUE ET RESERVOIR POUR UN TEL SYSTEME DE
PROPULSION D'ENGIN SPATIAL



(57) Abstract: The invention concerns a tank (10) for a two-phase cold gas propulsion system of a space craft comprising a micro-
porous structure (3) capable of ensuring, in a part of the tank (10) which opposite to an orifice (4) discharging gas outside the tank
(10), capillary retention in liquid phase of a two-phase fluid contained in the tank (10). A device for thermal control of the tank (10)
comprises at least one heater (2) associated with the part of the tank (10) containing the gas phase, as well as a thermistor (5) in said
part, and at least one other thermistor (6) in the part of the tank (6) containing the microporous structure (3) and the liquid phase. The
mechanical structure (1) of the tank (10) is mounted on the structure of the space craft through a rigidly mounted interface (7) and a
flexibly mounted interface (8). The invention is useful in particular for equipping satellites weighing some tenths to some hundreds
of kilograms.

[Suite sur la page suivante]

WO 2006/106204 A2



ZW), eurasien (AM, AZ, BY, KG, KZ, MD, RU, TJ, TM), européen (AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, NL, PL, PT, RO, SE, SI, SK, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

Déclaration en vertu de la règle 4.17 :

— relative à la qualité d'inventeur (règle 4.17.iv))

Publiée :

— sans rapport de recherche internationale, sera republiée dès réception de ce rapport

En ce qui concerne les codes à deux lettres et autres abréviations, se référer aux "Notes explicatives relatives aux codes et abréviations" figurant au début de chaque numéro ordinaire de la Gazette du PCT.

(57) Abrégé : Le réservoir (10) pour système de propulsion à gaz froid diphasique d'engin spatial comprend une structure microporeuse (3) apte à assurer, dans une partie de réservoir (10) qui est opposée à un orifice d'évacuation de gaz (4) hors du réservoir (10), la rétention capillaire en phase liquide d'un fluide diphasique contenu dans le réservoir (10). Un dispositif de contrôle thermique du réservoir (10) comprend au moins un réchauffeur (2) associé à la partie du réservoir (10) contenant la phase gazeuse, ainsi qu'au moins une thermistance (5) dans cette partie, et au moins une autre thermistance (6) dans la partie de réservoir (6) contenant la structure microporeuse (3) et la phase liquide. La structure (1) mécanique du réservoir (10) est montée sur la structure de l'engin spatial par une interface (7) de montage rigide et une interface (8) de montage souple. Application à l'équipement notamment de satellites dans la gamme de quelques dizaines à quelques centaines de kilogrammes.

SYSTEME DE PROPULSION A GAZ FROID DIPHASIQUE ET RESERVOIR
POUR UN TEL SYSTEME DE PROPULSION D'ENGIN SPATIAL

5

L'invention a pour objet un système de propulsion à gaz froid diphasique pour engin spatial ainsi qu'un réservoir pour un tel système, le réservoir selon l'invention étant équipé d'un dispositif particulier d'expulsion de gaz et, avantageusement, de contrôle thermique du réservoir, pour des systèmes de propulsion à gaz froid à stockage d'ergol liquide utilisés à bord d'engins spatiaux. Ce dispositif particulier permet de séparer la phase vapeur de la phase liquide de l'ergol diphasique stocké à l'intérieur du réservoir, d'avoir avantageusement en outre de la vapeur surchauffée (c'est-à-dire plus chaude que la température de condensation dans le réservoir) en sortie de réservoir et, de préférence également, de déterminer dans le temps la moyenne du besoin en puissance de réchauffage. Le système de propulsion selon l'invention est avantageusement applicable pour délivrer des poussées de courte durée du type nécessaire pour assurer le contrôle d'orbite et d'attitude d'engins spatiaux, dans la gamme s'étendant de quelques dizaines à quelques centaines de kilogrammes.

Pour un grand nombre de missions d'observation de la Terre et de missions scientifiques utilisant des petits satellites de la classe de 50 à 300 kg typiquement, le besoin en impulsion totale nécessaire au contrôle d'attitude et d'orbite du satellite se situe dans une gamme de 5kN.s à 20kN.s, pour laquelle il est difficile d'utiliser un système de propulsion à gaz froid classique,

du fait d'une trop grande masse et d'un trop grand encombrement du réservoir, et pour laquelle il est très coûteux d'utiliser un système de propulsion à hydrazine, en raison du volume d'ergol très faible demandé (de 2,5 kg à 5 10kg).

Le problème à la base de l'invention est de proposer un système de propulsion aussi simple et peu coûteux qu'un système de propulsion à gaz froid standard, tout en limitant les inconvénients majeurs de tels systèmes, c'est-à-dire l'encombrement du réservoir, le niveau de pression du réservoir, et, en corollaire, sa masse à vide. 10

La gamme d'utilisation et les spécifications techniques applicables à un système de propulsion à gaz froid diphasique selon l'invention sont rappelées ci-dessous : 15

- utilisation d'un fluide diphasique, par exemple de l'ammoniaque NH₃, pour réduire le volume de stockage et la pression dans les gammes suivantes :
 - Température : 10°C à 50°C;
 - 20 - Pression : 0,5 MPa à 2,5 MPa (soit environ 5 bars à 25 bars)
 - impulsion totale à réaliser : 5 kN.s à 20 kN.s, soit 50m/s à 200m/s pour un satellite de masse 100 kg ;
 - domaine en poussée : inférieur à 1N.

25 Par comparaison du système de propulsion selon l'invention avec les systèmes de propulsion précités de l'état de la technique, on précise ce qui suit.

Une impulsion de 5kN.s à réaliser avec un système à gaz froid classique nécessite une masse d'ergol de 8kg à 30 32kg d'azote (N₂) et un volume de réservoir de 40 litres à 160 litres avec une pression réservoir de 20 à 30 MPa, et

une masse de réservoir de 15 à 35kg, en technologie composite bobinée. Il est difficile d'aller au-delà en volume et pression du réservoir, donc en masse du réservoir, compte tenu de la petite taille des satellites
5 concernés.

Avec un système de propulsion à gaz froid diphasique selon l'invention, le besoin en ergol est de 5kg à 20kg d'ammoniaque par exemple; soit un gain de 40% en masse d'ergol par rapport à un système à gaz froid classique,
10 avec un volume du réservoir de 15 à 60 litres, une pression réservoir de 0,6 à 2,4 MPa, et une masse du réservoir de 3 à 5 kg, en structure classique en titane.

Une impulsion dans la gamme 5kN.s à 20kN.s nécessite de 2,5kg à 10kg d'hydrazine (N₂H₄) dans un réservoir d'un
15 volume de 3,5 à 13,5 litres avec une pression réservoir de 0,6 à 2,4 MPa, et une masse du réservoir de 1,5 à 5kg en titane. Le gain en masse d'ergol n'est que d'un facteur deux par rapport à une propulsion à gaz froid diphasique, pour une complexité et un coût beaucoup plus importants.

Il est à noter que les systèmes de propulsion à ergols diphasiques selon l'état de la technique présentent l'inconvénient majeur de nécessiter un évaporateur de très forte puissance en sortie du réservoir. En effet, leur réservoir n'incluant pas le dispositif particulier selon
20 l'invention et tel que présenté ci-dessous, il n'est pas possible de retenir l'ergol en phase liquide dans le réservoir. Il faut donc fournir une énergie très importante en sortie de réservoir pour vaporiser l'ergol liquide et assurer une éjection de gaz en sortie de tuyères. En final,
25 ce type de système de propulsion n'est pas utilisé du fait des trop fortes puissances demandées. A titre d'information, avec de l'ammoniac et de tels systèmes de propulsion selon l'état de la technique, le besoin en
30

puissance est de 1kW/N, alors qu'avec le système de propulsion selon l'invention, le besoin en puissance tombe dans ce cas à 10W/N, soit un facteur 100 d'amélioration.

L'idée à la base de l'invention consiste à utiliser, à l'intérieur du réservoir, un dispositif d'expulsion de gaz permettant d'évacuer une vapeur sèche vers les tuyères propulsives du satellite. Il est en effet important de ne pas laisser échapper de goulettes d'ergol liquide, ce qui aurait pour effet de geler les canalisations et rendre inutilisable le système de propulsion. Le principe d'un tel dispositif d'expulsion consiste à retenir les ergols sous forme liquide par capillarité à l'intérieur d'une partie du réservoir, de sorte que la vapeur saturante puisse sortir du réservoir pour être envoyée aux tuyères.

En plus de ce dispositif d'expulsion de gaz, on utilise un dispositif de contrôle thermique du réservoir, afin de garantir la sortie d'une vapeur surchauffée à bonne température, typiquement + 5°C par rapport à la température de vapeur saturante à l'intérieur du réservoir.

Par convention, nous appelons ci-après « partie basse » du réservoir, la partie du réservoir où est piégé l'ergol en phase liquide, et « partie haute » du réservoir, la partie du réservoir contenant la vapeur ou l'ergol en phase gazeuse, et d'où cette vapeur est évacuée vers l'extérieur du réservoir, en direction d'au moins un propulseur à tuyère.

L'invention propose donc un réservoir pour système de propulsion à gaz froid diphasique d'un engin spatial, qui comprend une structure microporeuse, apte à assurer, dans une partie (dite partie basse) du réservoir qui est opposée à un orifice d'évacuation de gaz hors du réservoir, la rétention capillaire en phase liquide d'un fluide

diphasique contenu dans le réservoir, et qui se caractérise en ce qu'il comprend en outre, au moins un réchauffeur, pour assurer un contrôle thermique dudit réservoir, et destiné à chauffer la phase gazeuse dans le réservoir, à une température significativement plus élevée (typiquement +5°C) que la température de vapeur saturante, de sorte à assurer l'évacuation de vapeur surchauffée.

Avantageusement, l'orifice d'évacuation du gaz est défini par un tube de connexion, apte à être utilisé pour le remplissage du réservoir en ergol diphasique.

De plus, le réservoir comprend avantageusement au moins un thermostat mécanique permettant de contrôler la température du réservoir.

Dans ce cas, au moins un réchauffeur est mis en fonction selon l'état d'au moins un thermostat mécanique.

En variante, ou en outre, le réservoir comprend avantageusement au moins une thermistance dans la partie du réservoir contenant la phase gazeuse (partie haute), et, de préférence en outre, au moins une deuxième thermistance dans la partie du réservoir contenant la structure microporeuse et la phase liquide (partie basse).

Dans ce cas, au moins un réchauffeur est mis en fonction à partir des mesures d'au moins une thermistance, selon une logique pré-programmée, ou programmable, et éventuellement modifiable en opération.

Le réservoir comprend avantageusement une structure mécanique, de préférence métallique, avec une interface de montage rigide, apte à assurer la rigidité mécanique du montage du réservoir sur une structure de l'engin spatial, et au moins une interface de montage souple, apte à assurer un degré de liberté dans un sens «longitudinal», défini par un axe passant par les fixations des interfaces, pour

permettre la respiration du réservoir lors des cycles en pression de ce dernier.

De préférence, lesdites interfaces de montage sont isolées thermiquement de la structure de l'engin spatial sur laquelle ledit réservoir est destiné à être monté.

En outre, le réservoir comprend avantageusement une isolation thermique externe, comprenant, de préférence, un film isolant de type isolant multicouche dit MLI (Multi Layer Insulation).

Lorsque le réservoir est entouré d'un revêtement d'isolation thermique externe, il est possible qu'au moins un réchauffeur soit collé ou appliqué de toute autre manière appropriée sur la face externe du réservoir, sous le revêtement d'isolation thermique externe. Alternativement, au moins un réchauffeur est monté dans la « partie haute » du réservoir, contenant la phase gazeuse.

Avantageusement, la structure microporeuse est composée d'au moins un matériau de type plastique, comme, par exemple, PE (polyéthylène), ou PTFE, ou encore à maille métallique, par exemple en titane ou en aluminium.

Lorsque le réservoir est de forme générale sphérique, il est avantageux que la structure microporeuse soit de forme sensiblement hémisphérique, de sorte à s'intégrer aisément dans la partie du réservoir destinée à contenir la phase liquide (partie basse).

A titre d'exemple, le réservoir peut être rempli d'un fluide diphasique de type eau, méthanol, ammoniac, ou fluide caloporteur classique tel qu'un fréon.

Dans une forme préférée de réalisation, le réservoir pour système de propulsion à gaz froid diphasique d'engin spatial selon l'invention comprend :

- une structure mécanique, par exemple métallique, ayant une interface de montage rigide, isolée thermiquement, apte à assurer la rigidité mécanique du montage du réservoir sur une structure de l'engin spatial, et une interface de montage souple, isolée thermiquement, et apte à assurer un degré de liberté dans le sens «longitudinal», défini par un axe passant par les fixations des interface sur ladite structure de l'engin spatial, pour permettre la respiration du réservoir lors des cycles en pression ;
- 5
- 10 - une isolation thermique externe, comprenant, de préférence, un film isolant de type isolant multi couches dit MLI;
- une structure microporeuse, apte à assurer, dans une partie du réservoir qui est opposée à un orifice d'évacuation de gaz hors du réservoir, la rétention capillaire en phase liquide d'un fluide diphasique contenu dans le réservoir;
- 15
- un tube de connexion débouchant dans une partie du réservoir destinée à contenir la phase gazeuse, et délimitant l'orifice d'évacuation de gaz, et permettant également le remplissage du réservoir;
- 20
- au moins un réchauffeur, utilisé pour le contrôle thermique dudit réservoir, et destiné à chauffer la phase gazeuse dans le réservoir;
- 25 - au moins une thermistance dans la partie du réservoir contenant la phase gazeuse ;
- de préférence, au moins une deuxième thermistance dans la partie du réservoir contenant la phase liquide ; et
- un moyen de contrôle de température, comprenant l'un au moins de dispositifs couramment utilisés pour le
- 30
- contrôle de température en technique spatiale, par exemple

au moins un thermostat mécanique, et/ou des éléments de logique programmable ou pré-programmée permettant de commander la mise en fonction d'au moins un réchauffeur, en fonction de mesures fournies par au moins une thermistance.

5 L'invention a également pour objet un système de propulsion à gaz froid d'engin spatial, qui se caractérise en ce qu'il comprend les éléments suivants:

- au moins un réservoir tel que défini ci-dessus et propre à l'invention;
- 10 - une vanne de remplissage du réservoir;
- un filtre sur une conduite de sortie de gaz hors du réservoir; et
- au moins un propulseur en aval du filtre et comprenant au moins une vanne de contrôle de débit et un
- 15 divergent.

Eventuellement, le système de propulsion selon l'invention peut également comprendre, en aval du réservoir, au moins l'un des éléments supplémentaires suivants: une vanne d'isolation, au moins un capteur de

20 pression, au moins un réchauffeur supplémentaire. Ce ou ces éléments supplémentaires est ou sont d'une présence obligatoire, par raison de sécurité, lorsque l'on utilise des ergols toxiques, comme cela est le cas sur les systèmes de propulsion à hydrazine.

25 Cependant, avantageusement selon l'invention, le fluide utilisé comme ergol est non toxique, de sorte à permettre en outre un remplissage du réservoir pendant le montage et avant la livraison de l'engin spatial.

D'autres avantages et caractéristiques de l'invention

30 ressortiront de la description donnée ci-dessous, à titre

non limitatif, en référence aux dessins annexés sur lesquels :

La figure 1 est une représentation schématique d'un réservoir selon l'invention,

- 5 La figure 2 est une représentation schématique d'un système de propulsion à gaz froid diphasique selon l'invention,

La figure 3 est une représentation schématique, analogue à celle de la figure 2, d'un système de propulsion
10 à hydrazine de l'état de la technique

Le réservoir 10 d'ergol diphasique selon l'invention, dont un mode de réalisation est schématiquement représenté sur la figure 1, comprend une structure mécanique 1, de préférence métallique, par exemple de forme sphérique et en
15 titane. Une structure microporeuse 3, de forme générale hémisphérique, est disposée dans la structure 1 et permet de maintenir par capillarité l'ergol diphasique en phase liquide dans la partie du réservoir 10 qui est occupée par cette structure microporeuse 3, partie dite « basse » du
20 réservoir 10, et qui correspond sensiblement à l'hémisphère inférieur sur la figure 1, diamétralement à l'opposé d'un orifice 4 de sortie de vapeur du réservoir 10, cet orifice de sortie étant délimité par un tube de connexion 4, débouchant au sommet de l'hémisphère supérieur, sur la
25 figure 1, du réservoir 10, et qui correspond à la « partie haute » du réservoir 10, destinée à contenir de l'ergol diphasique en phase gazeuse, ou vapeur.

Un ou plusieurs réchauffeurs 2, assurant le contrôle thermique du réservoir 10, est ou sont disposé(s) dans la
30 « partie haute » du réservoir 10, occupée par l'ergol en phase gazeuse, afin d'y surchauffer la vapeur contenue dans cette partie du réservoir 10.

Une thermistance 5, dite « haute », est disposée dans la partie « haute » du réservoir 10 pour mesurer la température de la vapeur, et une autre thermistance 6, dite « basse » est disposée dans la « partie basse » du réservoir 10 pour mesurer la température du liquide.

Une interface mécanique de montage rigide 7 du réservoir 10, isolée thermiquement, et une interface mécanique de montage souple 8 du réservoir 10, également isolée thermiquement, et traversée par le tube de connexion 4, servent au montage du réservoir 10, dont la structure 1 est recouverte d'un revêtement d'isolation thermique externe 9, sur la structure du satellite .

Le montage du réservoir 10 au niveau de la structure du satellite est assuré par les deux interfaces mécaniques 6 et 7, dont l'interface rigide 7 dans la « partie basse » du réservoir 10 pour assurer une bonne rigidité du réservoir 10 (conformité en terme de première fréquence propre), et l'interface souple 8 dans le sens « longitudinal » du réservoir, c'est-à-dire selon l'axe passant par les fixations des interfaces 7 et 8 du réservoir 10 (qui peut avoir une forme autre que sphérique, par exemple ovoïde, et présenter alors une direction longitudinale, correspondant à sa plus grande dimension), pour permettre la dilatation aisée du réservoir 10 pendant les cycles en pression. Le tube de connexion 4, assurant la sortie de la vapeur surchauffée, peut de plus permettre le remplissage du réservoir 10 en ergol diphasique.

Le dispositif d'expulsion de gaz est ainsi principalement et avantageusement réalisé par l'utilisation d'une structure microporeuse 3 située dans la « partie basse » du réservoir 10. Ce dispositif d'expulsion de gaz peut être directement dérivé des éponges métalliques utilisées pour les réservoirs de satellites de

télécommunication, ou bien être une éponge en un matériau plastique type PE (polyéthylène) ou PTFE. L'invention ne nécessite pas une forme particulière de l'éponge. La seule contrainte est que cette structure microporeuse 3 s'intègre le plus aisément possible dans la « partie basse » du réservoir 10, raison pour laquelle sa forme générale externe est de préférence sensiblement hémisphérique, dans le cas d'un réservoir 10 sphérique.

A noter que de telles structures micro-poreuses sont utilisées classiquement dans des dispositifs de rétention de liquide pour réservoirs d'ergols liquides de systèmes de propulsion de satellites de télécommunication, dans lesquels elles sont utilisées contrairement au dispositif que l'on propose dans l'invention, pour évacuer le plus efficacement possible les ergols liquides sans que ces derniers ne se mélangent avec de la vapeur.

Le dispositif de contrôle thermique du réservoir 10 selon l'invention est avantageusement réalisé de la façon suivante :

- 20 - une isolation thermique du réservoir 10 vis-à-vis de la structure porteuse du satellite est réalisée par l'utilisation de pièces isolantes au niveau des interfaces mécaniques de montage 7 et 8 du réservoir 10 ;
- une isolation thermique externe 9 du réservoir 10 est constituée par exemple d'un revêtement en isolants multicouches, lamifiés ou stratifiés, du type dit MLI (Multi Layer Insulation) ;
- 30 - au moins un réchauffeur 2 en « partie haute » du réservoir 10 permet de maintenir le niveau désiré de pression et de température de gaz, ce réchauffeur 2 étant disposé dans la structure mécanique 1 du réservoir (comme représenté sur la figure 1) ou contre la face externe de

cette structure 1, sous le revêtement d'isolation thermique externe 9 (comme schématiquement représenté sur la figure 2)

- au moins une, et, avantageusement, au moins deux thermistances, dont au moins une 5 dans la « partie haute » pour mesurer la température de la vapeur, et au moins une autre 6 en « partie basse » pour mesurer la température du liquide et permettre de contrôler le gradient thermique du réservoir 10 et ainsi assurer une vapeur surchauffée en sortie du réservoir 10, dans le tube de connexion 4.

Le contrôle thermique du réservoir 10 peut être assuré par l'utilisation d'au moins un thermostat mécanique, ou par une gestion électronique du ou des réchauffeurs 2 avec l'acquisition des températures « hautes » et « basses » dans le réservoir 10 par les thermistances 5 et 6 et l'implantation d'une logique programmée.

Si nécessaire, des réchauffeurs complémentaires sont installés en amont des tuyères 14 (voir figure 2) pour réchauffer la vapeur avant qu'elle n'atteigne lesdites tuyères 14, et obtenir ainsi la poussée désirée.

Le gaz utilisé est avantageusement un gaz ayant les propriétés suivantes :

- une pression saturante inférieure à 2,5 MPa à 50°C,
- une forte impulsion spécifique, supérieure à 60 s.,
- 25 - une faible chaleur latente, inférieure à 10^6 J/Kg, et
- un faible niveau de toxicité.

Les fluides suivants peuvent, par exemple, être utilisés : eau, méthanol, ammoniac, fluide caloporteur classique, tel qu'un fréon...

Le réservoir 10 selon l'invention permet une architecture simplifiée du système de propulsion, grâce à un nombre de composants réduits, comme schématiquement représenté sur la figure 2, sur laquelle les mêmes 5 références numériques que sur la figure 1 désignent les mêmes composants. En effet :

- le stockage d'ergol diphasique dans le réservoir 10 permet, par la connaissance de la température, de définir directement la pression, et donc d'éliminer les capteurs de 10 pressions ;
- une vanne de remplissage et d'évent 11 seulement est nécessaire.
- si le fluide sélectionné est non toxique, il est avantageusement possible d'éliminer la vanne d'isolation, 15 qui, sinon, est nécessaire, pour les raisons indiquées ci-après en référence à la figure 3.

Le fonctionnement du système de propulsion est également très simplifié. En effet, le dispositif d'expulsion de gaz froid associé au contrôle thermique du 20 réservoir 10 permet d'assurer une vapeur surchauffée en sortie 4 du réservoir 10. Cette vapeur surchauffée passe directement par le filtre 12, monté sur la canalisation de sortie 4, et est éjectée à l'extérieur par l'intermédiaire des propulseurs 15. Les propulseurs 15 proposés sont très 25 simplifiés. Chacun d'eux comprend deux vannes 13 monostables (robustes à un cas de panne et au risque de fuite) en série, associées à un divergent 14 pour accélérer le gaz et ainsi assurer la poussée demandée.

La figure 2 montre l'intérêt de l'architecture du 30 système de propulsion proposé par l'invention par rapport à l'architecture d'un système à propulsion à hydrazine selon

l'état de la technique, représenté sur la figure 3, et auquel le système de l'invention se compare directement.

Sur la figure 3, les composants d'un système de propulsion à hydrazine de l'état de la technique qui correspondent aux composants du système de propulsion de l'invention selon la figure 2 sont repérés par les mêmes indices de référence affectés d'un symbole « prime », et ne sont pas à nouveau décrits. On précise que le réservoir 10' ne contient pas les dispositifs d'expulsion de gaz et de contrôle thermique du réservoir 10 de l'invention, mais est équipé de réchauffeurs 2' et de capteurs de température 5' et 6'. En outre, sur la canalisation de sortie de gaz 4' vers les propulseurs 15', sont montés, de l'amont vers l'aval, un capteur de pression 16', une vanne de remplissage et de vidange 17', le filtre 12', une vanne d'isolation 18', et un autre capteur de pression 19'.

Enfin chaque propulseur 15' comprend non seulement les deux vannes 13' monostables en série et la tuyère à divergent 14', mais deux réchauffeurs supplémentaires 20' et un capteur de température 21' supplémentaire.

La vanne d'isolation 18' est une vanne bistable (à deux positions stables, ouverte et fermée) utilisée pour isoler le réservoir 10' de stockage d'ergol des propulseurs 15', et son utilisation est obligatoire lorsque les ergols utilisés sont toxiques, pour assurer trois barrières mécaniques contre le risque d'ouverture intempestive d'une vanne.

Généralement, cette vanne d'isolation 18' est fermée après le remplissage du réservoir 10' sur le pas de tir de la fusée assurant la mise en orbite du satellite, et cette vanne d'isolation 18' est ouverte juste avant le lancement de cette fusée, lors de la chronologie de lancement.

Lorsqu'un ergol non toxique est utilisé, comme cela peut être le cas de l'ergol diphasique utilisé selon l'invention, il suffit de prouver que le système de propulsion est robuste à un cas de panne (vanne 13 de propulseur 15 ouverte), et l'utilisation des deux vannes 13 monostables en série par propulseur 15 est alors suffisante.

Le système de propulsion selon l'invention permet, lorsqu'un ergol diphasique non-toxique est utilisé, de faire l'économie de la vanne de remplissage 17' des capteurs de pression 16' et 19' et de température 21', de la vanne d'isolation 18' et des réchauffeurs 20' du système connu de la figure 3.

Toutefois, si un ergol diphasique toxique est utilisé pour remplir le réservoir selon l'invention, dans un système de propulsion selon l'invention, alors ce système de propulsion à gaz froid diphasique comprend également, en aval du réservoir 10 de la figure 2 par exemple, une vanne d'isolation analogue à la vanne 18' de la figure 3, sur la canalisation de sortie 4, au moins un capteur de pression tel que 16' ou 19' sur la figure 3, également sur la canalisation de sortie, et au moins un réchauffeur supplémentaire tel que 20' de la figure 3 au niveau de chaque propulseur 15 de la figure 2.

L'invention a donc pour objet :

- un réservoir de stockage d'un ergol diphasique avec un dispositif intégré d'expulsion de gaz, et comprenant une structure mécanique 1, une interface de montage rigide 7, isolée thermiquement, assurant la rigidité mécanique du montage du réservoir 10 sur la structure d'un engin spatial, une interface de montage souple 8, isolée thermiquement, assurant un degré de liberté dans le sens

« longitudinal » pour relaxer les contraintes lors des cycles en pression dans le réservoir 10, une structure microporeuse 3, par exemple en PTFE, PE, ou maille métallique, assurant la rétention capillaire en phase
5 liquide du fluide en « partie basse » du réservoir 10 et un tube de connexion 4 débouchant en « partie haute » dans le réservoir 10 et assurant la sortie de la vapeur surchauffée, et permettant le remplissage du réservoir 10 en ergol diphasique ;

10 - un dispositif de contrôle thermique du réservoir 10, comprenant des isolations thermiques au niveau des interfaces de montage 7 et 8, une isolation thermique externe 9 du réservoir 10, constituée par exemple
15 d'isolants multicouches de type MLI, au moins un réchauffeur 2 en « partie haute » du réservoir 10 et, avantageusement, au moins deux thermistances, dont une 5 en « partie haute » et une autre 6 en « partie basse » pour contrôler le gradient thermique externe du réservoir 10 et ainsi assurer une vapeur surchauffée en sortie du réservoir
20 10 par le tube de connexion ou canalisation de sortie 4, et

- un système de propulsion à gaz froid diphasique, comprenant un réservoir 10 tel que présenté ci-dessus, une vanne de remplissage 11, un filtre 12 sur la canalisation de sortie 4, et au moins un propulseur 15 comprenant au
25 moins une vanne 13, et, avantageusement, deux vannes 13 mono-stables en série (pour une robustesse à un cas de panne et au risque de fuite), ainsi qu'un divergent 14. Il est à noter que ce système de propulsion n'utilise pas de vanne d'isolation ni de capteur de pression si l'ergol
30 diphasique est non toxique . En effet, le fluide sélectionné étant à priori non toxique, l'obligation des trois barrières de sécurité n'a plus à être respectée, et le fluide stocké étant dans l'état diphasique, la pression

est directement donnée par la température du réservoir, par extrapolation de la courbe de saturation du fluide.

Un autre avantage qui découle de l'utilisation d'un ergol diphasique non toxique est que le remplissage du
5 réservoir est permis pendant le montage de l'engin spatial et avant sa livraison pour lancement.

REVENDEICATIONS

5 1. Réservoir pour système de propulsion à gaz froid
diphasique d'engin spatial, comprenant une structure
microporeuse (3) apte à assurer, dans une partie du
réservoir (10) qui est opposée à un orifice d'évacuation de
gaz (4) hors du réservoir, la rétention capillaire en phase
10 liquide d'un fluide diphasique contenu dans le réservoir,
caractérisé en ce qu'il comprend de plus au moins un
réchauffeur (2) pour assurer un contrôle thermique dudit
réservoir (10) destiné à chauffer la phase gazeuse dans le
réservoir (10) à une température significativement plus
15 élevée, typiquement +5°C, que la température de vapeur
saturante, de sorte à assurer l'évacuation de vapeur
surchauffée.

 2. Réservoir selon la revendication 1, caractérisé
en ce que l'orifice (4) d'évacuation du gaz est défini par
20 un tube de connexion (4), apte à être utilisé pour le
remplissage du réservoir (10).

 3. Réservoir selon l'une des revendications 1 et 2,
caractérisé en ce qu'il comprend au moins un thermostat
mécanique permettant de contrôler la température du
25 réservoir (10).

 4. Réservoir selon la revendication 3, caractérisé en
ce qu'au moins un réchauffeur (2) est mis en fonction selon
l'état d'au moins un thermostat mécanique.

 5. Réservoir selon l'une quelconque des
30 revendications 1 à 4, caractérisé en ce qu'il comprend au

moins une thermistance (5) dans la partie du réservoir contenant la phase gazeuse.

6. Réservoir selon la revendication 5, caractérisé en ce qu'il comprend au moins une deuxième thermistance (6) dans la partie du réservoir contenant la structure microporeuse (3) et la phase liquide.

7. Réservoir selon l'une des revendications 5 et 6, caractérisé en ce qu'au moins un réchauffeur (2) est mis en fonction à partir des mesures d'au moins une thermistance (5, 6), selon une logique pré-programmée, ou programmable, et éventuellement modifiable en opération.

8. Réservoir selon l'une quelconque des revendications 1 à 7, caractérisé en ce qu'il comprend une structure mécanique (1), de préférence métallique, avec une interface de montage rigide (7), apte à assurer la rigidité mécanique du montage du réservoir (10) sur une structure de l'engin spatial, et au moins une interface de montage souple (8), apte à assurer un degré de liberté dans un sens «longitudinal», défini par un axe passant par les fixations des interfaces (7, 8), pour permettre la respiration du réservoir (10) lors des cycles en pression de ce dernier.

9. Réservoir selon la revendication 8, caractérisé en ce que lesdites interfaces (7, 8) de montage sont isolées thermiquement de la structure de l'engin spatial sur laquelle ledit réservoir (10) est destiné à être monté.

10. Réservoir selon l'une quelconque des revendications 1 à 9, caractérisé en ce qu'il comprend une isolation thermique externe (9) comprenant, de préférence, un film isolant de type isolant multicouche dit MLI.

11. Réservoir selon la revendication 10, caractérisé en ce qu'au moins un réchauffeur (2) est collé sur la face

externé du réservoir (10), sous le revêtement d'isolation thermique externe (9).

12. Réservoir selon l'une quelconque des revendications 1 à 11, caractérisé en ce que la structure microporeuse (3) est composée d'au moins un matériau de type plastique comme, par exemple, PE (polyéthylène), PTFE, ou à maille métallique, par exemple en titane ou en aluminium.

13 Réservoir selon la revendication 12, caractérisé en ce que la structure microporeuse (3) est de forme sensiblement hémisphérique de sorte à s'intégrer aisément dans la partie du réservoir destinée à contenir la phase liquide.

14. Réservoir selon l'une quelconque des revendications 1 à 13, caractérisé en ce qu'il est rempli d'un fluide diphasique de type eau, méthanol, ammoniac, ou fluide caloporteur classique tel que fréon.

15. Réservoir pour système de propulsion à gaz froid diphasique d'engin spatial selon la revendication 1, caractérisé en ce qu'il comprend :

- une structure mécanique (1), par exemple métallique, ayant une interface de montage rigide (7), isolée thermiquement, apte à assurer la rigidité mécanique du montage du réservoir (10) sur une structure de l'engin spatial, et une interface de montage souple (8), isolée thermiquement, et apte à assurer un degré de liberté dans le sens «longitudinal», défini par un axe passant par les fixations des interfaces (7 , 8) sur ladite structure de l'engin spatial, pour permettre la respiration du réservoir (10) lors des cycles en pression ;

- une isolation thermique externe (9) comprenant, de préférence, un film isolant de type isolant multi couches dit MLI ;
- une structure microporeuse (3), apte à assurer, dans
5 une partie du réservoir (10) qui est opposée à un orifice d'évacuation de gaz (4) hors du réservoir, la rétention capillaire en phase liquide d'un fluide diphasique contenu dans le réservoir (10);
- un tube de connexion (4) débouchant dans une partie du
10 réservoir (10) destinée à contenir la phase gazeuse, et délimitant l'orifice d'évacuation de gaz et permettant également le remplissage du réservoir (10) ;
- au moins un réchauffeur (2), utilisé pour le contrôle thermique dudit réservoir, et destiné à chauffer la phase
15 gazeuse dans le réservoir (10) ;
- au moins une thermistance (5) dans la partie du réservoir contenant la phase gazeuse ;
- de préférence, au moins une deuxième thermistance (6) dans la partie du réservoir contenant la phase liquide ; et
- un moyen de contrôle de température comprenant l'un au
20 moins de dispositifs couramment utilisés pour le contrôle de température en technique spatiale, par exemple au moins un thermostat mécanique et/ou des éléments de logique programmable ou pré-programmée permettant de commander la
25 mise en fonction d'au moins un réchauffeur (2) en fonction de mesures fournies par au moins une thermistance (5, 6).

16. Système de propulsion à gaz froid d'engin spatial, caractérisé en ce qu'il comprend les éléments suivants :

- au moins un réservoir (10) selon l'une quelconque des
30 revendications 1 à 15;

- une vanne de remplissage (11) du réservoir (10) ;
- un filtre (12) sur une conduite de sortie de gaz (4) hors du réservoir (10) ; et
- au moins un propulseur (15) en aval du filtre (12) et
5 comprenant au moins une vanne de contrôle de débit (13) et un divergent (14).

17. Système de propulsion à gaz froid d'engin spatial, selon la revendication 16, caractérisé en ce qu'il comprend également au moins un réchauffeur supplémentaire en aval du
10 réservoir (10).

18. Système de propulsion à gaz froid d'engin spatial selon l'une quelconque des revendications 16 et 17, caractérisé en ce qu'il comprend également, en aval du réservoir (10), au moins l'un des éléments supplémentaires
15 suivants: une vanne d'isolation, et au moins un capteur de pression.

19. Système de propulsion à gaz froid d'engin spatial selon l'une quelconque des revendications 16 à 18, caractérisé en ce que le fluide utilisé est non toxique, de
20 sorte à permettre un remplissage dudit réservoir (10) pendant le montage et avant la livraison de l'engin spatial.

FIG. 1

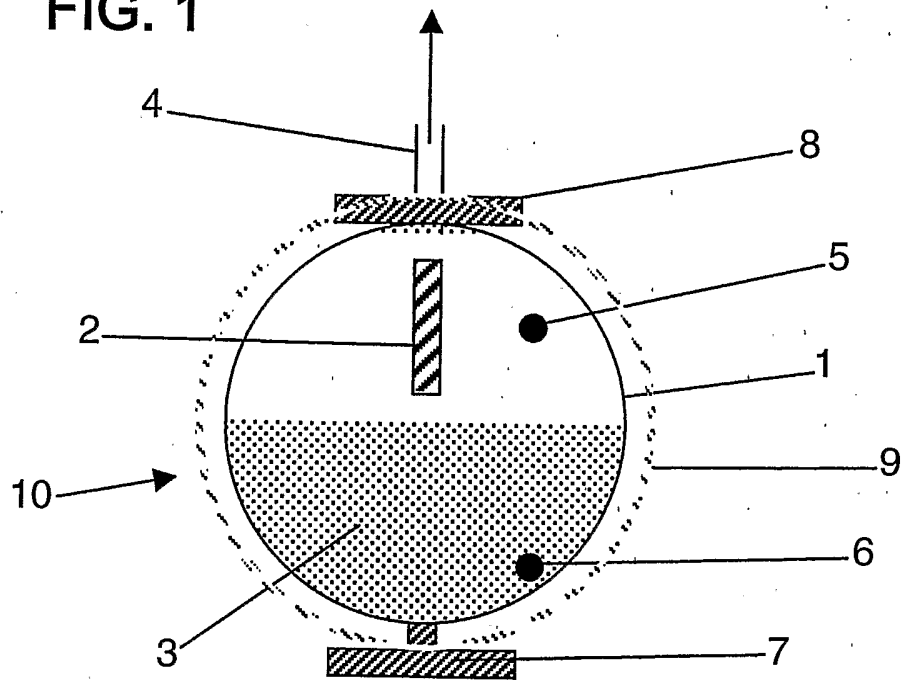


FIG. 2

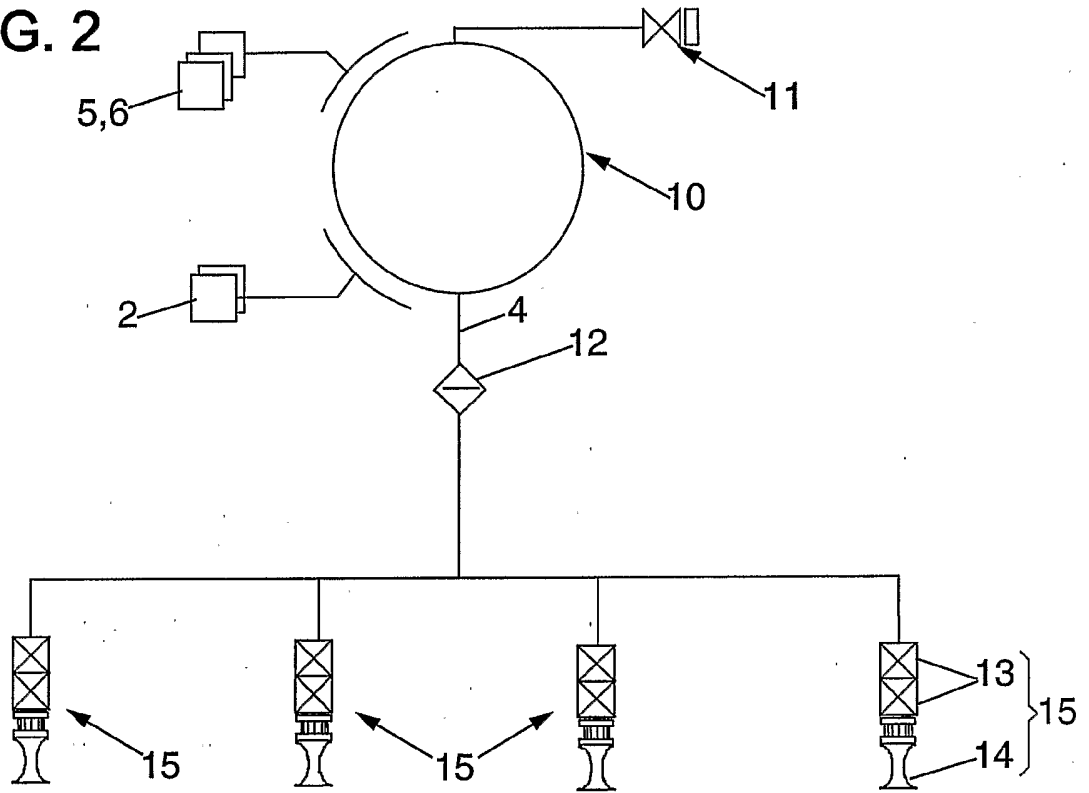


FIG. 3

