(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
8 décembre 2016 (08.12.2016)

WIPO | PCT

(10) Numéro de publication internationale
WO 2016/193618 A1

(51) Classification internationale des brevets :
B64G 1/22 (2006.01) *B64G 1/42* (2006.01)
B64G 1/50 (2006.01) *B64G 1/58* (2006.01)
B64G 1/10 (2006.01)

(21) Numéro de la demande internationale :
PCT/FR2016/051307

(22) Date de dépôt international :
1 juin 2016 (01.06.2016)

(25) Langue de dépôt : français

(26) Langue de publication : français

(30) Données relatives à la priorité :
15 55013 2 juin 2015 (02.06.2015) FR

(71) Déposant : **AIRBUS DEFENCE AND SPACE SAS** [FR/FR]; 51-61 Route de Verneuil, 78130 Les Mureaux (FR).

(72) Inventeur : **WALKER, Andrew**; c/o Responsable Propriété Intellectuel Airbus Defense and Space, 31 rue des Cosmonautes ZI du Palays, 31402 Toulouse (FR).

(74) Mandataires : **CABINET PLASSERAUD** et al.; 66, rue de la Chaussée d'Antin, 75440 Paris Cedex 09 (FR).

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

(84) États désignés *(sauf indication contraire, pour tout titre de protection régionale disponible)* : ARIPO (BW, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SD, SL, ST, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), eurasien (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ, TM), européen (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK, SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, KM, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

Publiée :

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

(54) **Title** : ARTIFICIAL SATELLITE

(54) **Titre** : SATELLITE ARTIFICIEL

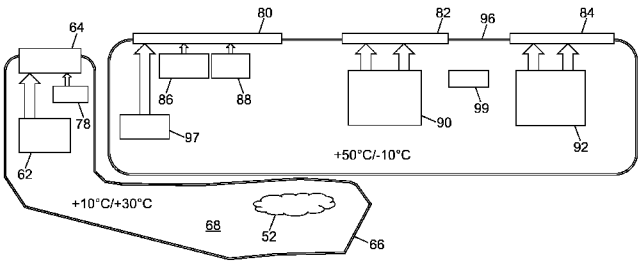


FIG. 3A

(57) **Abstract** : The invention relates to an artificial satellite comprising an accumulator (62) apt to dissipate heat, at least one radiator (64) able to remove to space the heat dissipated by the accumulator (62), and a piece of equipment (52) that is said to be not very dissipative and that possesses an individual power density per unit area lower than 250 watts/m^2, characterised in that it includes a thermally insulating cover (66) bounding, with said radiator (64), an isothermal interior zone (68) in which temperature is controlled by radiation, said accumulator (62) and said piece of not very dissipative equipment (52) being arranged under said thermally insulating cover (66), and in that said accumulator (62) has an operating range comprised between 0°C and 50°C and, preferably, between 10°C and 30°C.

(57) **Abrégé** :

[Suite sur la page suivante]

WO 2016/193618 A1

L'invention concerne un satellite artificiel comprenant un accumulateur (62) propre à dissiper de la chaleur, au moins un radiateur (64) propre à évacuer vers l'espace la chaleur dissipée par l'accumulateur (62), et un équipement (52) dit peu dissipatif qui possède une densité de puissance surfacique individuelle inférieure à 250 Watts/m^2, caractérisé en ce qu'il comporte une housse (66) thermiquement isolante délimitant avec ledit radiateur (64) une zone intérieure isotherme (68) dans laquelle le contrôle thermique s'effectue par radiation, ledit accumulateur (62) et ledit équipement peu dissipatif (52) étant agencés dans ladite housse thermiquement isolante (66), et en ce que ledit accumulateur (62) présente une plage de fonctionnement comprise entre 0°C et 50 °C et, de préférence, entre 10°C et 30 °C.

Satellite artificiel

La présente invention se situe dans le domaine des satellites artificiels, et en particulier dans le domaine des satellites géostationnaires.

En particulier, la présente invention concerne le contrôle thermique d'un satellite.

Les satellites comprennent des équipements tels que des accumulateurs, une charge utile, un ordinateur de bord, etc... Ces équipements doivent être contrôlés thermiquement afin d'en assurer leur bon fonctionnement et ainsi assurer que le satellite considéré puisse effectuer sa mission avec succès. Ces équipements ayant des plages de température de fonctionnement différentes, on les isole dans des zones thermiques compatibles de leurs températures de fonctionnement. Ces zones sont entourées d'un matelas super isolant et au contact thermique d'un radiateur. Afin de simplifier la mise en œuvre d'une telle isolation, on regroupe en général dans une même zone des équipements ayant des plages de température de fonctionnement proches. Les zones isothermes qui doivent être maintenues aux températures les plus froides nécessitent des radiateurs de plus grande taille. Ces radiateurs sont encombrants et alourdissent le satellite. Les constructeurs de satellites aménagent donc le minimum d'équipements dans les zones les plus froides.

Les figures 1A et 1B illustrent schématiquement un exemple d'un agencement de zones isothermes dans un satellite 1. Selon cet exemple, le satellite 1 comporte cinq types de zones isothermes. Chaque zone isotherme est délimitée par un matelas super isolant 6 et éventuellement par un radiateur. Chaque zone isotherme comporte en outre un équipement de chauffage 7.

Ainsi, un premier type de zone isotherme 4 comprend un ensemble de batteries 2 et un premier radiateur 3. Lorsque les batteries 2 sont des batteries NiH, le premier type de zone 4 est maintenue à des températures comprises entre -20°C et -10°C. Lorsque les batteries 2 sont des batteries Lithium-Ion, le premier type de zone 4 est maintenue à des températures comprises entre +10°C et +30°C.

Un deuxième type de zone isotherme 11 comporte des roues de réaction 8, un ordinateur de bord 5, un bloc d'alimentation électrique 10 et un deuxième radiateur 9. Ce deuxième type de zone isotherme 11 est maintenue à une température comprise entre -20°C et +50°C.

Un troisième type de zone isotherme 12 comporte la charge utile 16 fonctionnant à basse puissance et un troisième radiateur 13. Ce troisième type de zone isotherme 12 est maintenue à des températures comprises entre -10°C et +50°C.

Un quatrième type de zone 18 comporte la charge utile 14 fonctionnant à haute puissance et un quatrième radiateur 15. Ce quatrième type de zone 18 est maintenue à une température comprise entre -20°C et +70°C.

Enfin, le système de stockage et de distribution d'ergol 22 est disposé dans un cinquième type de zone, dite zone de propulsion 24. Dans la présente invention, nous utiliserons la dénomination « ergol » pour désigner indistinctement la matière utilisée à des fins de propulsion, avec une propulsion de type chimique ou plasmique. Cette zone de propulsion maintenue à une température comprise entre 0°C et +50°C. La mise en place de cette zone de propulsion 24 est particulièrement longue et coûteuse. Au cours de cette mise en place, des chaufferettes sont collées sur les réservoirs 26, sur les valves et les filtres 30. Un matelas super isolant 6 est ensuite disposé autour de chacun de ces équipements et sur une partie des tuyères 32. Enfin, des chaufferettes sont disposées tout le long des conduites 28 de distribution d'ergol selon un agencement hélicoïdal, comme visible sur la figure 2. Des bandes adhésives 36 en aluminium sont collées sur les chaufferettes. Un matelas super isolant 6 est ensuite agencé autour des conduites 34. Les chaufferettes sont mises en fonctionnement pour que l'ergol ne gèle pas. Le matelas super isolant permet de minimiser la puissance de chauffe nécessaire au réchauffement de l'ergol réduisant ainsi la consommation électrique.

Toutefois, le montage des chaufferettes, des bandes et du matelas super isolant est réalisé manuellement sur l'ensemble des conduites entre les réservoirs et les tuyères. Ce montage est donc très long. De plus, les supports 34 portant les conduites 28 sont réalisés dans des matériaux à faible conductivité thermique qui sont coûteux.

Le but de la présente invention est d'offrir une solution de contrôle thermique de l'ensemble des équipements d'un satellite qui soit plus simple à mettre en œuvre car offrant une plus grande liberté dans l'aménagement des équipements (par exemple emplacement, orientation) du satellite, tout en demeurant efficace, permettant ainsi de réduire la durée et les coûts de fabrication d'un satellite

A cet effet, l'invention a pour objet un satellite artificiel comprenant au moins un accumulateur propre à dissiper de la chaleur, au moins un radiateur propre à évacuer vers l'espace la chaleur dissipée par l'accumulateur, et au moins un équipement dit peu dissipatif qui possède une densité de puissance surfacique individuelle inférieure à 250 Watts/m^2, caractérisé en ce qu'il comporte une housse thermiquement isolante délimitant avec ledit radiateur une zone intérieure isotherme dans laquelle le contrôle thermique s'effectue par radiation, ledit accumulateur et ledit équipement peu dissipatif étant agencés dans ladite housse thermiquement isolante, et en ce que ledit accumulateur présente une plage de fonctionnement comprise entre 0°C et 50°C et, de préférence, entre 10°C et 30°C.

Avantageusement, la mise en place d'une unique housse définissant une unique zone thermique qui comprend à la fois les accumulateurs et les équipements peu dissipatifs réduit le temps et les coûts de conception du satellite.

Avantageusement, la consommation électrique nécessaire pour chauffer les équipements contenus dans la housse est réduite par rapport à la consommation électrique de ces mêmes équipements placés dans plusieurs zones isothermes.

Selon un mode de réalisation particulier, l'accumulateur est un accumulateur Lithium et, en particulier, un accumulateur Lithium-Ion.

Selon un mode de réalisation particulier, l'équipement peu dissipatif comprend un système de stockage et de distribution d'ergol.

Avantageusement, le montage de la zone intérieure isotherme (qui comprend également la propulsion) est facilité. En effet, cette zone intérieure isotherme contient toutes les conduites reliant les réservoirs, les valves et les moteurs. Les conduites n'ont donc plus besoin d'être enrubannées thermiquement. La housse permet de recouvrir d'un seul coup et très rapidement l'ensemble des petits équipements du système de stockage et de distribution.

Avantageusement, cette zone intérieure isotherme présente également un montage plus flexible que l'ancienne zone de propulsion. En effet, il est, par exemple, possible de modifier la taille d'un réservoir, de changer le trajet d'une conduite de distribution d'ergol sans avoir à remonter les chaufferettes, les bandes en aluminium et le matelas super-isolant.

Avantageusement, comme le système de stockage et de distribution ne dissipe pas de chaleur, il peut être ajouté à la zone isotherme contenant les accumulateurs sans avoir à accroître la surface de dissipation des radiateurs de cette zone.

Avantageusement, les équipements contenus dans la housse sont des équipements qui existent dans tous les satellites et qui forment avec la housse, une base standard à laquelle il sera ajouté des équipements dont la taille varie en fonction des besoins des missions satellite, tels que par exemple la charge utile, l'ordinateur de bord, etc.

Selon un mode de réalisation particulier, ledit système de stockage et de distribution comprend au moins un équipement parmi un réservoir, des conduites de distribution, des valves, des filtres et une partie de tuyères.

Par ailleurs, en référence à la figure 1B, les roues de réaction 8 sont généralement reliées thermiquement à un radiateur par un lien thermique 37 de type caloduc ou tresse métallique. Ce lien thermique est fixé manuellement à la roue de réaction et au radiateur. Cette fixation est longue à installer. De plus, lorsque, au cours de la conception du satellite, on souhaite modifier l'emplacement ou l'orientation des roues de réaction 8 à l'intérieur du satellite, le lien thermique 37 doit être déposé et reposé à un endroit différent ou adapté en longueur. Ce travail, réalisé manuellement, est également long et donc coûteux.

En conséquence, selon un second mode de réalisation, ledit équipement peu dissipatif comprend au moins une roue de réaction.

Avantageusement, selon ce second mode de réalisation, il n'est plus nécessaire de fixer un lien thermique entre les roues de réaction et les radiateurs. Les roues de réaction peuvent librement rayonner dans la première zone isotherme. Cette disposition facilite le montage du satellite.

Cette disposition autorise également une plus grande flexibilité lors de la conception du satellite puisque les roues de réaction peuvent être facilement déplacées dans la première zone isotherme ou orientées différemment pour suivre l'évolution des demandes du client.

Avantageusement, comme les roues de réaction dissipent peu de chaleur, ces équipements peu dissipatifs peuvent être ajoutés à la zone isotherme contenant les accumulateurs sans avoir à accroître sensiblement la surface de dissipation des radiateurs de cette zone.

Avantageusement, le satellite selon le second mode de réalisation permet d'éviter la fixation du lien thermique entre les roues de réaction et les radiateurs et permet de réduire le temps de fabrication et les coûts de fabrication d'un satellite.

Selon un mode de réalisation particulier, la housse thermiquement isolante est réalisée dans un matériau souple, de préférence dans un matelas super isolant.

Bien que la housse ait un volume constant, sa souplesse lui permet de s'adapter à différentes formes de structures centrales, à différentes formes d'accumulateurs, à différentes formes de systèmes de stockage et de distribution, à différentes formes d'équipements (par exemple ceux qui sont fixés sur la structure centrale, ou autres) ou à différentes formes de roues de réaction.

Selon un mode de réalisation particulier, le satellite comporte en outre des équipements de chauffage fixés sur ledit radiateur.

Avantageusement, les équipements de chauffage sont directement fixés à la plaque interne des radiateurs. Ils chauffent cette plaque et permettent ainsi de chauffer l'ensemble des équipements contenu dans la housse.

Selon un mode de réalisation particulier, le satellite comporte une structure centrale, au moins un réservoir d'ergol fixé à ladite structure centrale, des conduites de distribution d'ergol fixées au moins en partie sur la structure centrale, des valves montées sur les conduites, et dans lequel la housse thermique isolante comporte un fourreau emmanché sur ladite structure centrale, ledit fourreau contenant ladite structure centrale, ledit réservoir, au moins une partie desdites conduites et lesdites valves.

Avantageusement, la housse peut être facilement emmanchée et retirée en cas de modification du design du satellite.

Avantageusement, la housse peut être fabriquée dans un format standard qui peut s'adapter sur différentes bases de satellite, indépendamment du nombre et de l'encombrement des équipements qu'elle doit entourer. En effet, étant donné sa faible masse, on gagne du temps de montage (sans pour autant alourdir le satellite) à définir une taille standard de housse la plus grande possible (déterminée par le volume le plus important à entourer), utilisable ensuite avec toutes les configurations possibles de satellite.

Selon un mode de réalisation particulier, ledit fourreau présente un bord périphérique fixé sur une portion supérieure du premier radiateur.

Selon un mode de réalisation particulier, le satellite comporte une face anti-Terre supportant la structure centrale et dans lequel la housse thermique isolante comporte une pièce de matériau isolant sensiblement plane recouvrant la face anti-Terre, ladite pièce de matériau isolant étant fixée à une portion inférieure dudit au moins un radiateur de manière à former avec ledit fourreau et ledit au moins un radiateur une enveloppe fermée.

- Selon un mode de réalisation particulier, les équipements du satellite peu dissipatifs dissipent un flux de chaleur inférieur à 40 Watts.

La valeur de 40 Watts est la limite typique de dissipation par radiation (c'est-à-dire sans l'aide d'un caloduc ou sans connexion directe avec un radiateur) pour éviter que les équipements ne soient trop encombrants dans la housse.

L'invention sera mieux comprise à la lecture de la description qui va suivre, donnée uniquement à titre d'exemple et faite en se référant aux figures sur lesquelles :

- la figure 1A est une vue schématique représentant des zones thermiques selon l'état de la technique ;
- la figure 1B est une vue schématique d'un satellite artificiel selon l'état de la technique
- la figure 2 est une vue schématique d'une portion de conduites de distribution d'ergol selon l'état de la technique;
- la figure 3A est une vue schématique représentant des zones thermiques selon un premier mode de réalisation de l'invention ;
- la figure 3B est une vue schématique d'un satellite artificiel selon le premier mode de réalisation de l'invention; et
- la figure 4A est une vue schématique représentant des zones thermiques selon un deuxième mode de réalisation de l'invention ;
- la figure 4B est une vue schématique d'un satellite artificiel selon le deuxième mode de réalisation de l'invention.

La présente invention se situe dans le domaine des satellites artificiels, et en particulier dans le domaine des satellites géostationnaires.

En référence à la figure 3B, le satellite artificiel 38 selon le premier mode de réalisation de l'invention est constitué par une case 40 cubique ou parallélépipédique comprenant une face anti-Terre 46, une structure centrale creuse 44 reposant sur la face anti-Terre 46, une face Terre 42, des faces Est et Ouest portant des équipements (non représentés) et des faces Nord 48 et Sud 50 portant des radiateurs et des équipements.

Le satellite selon l'invention comprend en outre un système de propulsion qui peut être soit chimique, soit plasmique (non représenté sur les figures), soit une utilisation conjointe de ces types de propulsion.

Le système de propulsion comporte un système 52 de stockage et de distribution d'ergol, et deux tuyères 54 ou plus montées sur la face anti-Terre 46.

Le système 52 de stockage et de distribution d'ergol comporte deux réservoirs 56 fixés dans la structure centrale 44, des conduites 58 de distribution d'ergol qui relient chaque réservoir à chaque tuyère, des valves 59 et des filtres 60 montés sur les conduites 58. Ces équipements dissipent individuellement peu de chaleur (typiquement moins de 3 Watts) et possèdent également une densité de puissance surfacique (grandeur représentée par la puissance thermique dissipée par l'équipement rapportée à la surface de dissipation de l'équipement, cette grandeur étant exprimée en Watt/m^2) faible, typiquement inférieure à 250 Watts/m^2. Dans la présente demande de brevet, les équipements qui possèdent une densité de puissance surfacique thermique inférieure à 250 Watts/m^2 sont appelés équipements peu dissipatifs. Les équipements du système de stockage et de distribution 52 sont donc des équipements peu dissipatifs au sens de la présente demande de brevet. Ces équipements ne nécessitent pas de contrôle thermique conductif car l'évacuation de leur chaleur peut se faire efficacement par échange de chaleur radiatif lorsqu'ils sont placés dans un environnement plus frais. A contrario, les équipements qui, individuellement, possèdent une densité de puissance surfacique individuelle supérieure à 250 Watts/m^2 nécessitent un contrôle thermique conductif et doivent être installés directement sur un radiateur ou couplé à un radiateur par l'intermédiaire de moyens conductifs tels que des caloducs ou des tresses métalliques.

La face Nord 48 et la face Sud 50 sont chacune pourvues d'un accumulateur 62 propre à dissiper de la chaleur lors de ses opérations de décharge et d'un premier radiateur 64 en contact thermique avec l'accumulateur 62 pour évacuer vers l'espace la chaleur dissipée par l'accumulateur.

Selon l'invention, l'accumulateur 62 est choisi de manière à ce qu'il fonctionne à des températures comprises entre 0°C et 50°C, et de préférence à des températures comprises entre +10°C et +30°C.

Avantageusement, l'accumulateur 62 comprend un ensemble de batteries Lithium-Ion. Ces batteries présentent une température de fonctionnement typiquement comprise entre +10°C et +30°C.

En variante, toute autre batterie ayant une plage de température de fonctionnement compatible avec le système de propulsion c'est-à-dire comprise entre 0°C et +50°C pourrait être utilisée tel que, par exemple, des batteries Lithium-Sulphure.

Avantageusement, selon l'invention, le système 52 de stockage et de distribution d'ergol et les accumulateurs 62 sont disposés dans une housse ou enveloppe 66 thermiquement isolante fixée aux deux premiers radiateurs 64 et délimitant avec ceux-ci une première zone 68 intérieure isotherme.

Cette housse 66 est réalisée dans un matériau isolant. De préférence, ce matériau est souple. Avantageusement, cette housse 66 est réalisée dans un matériau appelé matelas super isolant ou MLI (de l'anglais « Multi Layer Insulation »).

Selon l'exemple de réalisation illustré, cette housse 66 thermiquement isolante comprend un fourreau 70 supérieur et une pièce 72 de matériau isolant inférieure. Le fourreau 70 présente avantageusement la forme d'une cloche. Il est fermé à son extrémité supérieure et évasé à son extrémité inférieure. Le fourreau 70 présente un bord périphérique 74. Une partie de ce bord périphérique est fixée le long d'une portion supérieure 75 des premiers radiateurs 64.

Le fourreau 70 peut facilement être emmanché sur ou retiré de la structure centrale 44. Une fois mis en place, il encercle la partie supérieure de la structure centrale 44, les réservoirs 56, les conduites 58 ainsi que les valves 59 et les filtres 60. Le fourreau 70 peut être composé d'un seul ou d'une pluralité de morceaux d'isolant agencés entre eux afin de former une enceinte étanche.

La pièce de matériau isolant 72 est sensiblement plane. Elle comporte des orifices de passage des tuyères. Le bord périphérique 76 de cette pièce 72 est fixé d'une part, le long d'une portion inférieure 77 des premiers radiateurs, et d'autre part au bord périphérique 74 du fourreau. Ainsi, le fourreau 70, les premiers radiateurs 64 et la pièce de matériau isolant 72 constituent une enveloppe fermée définissant un espace à 3 dimensions appelé dans la présente demande de brevet, première zone isotherme 68. L'évacuation de la chaleur générée dans cette housse 66 se fait par l'intermédiaire des premiers radiateurs 64.

Pour maintenir la température dans la première zone isotherme 68 à la température minimum supportée par les accumulateurs 62, des équipements de chauffage 78, de type chaufferettes, sont agencés dans ladite housse 66. Comme décrit précédemment, cette température minimum est de +10°C dans le cas d'utilisation d'accumulateurs de type Lithium-Ion.

Selon l'exemple de réalisation illustré sur les figures, les faces Nord 48 et Sud 50 sont également pourvues d'un deuxième 80, d'un troisième 82 et d'un quatrième 84 radiateurs sur lesquels l'ordinateur de bord 86, le bloc d'alimentation électrique 88, la charge utile 90 fonctionnant à basse puissance et la charge utile 92 fonctionnant à haute puissance sont respectivement fixés. Des couches 94 de matelas super isolant sont fixées entre chaque radiateur et sur la face Terre 42 de manière à générer avec le fourreau 70 une seconde zone isotherme 96.

Cette seconde zone isotherme 96 comporte également des roues de réaction 97 chacune connectées à un radiateur par un lien thermique 98 de type caloducs ou tresse métallique.

Enfin, cette seconde zone isotherme 96 comprend des équipements de chauffage 99, de type chaufferette pour maintenir cette zone à une température comprise entre -10°C et +50°C.

Selon une variante non représentée, le satellite comporte plus de deux zones isothermes, chacune délimitée par une couche de matelas super isolant et par un radiateur. Par exemple, le satellite peut comporter :

- une première zone isotherme identique à la zone thermique illustrée sur la figure 3B,
- une deuxième zone isotherme maintenue à une température comprise entre +50°C et -20°C ; cette deuxième zone isotherme comportant le deuxième radiateur 80, les roues de réaction 97, l'ordinateur de bord 86, le bloc d'alimentation électrique 88 et un équipement de chauffage 99,
- une troisième zone isotherme maintenue à une température comprise entre -10°C et +50°C, la troisième zone isotherme comportant le troisième radiateur 82, la charge utile fonctionnant à basse puissance 90 et un équipement de chauffage 99,
- une quatrième zone isotherme maintenue à une température comprise entre -20°C et +70°C, la quatrième zone isotherme comportant le quatrième radiateur 84, la charge utile fonctionnant à haute puissance 92 et un équipement de chauffage 99.

Selon une autre variante non représentée et moins avantageuse, un seul ensemble de batterie et un seul premier radiateur 64 est inclut dans la première zone isotherme, l'ensemble de batterie situé de l'autre côté du satellite étant enveloppé dans son propre matelas super isolant.

En variante, les équipements peu dissipatifs comportent un gyroscope.

La figure 4B représente un satellite artificiel 100 selon un second mode de réalisation de l'invention. Le satellite artificiel 100 selon le second mode de réalisation est identique au satellite 38 selon le premier mode de réalisation de l'invention à l'exception du fait que la ou les roues de réaction 97 sont placées dans la première zone isotherme 68 plutôt que dans la deuxième zone isotherme 96.

Chaque roue de réaction 97 possède une densité de puissance surfacique thermique inférieure à 250 Watts/m^2. La ou les roues de réaction font donc partie des équipements peu dissipatifs au sens de la présente demande de brevet.

Ce second mode de réalisation ne sera pas décrit en détail. Les éléments du satellite 100 selon le second mode de réalisation identiques ou similaires aux éléments du satellite 38 selon le premier mode de réalisation comportent les mêmes références et ne seront pas décrits une seconde fois.

Tout comme pour le premier mode de réalisation, le satellite selon le second mode de réalisation peut comporter plusieurs zones isothermes. Il peut, par exemple, comporter quatre zones isothermes comme décrites ci-dessus. Néanmoins, dans ce cas, les roues de réactions 97 sont agencées dans la première zone isotherme.

En variante, les tuyères 54 ou des tuyères supplémentaires sont montées sur une portion inférieure des faces Nord 48, Sud 50, Est ou Ouest. Dans ce cas, ces tuyères 54 et/ou les tuyères supplémentaires sont placées en dessous du fourreau 70 et sont contenues dans la première zone intérieure isotherme 68.

REVENDICATIONS

1.- Satellite artificiel (38, 100) comprenant au moins un accumulateur (62) propre à dissiper de la chaleur, au moins un radiateur (64) propre à évacuer vers l'espace la chaleur dissipée par l'accumulateur (62), et au moins un équipement (52, 54, 56, 58, 60, 97) dit peu dissipatif qui possède une densité de puissance surfacique individuelle inférieure à 250 Watts/m^2,

caractérisé en ce qu'il comporte une housse (66) thermiquement isolante délimitant avec ledit radiateur (64) une zone intérieure isotherme (68) dans laquelle le contrôle thermique s'effectue par radiation, ledit accumulateur (62) et ledit équipement peu dissipatif (52, 54, 56, 58, 60, 97) étant agencés dans ladite housse thermiquement isolante (66), et en ce que ledit accumulateur (62) présente une plage de fonctionnement comprise entre 0°C et 50°C et, de préférence, entre 10°C et 30°C.

2.- Satellite artificiel (38, 100) selon la revendication 1, dans lequel ledit accumulateur (62) est un accumulateur Lithium et, en particulier, un accumulateur Lithium-Ion.

3.- Satellite artificiel (38, 100) selon l'une quelconque des revendications précédentes, dans lequel ledit équipement peu dissipatif (52, 54, 56, 58, 60,97) comprend un système de stockage et de distribution d'ergol.

4.- Satellite artificiel (38, 100) selon la revendication 3, dans lequel ledit système de stockage et de distribution comprend au moins un équipement parmi un réservoir (56), des conduites de distribution (58), des valves (59), des filtres (60) et une partie de tuyères (54).

5.- Satellite artificiel (38, 100) selon l'une quelconque des revendications précédentes, dans lequel ledit équipement peu dissipatif (52, 54, 56, 58, 60, 97) comprend au moins une roue de réaction (97).

6.- Satellite artificiel (38, 100) selon l'une quelconque des revendications précédentes, dans lequel la housse thermiquement isolante (66) est réalisée dans un matériau souple, de préférence dans un matelas super isolant.

7.- Satellite artificiel (38, 100) selon l'une quelconque des revendications précédentes, qui comporte en outre des équipements de chauffage (78) fixés sur ledit radiateur (64).

8.- Satellite artificiel (38, 100) selon l'une quelconque des revendications précédentes, qui comporte une structure centrale (44), au moins un réservoir d'ergol (56) fixé à ladite structure centrale (44), des conduites (58) de distribution d'ergol fixées au moins en partie sur la structure centrale (44), des valves (59) montées sur les conduites (58), et dans lequel la housse thermique isolante (66) comporte un fourreau (70) emmanché sur ladite structure centrale (44), ledit fourreau (70) contenant ladite structure centrale (44), ledit réservoir (56), au moins une partie desdites conduites (58) et lesdites valves (59).

9.- Satellite artificiel (38, 100) selon la revendication 8, dans lequel ledit fourreau (70) présente un bord périphérique (74) fixé sur une portion supérieure (75) du premier radiateur.

10.- Satellite artificiel (38, 100) selon la revendication 9, qui comporte une face anti-Terre (46) supportant la structure centrale (44) et dans lequel la housse thermique isolante (66) comporte une pièce (72) de matériau isolant sensiblement plane recouvrant la face anti-Terre (46), ladite pièce (72) de matériau isolant étant fixée à une portion inférieure (77) dudit au moins un radiateur de manière à former avec ledit fourreau (70) et ledit au moins un radiateur (64) une enveloppe fermée.

11.- Satellite artificiel (38, 100) selon l'une quelconque des revendications précédentes, dans lequel les équipements du satellite peu dissipatifs dissipent un flux de chaleur inférieur à 40 Watts.

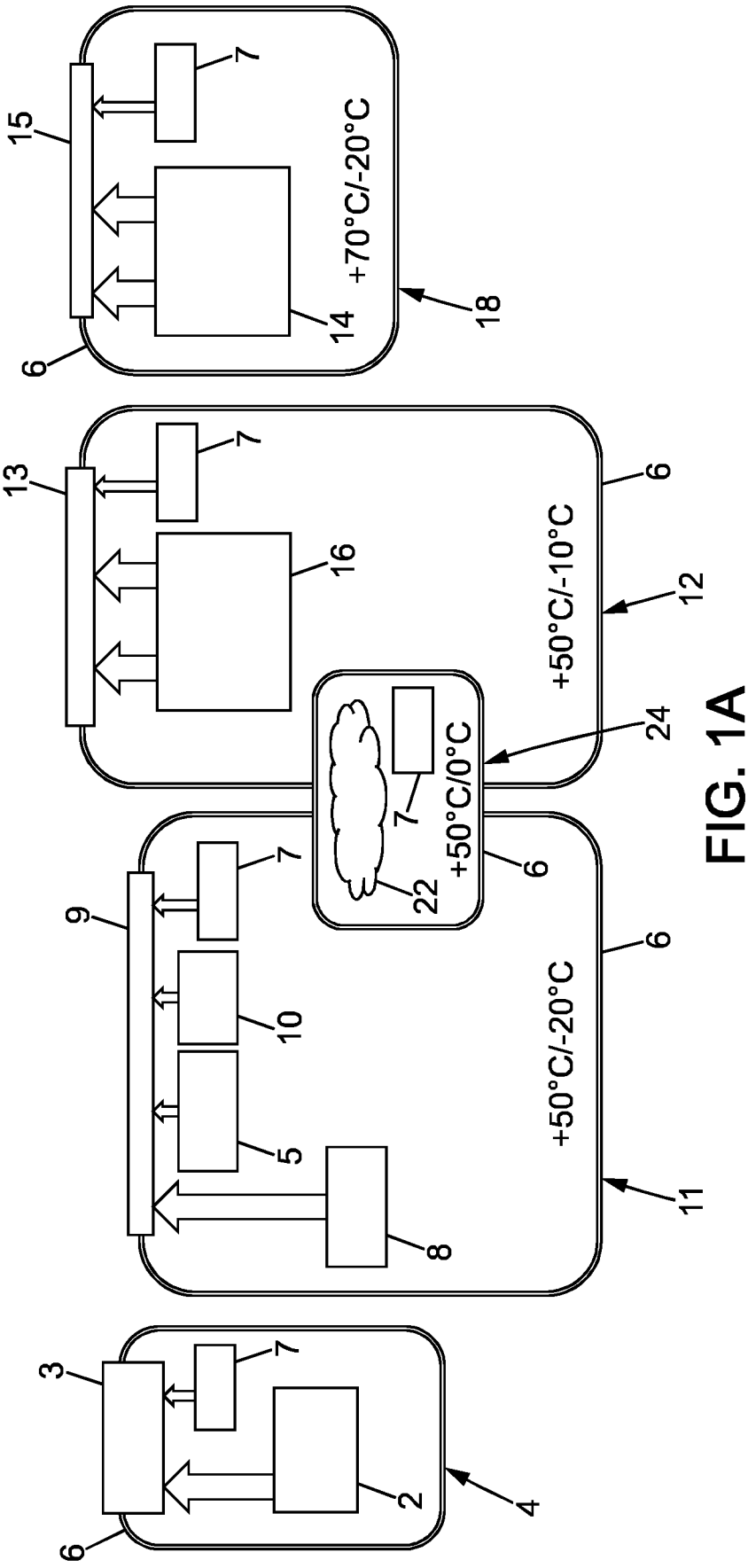

+70°C/-20°C
+50°C/-10°C
+50°C/0°C
+50°C/-20°C
2
3
4
5
6
7
8
9
10
11
12
13
14
15
16
18
22
24

FIG. 1A

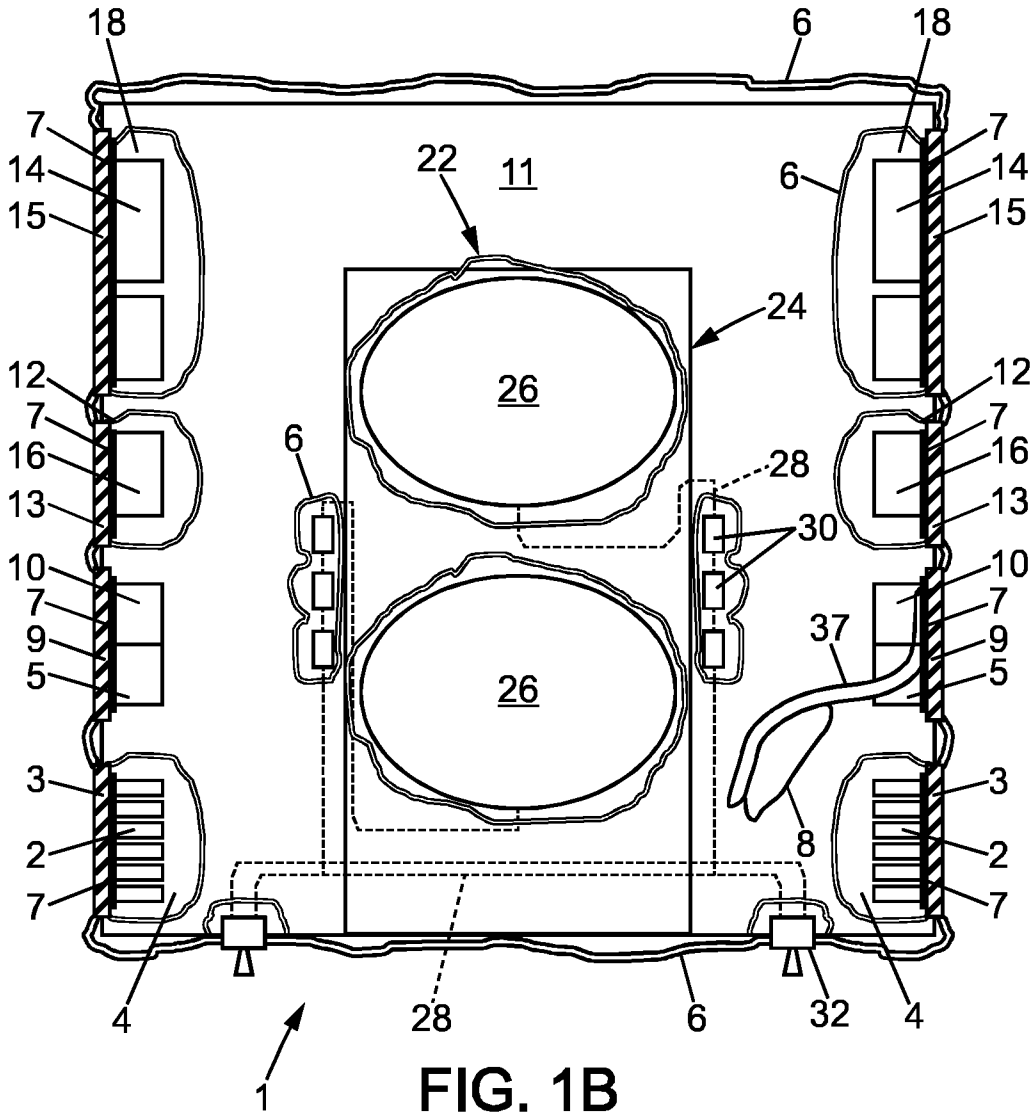

18
6
18
7
14
15
22
11
6
7
14
15
24
12
7
16
13
26
6
28
30
12
7
16
13
10
7
9
5
26
37
10
7
9
5
3
2
7
8
3
2
7
4
28
6
32
4
1

FIG. 1B

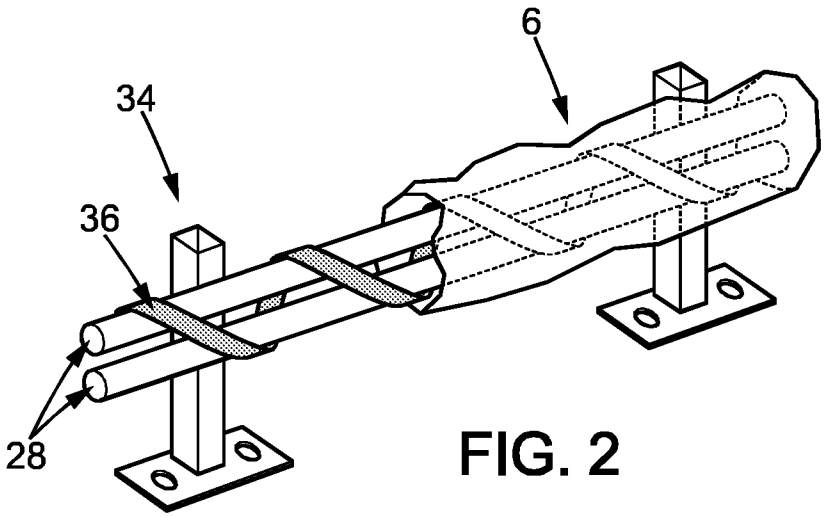

6
34
36
28

FIG. 2

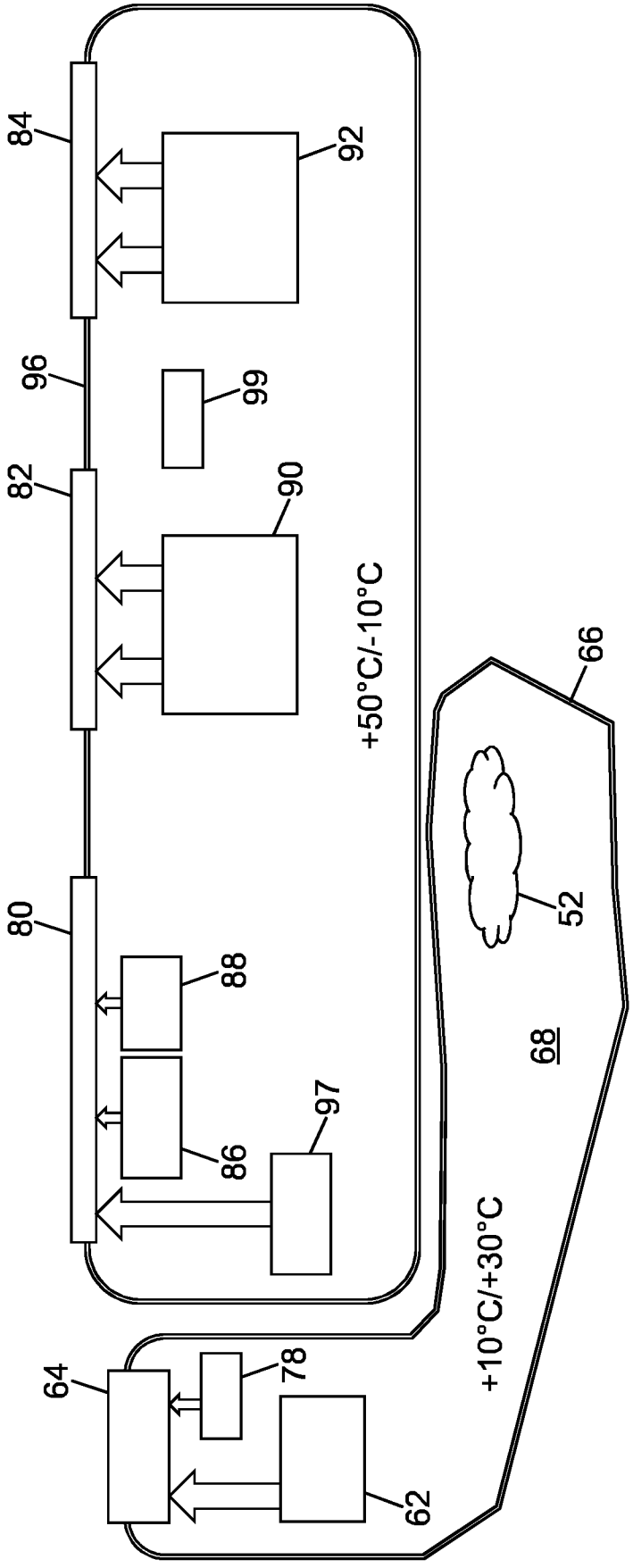


FIG. 3A

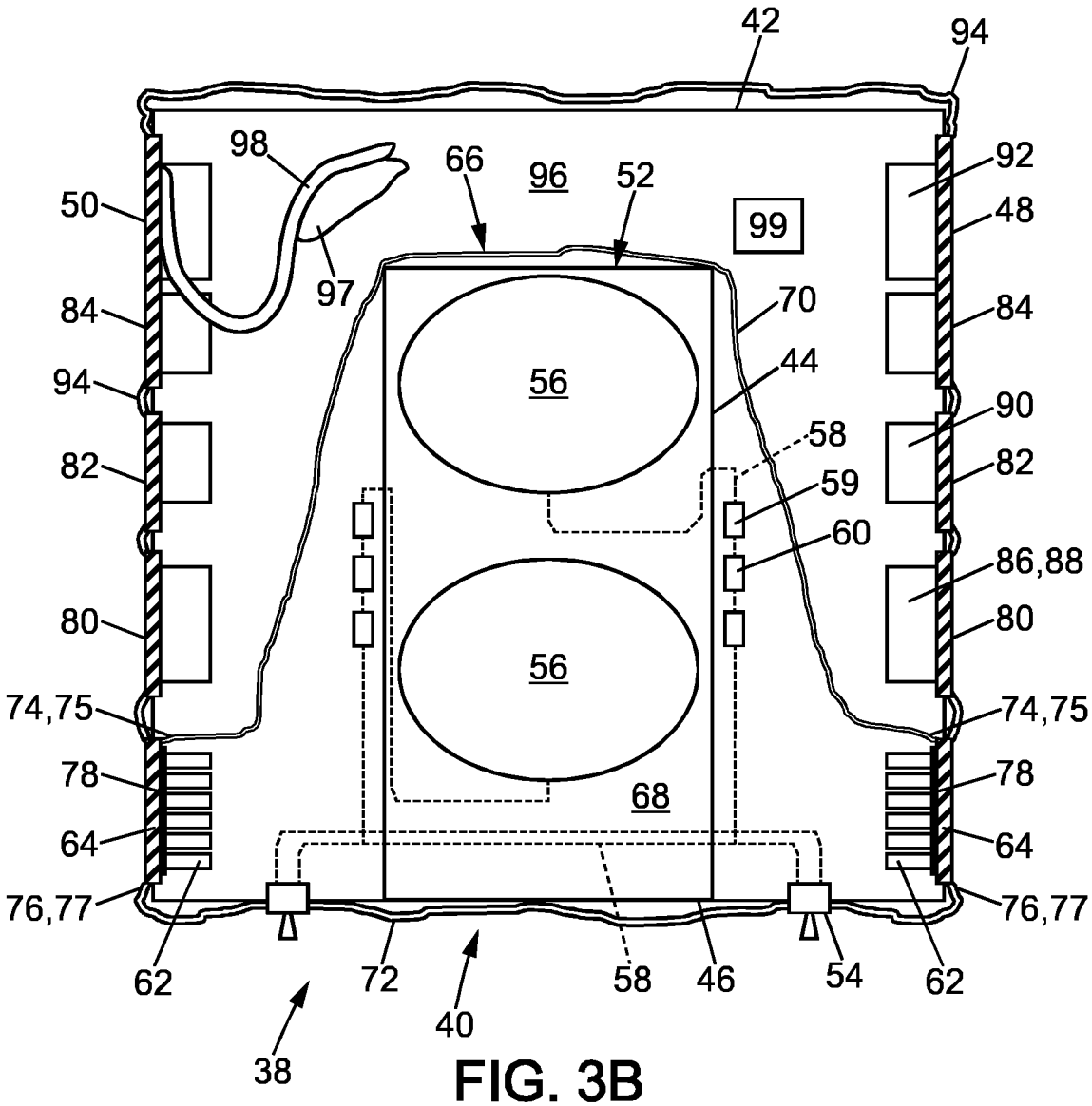

42
94
98
66
96
52
92
50
99
48
97
70
84
84
44
94
56
90
58
82
59
82
60
86,88
80
80
56
74,75
74,75
78
68
78
64
64
76,77
76,77
62
72
58
46
54
62
40
38

FIG. 3B

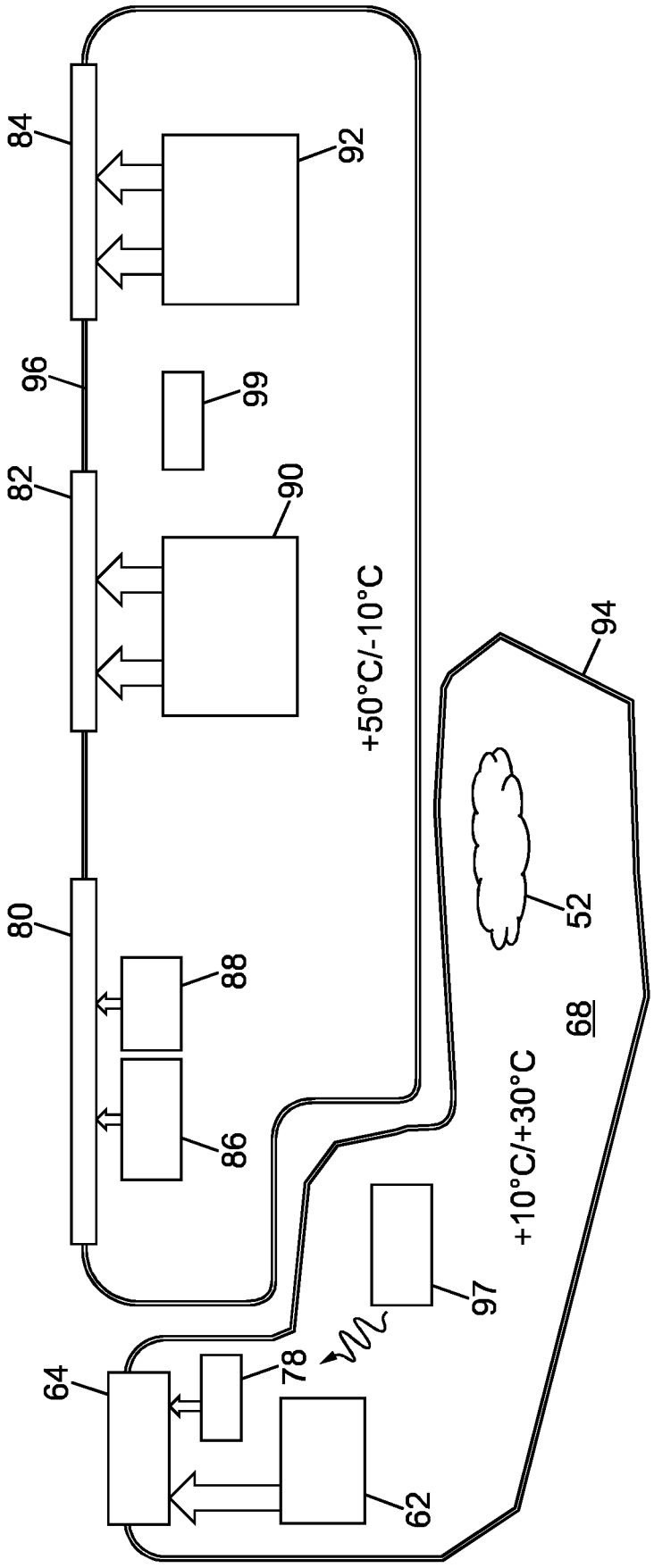


FIG. 4A

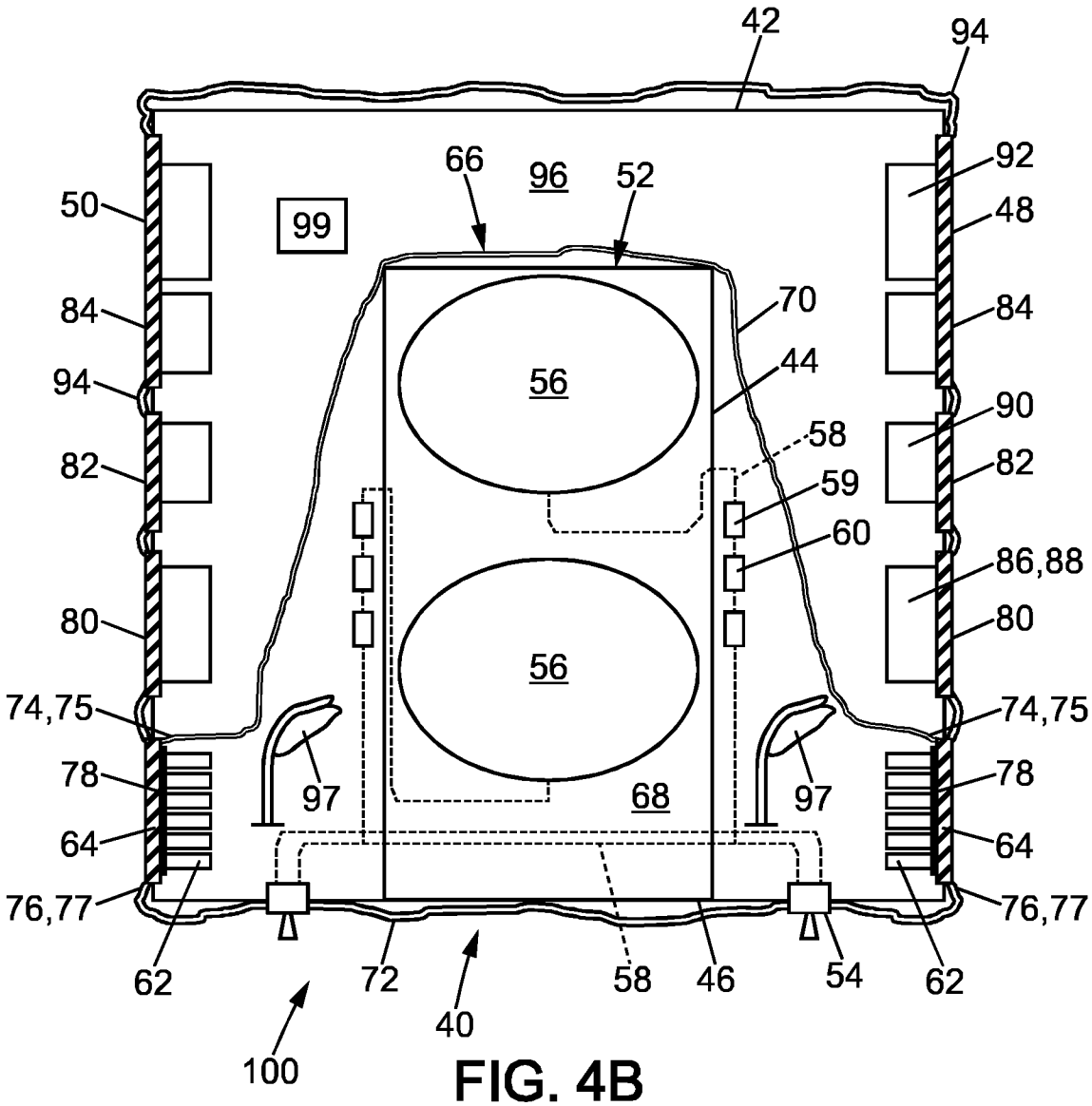

42
94
66
96
52
92
50
99
48
84
70
84
44
94
56
90
58
82
59
82
60
86,88
80
56
80
74,75
74,75
78
97
68
97
78
64
64
76,77
76,77
62
72
58
46
54
62
40
100

FIG. 4B

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No
PCT/FR2016/051307

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER
INV. B64G1/22 B64G1/50
ADD. B64G1/10 B64G1/42 B64G1/58

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)
B64G

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)
EPO-Internal, WPI Data

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	US 2014/110531 A1 (ASTON RICHARD W [US] ET AL) 24 April 2014 (2014-04-24) paragraphs [0024], [0032], [0033], [0036], [0037]; figures 1,4a,5	1-11
A	EP 0 966 051 A1 (LORAL SPACE SYSTEMS INC [US]) 22 December 1999 (1999-12-22) paragraphs [0009], [0015]; figure 11	1
A	EP 2 530 366 A1 (ASTRIUM SAS [FR]) 5 December 2012 (2012-12-05) paragraphs [0001], [0002]; figure 1	1
A	EP 0 647 559 A1 (MATRA MARCONI SPACE FRANCE [FR]) 12 April 1995 (1995-04-12) column 1, line 58 - column 2, line 15 column 3, line 40 - column 4, line 6; figures 1-7	1

-/--

[X] Further documents are listed in the continuation of Box C.

[X] See patent family annex.

* Special categories of cited documents :

"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance

"E" earlier application or patent but published on or after the international filing date

"L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)

"O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means

"P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed

"T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention

"X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone

"Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art

"&" document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search	Date of mailing of the international search report
13 July 2016	19/07/2016

Name and mailing address of the ISA/	Authorized officer
European Patent Office, P.B. 5818 Patentlaan 2 NL - 2280 HV Rijswijk Tel. (+31-70) 340-2040, Fax: (+31-70) 340-3016	Kaysan, Rainer

1

Form PCT/ISA/210 (second sheet) (April 2005)

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No
PCT/FR2016/051307

C(Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	FR 2 811 963 A1 (LORAL SPACE SYSTEMS INC [US]) 25 January 2002 (2002-01-25) page 1, line 32 - line 35; figures 1,2 -----	1

1

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International application No
PCT/FR2016/051307

Patent document cited in search report	Publication date	Patent family member(s)	Publication date
US 2014110531 A1	24-04-2014	CA 2821532 A1	18-04-2014
		GB 2510217 A	30-07-2014
		US 2014110531 A1	24-04-2014
EP 0966051 A1	22-12-1999	DE 69901325 D1	29-05-2002
		DE 69901325 T2	12-12-2002
		EP 0966051 A1	22-12-1999
		JP 2000036329 A	02-02-2000
		US 6207315 B1	27-03-2001
EP 2530366 A1	05-12-2012	DE 12170018 T1	28-03-2013
		EP 2530366 A1	05-12-2012
		ES 2466023 T3	09-06-2014
		FR 2976044 A1	07-12-2012
EP 0647559 A1	12-04-1995	DE 69401189 D1	30-01-1997
		DE 69401189 T2	03-07-1997
		EP 0647559 A1	12-04-1995
		ES 2096425 T3	01-03-1997
		FR 2710899 A1	14-04-1995
		JP H07237600 A	12-09-1995
		US 5634612 A	03-06-1997
FR 2811963 A1	25-01-2002	FR 2811963 A1	25-01-2002
		GB 2366612 A	13-03-2002
		JP 2002046700 A	12-02-2002

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale n°
PCT/FR2016/051307

A. CLASSEMENT DE L'OBJET DE LA DEMANDE
INV. B64G1/22 B64G1/50
ADD. B64G1/10 B64G1/42 B64G1/58

Selon la classification internationale des brevets (CIB) ou à la fois selon la classification nationale et la CIB

B. DOMAINES SUR LESQUELS LA RECHERCHE A PORTE

Documentation minimale consultée (système de classification suivi des symboles de classement)
B64G

Documentation consultée autre que la documentation minimale dans la mesure où ces documents relèvent des domaines sur lesquels a porté la recherche

Base de données électronique consultée au cours de la recherche internationale (nom de la base de données, et si cela est réalisable, termes de recherche utilisés)
EPO-Internal, WPI Data

C. DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS

Catégorie*	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
A	US 2014/110531 A1 (ASTON RICHARD W [US] ET AL) 24 avril 2014 (2014-04-24) alinéas [0024], [0032], [0033], [0036], [0037]; figures 1,4a,5	1-11
A	EP 0 966 051 A1 (LORAL SPACE SYSTEMS INC [US]) 22 décembre 1999 (1999-12-22) alinéas [0009], [0015]; figure 11	1
A	EP 2 530 366 A1 (ASTRIUM SAS [FR]) 5 décembre 2012 (2012-12-05) alinéas [0001], [0002]; figure 1	1
A	EP 0 647 559 A1 (MATRA MARCONI SPACE FRANCE [FR]) 12 avril 1995 (1995-04-12) colonne 1, ligne 58 - colonne 2, ligne 15 colonne 3, ligne 40 - colonne 4, ligne 6; figures 1-7	1

-/--

[X] Voir la suite du cadre C pour la fin de la liste des documents

[X] Les documents de familles de brevets sont indiqués en annexe

* Catégories spéciales de documents cités:

"A" document définissant l'état général de la technique, non considéré comme particulièrement pertinent

"E" document antérieur, mais publié à la date de dépôt international ou après cette date

"L" document pouvant jeter un doute sur une revendication de priorité ou cité pour déterminer la date de publication d'une autre citation ou pour une raison spéciale (telle qu'indiquée)

"O" document se référant à une divulgation orale, à un usage, à une exposition ou tous autres moyens

"P" document publié avant la date de dépôt international, mais postérieurement à la date de priorité revendiquée

"T" document ultérieur publié après la date de dépôt international ou la date de priorité et n'appartenant pas à l'état de la technique pertinent, mais cité pour comprendre le principe ou la théorie constituant la base de l'invention

"X" document particulièrement pertinent; l'invention revendiquée ne peut être considérée comme nouvelle ou comme impliquant une activité inventive par rapport au document considéré isolément

"Y" document particulièrement pertinent; l'invention revendiquée ne peut être considérée comme impliquant une activité inventive lorsque le document est associé à un ou plusieurs autres documents de même nature, cette combinaison étant évidente pour une personne du métier

"&" document qui fait partie de la même famille de brevets

Date à laquelle la recherche internationale a été effectivement achevée	Date d'expédition du présent rapport de recherche internationale
13 juillet 2016	19/07/2016

Nom et adresse postale de l'administration chargée de la recherche internationale	Fonctionnaire autorisé
Office Européen des Brevets, P.B. 5818 Patentlaan 2 NL - 2280 HV Rijswijk Tel. (+31-70) 340-2040, Fax: (+31-70) 340-3016	Kaysan, Rainer

1

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale n°
PCT/FR2016/051307

C(suite). DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS

Catégorie*	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
A	FR 2 811 963 A1 (LORAL SPACE SYSTEMS INC [US]) 25 janvier 2002 (2002-01-25) page 1, ligne 32 - ligne 35; figures 1,2 -----	1

1

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Renseignements relatifs aux membres de familles de brevets

Demande internationale n°
PCT/FR2016/051307

Document brevet cité au rapport de recherche	Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
US 2014110531 A1	24-04-2014	CA 2821532 A1	18-04-2014
		GB 2510217 A	30-07-2014
		US 2014110531 A1	24-04-2014
EP 0966051 A1	22-12-1999	DE 69901325 D1	29-05-2002
		DE 69901325 T2	12-12-2002
		EP 0966051 A1	22-12-1999
		JP 2000036329 A	02-02-2000
		US 6207315 B1	27-03-2001
EP 2530366 A1	05-12-2012	DE 12170018 T1	28-03-2013
		EP 2530366 A1	05-12-2012
		ES 2466023 T3	09-06-2014
		FR 2976044 A1	07-12-2012
EP 0647559 A1	12-04-1995	DE 69401189 D1	30-01-1997
		DE 69401189 T2	03-07-1997
		EP 0647559 A1	12-04-1995
		ES 2096425 T3	01-03-1997
		FR 2710899 A1	14-04-1995
		JP H07237600 A	12-09-1995
		US 5634612 A	03-06-1997
FR 2811963 A1	25-01-2002	FR 2811963 A1	25-01-2002
		GB 2366612 A	13-03-2002
		JP 2002046700 A	12-02-2002