

12 DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

22 Date de dépôt : 20.09.93.

30 Priorité : 21.09.92 US 948230.

43 Date de la mise à disposition du public de la demande : 25.03.94 Bulletin 94/12.

56 Liste des documents cités dans le rapport de recherche préliminaire : Ce dernier n'a pas été établi à la date de publication de la demande.

60 Références à d'autres documents nationaux apparentés :

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

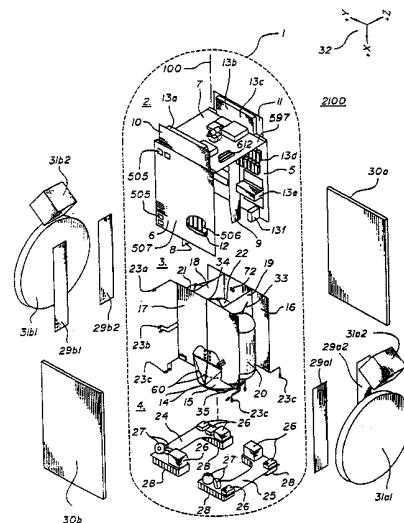
72 Inventeur(s) : Homer Peter Kemp, Parenti Robert Vincent, Destefano Joel, Chen Wensen, Talley Eric et Close John Edward.

73 Titulaire(s) :

74 Mandataire : Bureau D.A. Casalonga - Josse.

54 Configuration de vaisseau spatial modulaire, de faible coût.

57 Ce vaisseau spatial (2100) est une unité d'un groupe. Chaque unité comprend les mêmes éléments structuraux comme des panneaux, mais les différentes unités sont agrandies par des multiples d'une dimension d'incrémenta-tion telle que 12,7 cm (5 pouces). Les panneaux structuraux des unités les plus grandes sont allongés dans la direction longitudinale pour donner davantage de superficie de montage de la charge satellisable et pour offrir une surface plus importante de rejet de la chaleur. Les réservoirs de propergol (20, 21, 22) sont sphériques dans les unités les plus courtes et augmentent de longueur par addition de parties cylindriques, pour donner des volumes plus importants dans les unités les plus grandes afin d'offrir ainsi des durées de fonctionnement plus importantes. De même, les panneaux solaires (30), les caloducs (12) et autres peuvent être agrandis.



Configuration de vaisseau spatial modulable, de faible coût.

La présente invention concerne des configurations de vaisseaux spatiaux, et plus particulièrement un vaisseau spatial qui puisse être facilement configuré à partir d'un modèle de base pour s'adapter à différentes exigences.

5 Les vaisseaux spatiaux ont acquis de l'importance dans le domaine des communications, de l'espionnage militaire, de la surveillance des conditions écologiques, de la détermination du positionnement global et de la météorologie, y compris pour notifier à l'avance les orages. Les grandes différences de charges satellisables, de durées des missions et autres, rendent impossible l'utilisation d'un 10 "serveur" spatial unique pour transporter les différentes charges, parce qu'un petit serveur ne peut pas transporter suffisamment de propergol en plus de sa charge pour une mission extrêmement longue alors qu'un très gros serveur sera trop cher dans le cas d'une petite charge pour une mission de courte durée. Par conséquent, l'industrie de fabrication 15 des satellites est engagée dans une fabrication à la demande et une personnalisation extrêmement coûteuses, utilisant des morceaux et des composants de structures existantes s'il se trouve qu'ils satisfont aux exigences du travail du moment. Le vaisseau spatial résultant doit être 20 qualifié pour l'espace individuellement parce que chacun diffère beaucoup du vaisseau spatial précédent. La fabrication à la demande et la qualification pour l'espace tendent à augmenter le coût du vaisseau spatial et augmenter le temps avant mise à disposition. Des coûts inférieurs sont souhaités ainsi que des temps de mise à disposition 25 plus courts.

L'invention réside dans des vaisseaux spatiaux qui font partie d'un groupe de vaisseaux spatiaux. Chaque unité du groupe de vaisseaux spatiaux définit un axe longitudinal qui se trouve dans la direction de lancement. Le groupe de vaisseaux spatiaux comprend des unités dans lesquelles les dimensions longitudinales générales, parallèlement à l'axe longitudinal, diffèrent d'au moins une valeur d'incrémentación prédéterminée par rapport aux autres unités du groupe. Chaque unité du groupe de vaisseaux spatiaux contient un réservoir de propergol (carburant, comburant et/ou monopropérol) dont l'axe d'allongement est parallèle à l'axe longitudinal, et avec des dimensions en coupe, perpendiculairement à l'axe d'allongement, qui sont identiques à celles des réservoirs de propergol correspondants des autres unités du groupe de vaisseaux spatiaux. Les dimensions du réservoir de propergol dans la direction de l'axe longitudinal du réservoir de propergol diffèrent de celles des autres unités du groupe par un multiple entier d'une dimension d'incrémentación prédéterminée. Le multiple entier peut comprendre la valeur 1. Dans un groupe particulier de vaisseaux spatiaux, la dimension d'incrémentación prédéterminée peut être de 12,7 cm (5 pouces).

La présente invention va maintenant être décrite en référence aux dessins annexés, dans lesquels :

la figure 1 est une vue isométrique, ou perspective simplifiée, d'un vaisseau spatial conforme à l'invention, avec des panneaux solaires et des antennes particulières déployés ;

la figure 2a est une vue isométrique, ou perspective simplifiée, partiellement éclatée et partiellement écorchée, de certaines parties du vaisseau spatial de la figure 1, en son état de stockage ; la figure 2b est une vue correspondante, davantage éclatée, d'une partie de la figure 2a ; et la figure 2c représente les panneaux structuraux seuls, détachés les uns des autres mais dans leurs positions relatives, avec leurs noms et leurs désignations numériques ;

la figure 3a est une vue isométrique, ou perspective simplifiée, d'une bague d'adaptation au lanceur et d'une pièce associée formant support de transition conforme à un aspect de l'invention ; les figures 3b et 3c sont des coupes en élévation de celles-ci qui montrent

les interfaces entre les structures de raccordement et de transition ; et la figure 3d représente la pièce de transition pendant une étape de construction, des morceaux de bandes de renfort étant appliqués parallèlement à l'axe longitudinal, et inclinés par rapport à lui ;

5 la figure 4a représente différentes unités du groupe de vaisseaux spatiaux, sous forme de différentes configurations possibles qui sont allongées axialement les unes par rapport aux autres d'une distance d'incrémentation fixe ; les figures 4b-4g représentent différents éléments principaux des unités du groupe de vaisseaux spatiaux dont les dimensions les plus importantes sont parallèles à 10 l'axe longitudinal ; la figure 4b représente la gamme de longueurs pour le module de coeur, la figure 4c représente la gamme de longueurs pour les réservoirs de carburant, les figures 4d, 4e, 4f et 4g représentent respectivement les gammes de tailles des panneaux émetteur-répondeur, des panneaux solaires, des réservoirs de 15 comburant et des ensembles de caloducs ; et la figure 4h représente dans un tableau certaines des différences principales entre les unités d'un groupe de vaisseaux spatiaux ;

la figure 5a est une coupe d'un panneau en nid d'abeille ; la 20 figure 5b est une vue de dessus de l'intérieur du panneau de la figure 5a dans une configuration carrée qui représente des détails des caloducs s'étendant parallèlement à l'axe ; et les figures 5c et 5d représentent deux autres modes de réalisation possibles d'une configuration de chevauchement des caloducs pour une configuration 25 de panneau allongé ;

la figure 6a est une vue isométrique, ou perspective, schématisée et simplifiée d'un agencement de caloduc tridimensionnel, montable et démontable, destiné à transporter de la chaleur entre trois 30 panneaux du vaisseau spatial de la figure 1 ; la figure 6b est une vue isométrique ou perspective simplifiée d'un coin de la structure de la figure 6a, partiellement en transparence et partiellement écorchée, servant à montrer la relation entre les différents caloducs ; la figure 6c est une vue en coupe d'un mode de réalisation de la jonction de deux 35 panneaux de la figure 6a ; et les figures 6d et 6e représentent d'autres modes de réalisation possibles ;

la figure 7 donne dans un tableau les caractéristiques de trois unités différentes d'un groupe de vaisseaux spatiaux, conçues pour être lancées sur trois lanceurs différents ;

5 les figures 8a, 8b et 8c représentent, en vue de dessus simplifiée, des vaisseaux d'un groupe associés à leurs lanceurs.

Rapportons nous maintenant aux figures.

10 La figure 1 représente un vaisseau désigné globalement par 2100 qui comprend des panneaux solaires en quatre morceaux, déployés, désignés par 30a et 30b, un corps désigné globalement par 1, incluant des panneaux d'accès 29a1 et 29a2, un réservoir de comburant 20, un premier système d'antenne dépendant de la mission comprenant un réflecteur 31a1 à double polarisation et son alimentation 31a2 et un second réflecteur 31b1 et son alimentation 31b2.

15 La figure 2a est une vue isométrique ou perspective simplifiée, partiellement éclatée, du vaisseau 2100 de la figure 1, dans son état de stockage. Dans son état de stockage, les éléments qui dépassent, tels que les panneaux solaires 30a et 30b ou les réflecteurs déployés 31a1 et 31b1 de la figure 1, sont repliés dans le proche voisinage du corps principal du vaisseau spatial pour permettre au vaisseau, dans son état de stockage, d'être logé dans l'intérieur
20 relativement étroit d'un lanceur. Les éléments des figures 2a, 2b et 2c qui correspondent à ceux de la figure 1 sont désignés par des repères numériques identiques. Dans la figure 2a, le corps principal 1 du vaisseau est entouré d'une ligne pointillée. Le corps principal 1 du vaisseau est généralement centré sur un axe longitudinal 100. L'axe longitudinal 100 est parallèle à l'axe du lanceur (non représenté dans la figure 2a). Dans le corps principal 1, une partie formant module satellisable globalement désignée par 2 comprend un ensemble 5 de
25 panneau émetteur-répondeur nord, un ensemble 6 de panneau émetteur-répondeur sud et un ensemble 7 de panneau terrestre, sachant que les termes "nord", "sud", "terrestre", et autres se réfèrent à une orientation préférée lorsque le vaisseau est en fonctionnement normal. Le corps principal 1 inclut également un module de coeur globalement désigné par 3, qui comprend un ensemble 16 de panneau intercostal nord, un
30 ensemble 17 de panneau intercostal sud, un ensemble 18 de panneau
35

intercostal est et un ensemble 19 de panneau intercostal ouest, ainsi qu'une paire de réservoirs de comburant 20 et 21 et un réservoir de carburant 22. Le corps principal 1 contient également un module de bus désigné globalement par 4 qui contient un panneau de base est 24 et un panneau de base ouest 25. Les noms des différents panneaux et leurs repères numériques associés sont représentés séparément sur la figure 2c. En général, le module satellisable 2 est disposé pour être supporté par le module de coeur 3 et le module satellisable 2 et le module de coeur 3 sont tous deux pourvus d'une commande d'attitude, d'une commande de puissance électrique et d'autres services grâce au module de bus 4 après le lancement.

En plus du corps principal 1, la structure de la figure 2a inclut un ensemble 30a de panneau solaire nord replié et un ensemble 30b de panneau solaire sud replié. Le réflecteur d'antenne 31a1 et son alimentation 31a2 sont représentés au voisinage proche du côté ouest du vaisseau spatial. De même, sur le côté est, le réflecteur 31b1 replié est représenté au voisinage proche de son alimentation 31b2. Deux groupes de panneaux d'accès, désignés par 29a1, 29a2 et 29b1, 29b2, sont représentés éloignés de leurs positions normales, qui se situent entre les ensembles de panneaux intercostaux 16, 17 et les parties correspondantes des ensembles 5 et 6 de panneaux émetteur-répondeur.

La figure 2 représente également un panneau 8 formant cloison qui se situe entre l'ensemble 6 de panneau émetteur-répondeur sud et l'ensemble 17 de panneau intercostal sud, ainsi qu'un autre panneau 9 formant cloison qui se situe entre l'ensemble 5 de panneau émetteur-répondeur nord et l'ensemble 16 de panneau intercostal nord. Un panneau d'extension optionnel désigné par 10, prolonge le panneau 6 émetteur-répondeur sud et un panneau d'extension 11 similaire prolonge le panneau 5 émetteur-répondeur nord. Différentes boîtes, désignées par 13a, 13b, 13c, 13d, 13e et 13f, sont montées sur les panneaux d'extension 10 et 11, sur le panneau terrestre 7 et sur l'intérieur du panneau 5 émetteur-répondeur nord. Les boîtes 13 représentent des parties de la charge satellisable qui peuvent varier d'une mission à l'autre.

Une partie de la surface extérieure 507 du panneau 6 émetteur-répondeur sud et le support intérieur en nid d'abeille sont découpés dans la figure 2a pour montrer des parties de caloducs désignées par 12 ainsi que la surface envers 506 du panneau 6. Une partie
5 de la surface extérieure 597 du panneau terrestre 7 est de même découpée pour révéler des parties de ses caloducs 612. Les caloducs sont davantage décrits ci-dessous en liaison avec les figures 5 et 6. Quelques radiateurs optiques de surface (OSR) 505 sont représentés montés sur la surface 507 du panneau 6 émetteur-répondeur.

10 Un lanceur non-habité comme une fusée Atlas, Delta ou Ariane, comprend en général un support ou bague d'adaptation qui supporte le vaisseau pendant sa montée en orbite. Sur la figure 2a, la bague d'adaptation au lanceur est représentée par 14. Un support de transition représenté par 15 transfère les forces entre la bague
15 d'adaptation 14 et différents panneaux du module de coeur 3 comme les ensembles 16, 17, 18 et 19 de panneaux intercostaux. Comme décrit ci-dessous en liaison avec les figures 3a, 3b, 3c et 3d, la pièce de transition 15 est une bague composite renforcée, ayant une forme variable en coupe, dont la circonférence reste constante sur toute sa
20 longueur axiale. Une série de pattes en saillie, individuellement désignées par 60, sont associées à la pièce de transition 15 pour fournir un support aux panneaux de base 24 et 25 du module de bus 4. La figure 2a représente également différents propulseurs de commande d'attitude, désignés par 23, qui sont reliés par des canalisations de
25 commande et de propergol au module de coeur 3. Des composants électriques de bus 26, des roues de réaction ou d'inertie 27 et des modules de pile 28 sont montés sur le module de bus 4. Une partie du propulseur d'apogée 35 est visible, qui dépasse en dessous du module de coeur 3.

30 La figure 2b représente le module de coeur 3 davantage éclaté pour en montrer les détails intérieurs. Les éléments de la figure 2b qui correspondent à ceux de la figure 2a sont désignés par des repères numériques identiques. Dans la figure 2b, on peut voir la structure des ensembles 18 et 19 de panneaux intercostaux ainsi que
35 leurs interfaces avec l'extrémité supérieure du support de transition

15. De même, il est clair d'après la figure 2b que les réservoirs de
comburant 20 et 21 sont supportés au niveau de leurs fonds et de leurs
hauts par des entretoises de support représentées par 33 et que le
réservoir de carburant 22 est supporté en son haut par des entretoises
de support 34.

La figure 3a est une vue isométrique ou en perspective d'une
bague d'adaptation 14 au lanceur, d'un support de transition 15 et
d'une "bague" supérieure 62. La bague supérieure 62 fournit l'interface
entre la pièce de transition 15 et les panneaux intercostaux 16, 17, 18
et 19 de la figure 1. Comme les panneaux intercostaux sont rectilignes,
la "bague" 62 de support supérieure est formée de segments rectilignes
62a, 62b, 62c et 62d suivant une configuration carrée ou rectangulaire.
Chaque segment comme le segment 62b de la bague supérieure 62 de
support inclut une partie supérieure 63 formant douille dimensionnée
pour recevoir un panneau intercostal comme le panneau intercostal 19
représenté en vue en coupe sur la figure 3b. Le segment 62b de la
bague de la figure 3b inclut également une partie inférieure 64 formant
douille dimensionnée pour recevoir le bord supérieur de l'élément 15
formant support de transition . Egalement représentée dans la figure
3b, la bague 14 formant support d'adaptation au lanceur inclut une
douille inférieure, de forme circulaire, dimensionnée pour recevoir le
bord inférieur de la structure 15 formant support de transition. Le
vaisseau avec sa structure de transition formant support est maintenu
au support 14 d'adaptation au lanceur par une bande de serrage (non
représentée) que l'on libère au moment de la séparation. Si l'on se
rapporte de nouveau à la figure 3a, la structure 15 formant support de
transition supporte les panneaux intercostaux comme mentionné ci-
dessus grâce à la bague supérieure 62 de support. Une partie de la
charge du vaisseau est également appliquée en partie vers le bas sur
l'élément de transition par une série de pattes 60 en saillie. Les pattes
60, associées à la partie inférieure de la structure de transition 15,
transfèrent les efforts entre la bague 14 d'adaptation au lanceur et les
panneaux de base 24 et 25 est et ouest du module de bus 4 représenté à
la figure 2a. La figure 3c est une vue en coupe d'une partie de l'élé-
ment 15 formant support de transition, au niveau d'une patte 60, qui

montre comment les pattes en saillie 60 sont positionnées pour la fixation au panneau de base est 24. La connexion réelle peut s'effectuer grâce à un adhésif, à des boulons ou une association de ceux-ci. Les éléments 65 et 66 de la figure 3a, et leurs contreparties (non visibles) se trouvant sur l'autre côté de la structure de transition, sont des pattes saillantes pour la fixation du support de transition respectivement aux cloisons nord et sud et aux panneaux intercostaux nord et sud.

La figure 3d représente la structure 15 formant support de transition pendant sa fabrication. Comme mentionné, le support de transition 15 est une structure composite renforcée. L'extrémité supérieure de la structure de transition 15 a la forme générale d'un carré (d'un rectangle ou d'un autre polygone si on le souhaite) avec des coins arrondis et son extrémité inférieure est circulaire. Dans un mode de réalisation, on fabrique cette structure en utilisant une bande de fibre de renfort en carbone placée sur un moule et imprégnée d'une matrice en résine. La figure 3d représente une bande 67a de fibre de renfort que l'on est en train d'appliquer depuis le bord inférieur vers le bord supérieur le long d'une piste longitudinale 67b représentée en trait pointillé. Comme déjà dit, la circonférence de la structure 15 formant support de transition au niveau de tout plan orthogonal à l'axe longitudinal 100 est égale à celle au niveau de tout autre plan. Cela présente l'avantage que, lorsque les bandes 67a sont posées le long des pistes longitudinales 67b, elles peuvent être placées côte à côte sans se chevaucher au sommet comme ce serait le cas si la structure de transition avait une circonférence plus petite au sommet qu'à la base. Par conséquent, la structure de support 15 ne devient pas plus épaisse vers le sommet (à cause du chevauchement des bandes) qu'à sa base, mais conserve la même épaisseur dans toute sa longueur axiale. Une telle épaisseur augmentée au niveau du sommet ajouterait de façon non-souhaitable du poids au véhicule et donnerait une résistance mécanique supplémentaire dans des régions où cela n'est pas nécessaire. Les forces pendant le lancement sont plus importantes près de la base de la structure de transition, à cause des couples qui agissent avec un bras de levier égal à la longueur axiale de la structure

de transition, et également parce que les pattes de support 60, décrites ci-dessus en liaison avec les figures 3a et 3c, provoquent l'application de certains efforts à la structure de transition 15 à mi-chemin de celle-ci. Donc, il est nécessaire d'avoir une résistance mécanique importante

5 au niveau de la base et non au niveau du sommet. La circonférence constante de la structure de transition 15 présente un autre avantage du fait qu'une couche de bande en fibre de renfort comme la couche 67c de la figure 3d qui est appliquée sur la structure le long de la piste représentée par 67d, qui fait un angle choisi comme 45° par rapport à

10 l'axe longitudinal 100, va conserver ce même angle (45°) dans toute la piste depuis le bord inférieur jusqu'au bord supérieur de la structure. Donc, on peut se fier aux caractéristiques connues des couches successives de renfort en fibre orientées à $\pm 45^\circ$ et longitudinales. Si la circonférence n'était pas constante sur la longueur de la structure de

15 transition, l'angle de la piste 67d varierait avec cette longueur et le résultat serait que, dans des conditions extrêmes, la piste 67d pourrait faire des angles résultant en un retour de la bande vers le bord inférieur plutôt qu'une continuation vers le bord supérieur. De toute façon, l'angle du renfort en fibre ne pourrait pas être garanti.

20 La figure 4a illustre, superposées les unes sur les autres, différentes unités, désignées par 2100^1 , 2100^2 , 2100^3 ..., d'un groupe de vaisseaux spatiaux. La figure 4a est simplement illustrative et le groupe de vaisseaux peut contenir plus ou moins que 5 unités. Chaque unité du groupe a une longueur axiale, mesurée dans la direction de

25 l'axe longitudinal 100, qui diffère de celle des autres unités du groupe. Par exemple, l'unité 2100^1 de la figure 4a est plus courte que l'unité 2100^2 . L'unité la plus longue du groupe représenté sur la figure 4a est l'unité 2100^5 . Les dimensions en coupe, ou latérales, W1 de toutes les unités du groupe de vaisseaux spatiaux de la figure 4a sont identiques,

30 de sorte que ces unités peuvent être placées dans le même lanceur. Naturellement, les parties spécifiques de la charge satellisable, bien qu'elles doivent se trouver à l'intérieur des confins du lanceur, peuvent dévier de cette exigence.

35 Comme déjà dit, on obtient un faible coût quand on utilise certaines dimensions axiales incrémentielles normalisées, pouvant par

exemple être de 12,7 cm (5 pouces). La différence de longueur entre les unités 2100 du groupe de la figure 4a vaut 12,7 cm (5 pouces). La figure 4b montre une gamme de tailles de l'association de l'élément 15 formant support de transition et des modules de coeur 3 qui sont associés aux différentes unités du groupe représentées à la figure 4a. Les dimensions en coupe, représentées par les dimensions W2 du module de coeur 3^1 et 3^5 de la figure 4b, sont identiques pour toutes les unités du groupe de vaisseaux spatiaux. Comme représenté à la figure 4b, le module de coeur 3^1 est associé à l'unité ayant la plus courte longueur axiale, 2100^1 , du groupe de vaisseaux spatiaux représenté à la figure 4a. Un module de coeur plus long 3^5 est associé à l'unité la plus longue, 2100^5 , du groupe de vaisseaux spatiaux représenté à la figure 4a. D'autres unités du groupe de vaisseaux spatiaux de la figure 4a ayant des longueurs axiales comprises entre ces extrêmes, auront des longueurs de module de coeur comprises entre les deux longueurs représentées à la figure 4b. La figure 4c représente un réservoir de carburant 22^1 , sphérique, qui est associé à l'unité la plus courte, 2100^1 , du groupe de vaisseaux spatiaux de la figure 4a. Comme représenté, le réservoir de carburant 22^1 est constitué de deux hémisphères 222. La figure 4c représente une gamme de tailles de réservoir de carburant que l'on obtient en ajoutant des parties cylindriques, comme la partie cylindrique 223, entre les hémisphères 222. La partie cylindrique 223, avec les hémisphères d'extrémité 222, forme un réservoir à carburant 22^5 allongé dans la direction de l'axe 100, qui est associé à l'unité la plus longue du groupe de vaisseaux spatiaux de la figure 4a, à savoir l'unité 2100^5 . Les autres vaisseaux du groupe auront des réservoirs à carburant 22 avec des longueurs comprises entre les longueurs représentées à la figure 4c, grâce à l'addition d'une partie cylindrique 223 de longueur différente. Les valeurs d'incrément de la longueur des parties cylindriques 223 des réservoirs de carburant sont de 12,7 cm (5 pouces) pour correspondre aux autres incréments de longueur représentés dans les figures 4a à 4g. Il est clair que tous les réservoirs à carburant $22^1...22^5$ de la figure 4c auront des dimensions en coupe identiques dans un plan perpendiculaire à l'axe longitudinal 100. L'augmentation

de longueur du réservoir à carburant fournie par l'addition du cylindre
223 augmente le volume du réservoir de sorte qu'un vaisseau spatial
plus long peut transporter davantage de carburant sans avoir des
dimensions latérales plus importantes. Ce procédé d'augmentation du
5 volume du réservoir est particulièrement important parce que la partie
cylindrique d'incrémentation du réservoir ne résulte pas en la nécessité
d'une qualification pour l'espace des réservoirs de différents volumes.

La figure 4d représente un ensemble 6¹ de panneau émetteur-
répondeur sud ayant une première longueur dans la direction de l'axe
10 100 et représente une gamme de tailles, avec des incréments
prédéterminés de 12,7 cm (5 pouces), jusqu'à la longueur représentée
par l'ensemble 6⁵ de panneau émetteur-répondeur sud. La dimension en
largeur W4 du panneau 6¹ est égale à celle du panneau 6⁵. L'ensemble
de panneau 6⁵ le plus long est associé à l'unité de vaisseau spatial la
15 plus longue, l'unité 2100⁵, du groupe de vaisseaux spatiaux représenté
à la figure 4a, tandis que le panneau 6¹ de la figure 4d représente
l'ensemble de panneau émetteur-répondeur sud associé à l'unité la plus
courte, l'unité 2100¹, du groupe de la figure 4a. Les dimensions
générales du corps 1 du vaisseau de la figure 2a sont établies au moins
20 en partie par les largeurs des panneaux 5 et 6 émetteur-répondeur et,
dans l'autre direction, par les largeurs des panneaux intercostaux 18 et
19 et des panneaux formant cloisons 8 et 9. Tant que les largeurs de
ces panneaux sont identiques entre les unités du groupe de vaisseaux
spatiaux, les dimensions en coupe du vaisseau seront les mêmes d'une
25 unité à l'autre du groupe. Naturellement, d'autres ensembles de
panneaux, comme ceux décrits en détail en liaison avec les figures 2a,
2b et 2c, peuvent être allongés dans le sens axial de façon similaire.
L'augmentation de la longueur axiale des panneaux émetteur-
répondeur du vaisseau spatial le plus grand du groupe, par rapport aux
30 vaisseaux les plus courts, augmente la capacité de rejet de la chaleur
du vaisseau par rapport à celle d'un vaisseau plus court. Par
conséquent, un vaisseau plus long du groupe peut transporter une
charge satellisable de plus grande puissance, sans modification des
dimensions latérales, qu'un vaisseau spatial plus court. L'augmentation
35 de la longueur axiale des panneaux émetteur-répondeur du vaisseau

spatial le plus long du groupe augmente également la superficie de montage disponible et le volume disponible pour le montage des boîtes de charges satellisables.

5 La figure 4e représente un panneau solaire 30^1 qui a une dimension dans la direction de l'axe 100 inférieure à la dimension correspondante d'un autre panneau solaire 30^5 , mais tous ces panneaux ont une même dimension latérale commune W5. La figure 4e représente une gamme de valeurs correspondant à des incréments prédéterminés de 12,7 cm (5 pouces). Chaque panneau solaire représenté à la figure 4e est associé à un vaisseau spatial de longueur correspondante du groupe de vaisseaux spatiaux de la figure 4a pour fournir une superficie plus importante malgré la largeur constante W5 du panneau afin de donner ainsi, une fois déployé, une génération de puissance plus importante pour le vaisseau spatial le plus grand.

15 La figure 4f représente une gamme de réservoirs à comburant que l'on peut utiliser avec les unités de différentes longueurs du groupe de vaisseaux spatiaux de la figure 4a. L'unité la plus courte du groupe de réservoirs représenté à la figure 4f est désignée par 20^2 , ce qui suggère que le groupe peut comprendre un réservoir plus petit si on le souhaite qui aura la forme d'une sphère (non-représentée) composée de deux hémisphères 220. Comme représenté, le composant 20^2 est formé de deux hémisphères 220, et d'une partie cylindrique 221². Le plus grand réservoir de la figure 4f est désigné par 20^5 et comprend des hémisphères 220 et une partie cylindrique 221⁵ plus grande. Les diamètres des hémisphères 220 sont identiques de sorte que les dimensions en coupe de tous les réservoirs à comburant 20^x d'un groupe de vaisseaux spatiaux sont identiques, si l'exposant x désigne n'importe laquelle des unités. Le volume des réservoirs 20 augmente bien sûr à mesure qu'augmente la longueur de sorte que l'on peut placer davantage de comburant dans un vaisseau spatial plus grand du groupe que dans un vaisseau plus court sans avoir besoin d'une autre qualification pour l'espace.

30 La figure 4e représente des structures 50^1 et 50^5 constituant des ensembles de caloducs de différentes longueurs dont chacun peut être associé à un panneau comme un panneau émetteur-répondeur d'une

35

unité du groupe de vaisseaux spatiaux de la figure 4a. Les ensembles de caloducs sont davantage décrits ci-dessous en liaison avec les figures 5 et 6. Comme représenté à la figure 4g, les parties "verticales" des caloducs peuvent être allongées dans la direction parallèle à l'axe longitudinal 100. Les longueurs des caloducs peuvent être ajustées par incrémentation pour régler la superficie disponible en vue de la radiation thermique afin de faire correspondre la capacité de rejet de la chaleur du panneau aux exigences des charges satellisables de puissance forte ou faible. Donc, tandis que les panneaux changent de dimensions, les structures de caloducs peuvent ou non changer de longueur en fonction de la charge de chaleur des masses satellisables.

La figure 4h donne dans un tableau certaines des variables associées à un ensemble particulier de vaisseaux spatiaux. La rangée I signifie que la longueur du réservoir à carburant va d'une valeur minimale de 91,44 cm (36 pouces) dans le sens longitudinal à une valeur maximale de 193 cm (76 pouces), suivant des incréments de 12,7 cm (5 pouces). Les rangées II à VIII se comprennent d'elles mêmes. La rangée IX signifie que les panneaux solaires ont chacun une superficie maximale de 5,67 m² (63 pieds carrés) et une superficie minimale de 3,6 m² (40 pieds carrés), et "l'un ou l'autre" signifie que les plans initiaux, pour des raisons de coût ou de main-d'oeuvre, sont limités à une seule incrémentation laquelle est un multiple de 12,7 cm (5 pouces). On s'attend à ce que d'autres vaisseaux du groupe aient ultérieurement des dimensions intermédiaires. Egalement portés dans la rangée XI de la figure 4h, les propulseurs supérieurs 23a représentés dans les figures 2a et 2b sont fixes par rapport au panneau terrestre 7 et, à mesure que la longueur des panneaux émetteur-répondeur augmente par des incréments de longueur de 12,7 cm (5 pouces), les propulseurs supérieurs 23a s'éloignent également du plan de séparation (SP) d'avec le lanceur par des incréments de 12,7 cm (5 pouces). La position des moteurs d'orientation angulaire 23b donnée dans la rangée XII est "AD", c'est-à-dire à déterminer en se basant sur les spécificités de la mission et l'emplacement résultant du centre de gravité (CG). Les propulseurs inférieurs 23c sont à une hauteur fixe par rapport au plan de séparation d'avec le lanceur. Les panneaux 616

d'extension multiplex MUX donnés dans la rangée XIV et les caloducs de panneau terrestre de la rangée XV sont décrits en liaison avec la figure 6a. La rangée XVI donne le nombre de cuves de pression (PV) pour les piles élémentaires au nickel-hydrogène.

5 La figure 5a est une coupe d'une partie du panneau émetteur-répondeur sud 6 de la figure 2a, qui montre une plaque 506 de face intérieure, une plaque 507 de face et une âme intérieure de faible densité ayant la forme d'un nid d'abeille 508. On sait que les plaques de face et le nid d'abeille sont traditionnellement faits d'aluminium en
10 raison de son faible coût, de son faible poids et de sa bonne conductivité thermique, mais qu'ils peuvent être faits d'autres matériaux. En particulier, on envisage des plaques de face en résine renforcée par des fibres de carbone. La figure 5b est une vue en élévation d'un panneau 6 dont on a retiré la plaque de face 507 et le
15 remplissage en nid d'abeille 508 pour découvrir les caloducs qui s'étendent à l'intérieur. Comme représenté à la figure 5b, un premier tube "collecteur" 502 traverse de la gauche vers la droite le haut du panneau 6 et un second tube collecteur 504 traverse de la gauche vers la droite le bas du panneau. Toujours sur la figure 5b, un premier
20 groupe de caloducs, désigné globalement par 570, s'étendant entre les tubes collecteurs 502 et 504, comprend un caloduc 12a qui présente une partie rectiligne s'étendant vers le haut depuis le collecteur 504 jusqu'à un plan 514 transversal à l'axe 100. Le caloduc 12a comprend en plus de la partie rectiligne une partie ayant la forme générale de la
25 lettre J avec une partie de base 566a en contact thermique avec le tube collecteur 504 et une partie en crochet 568a qui s'étend vers le haut sur une courte distance depuis le tube collecteur 504. La partie en crochet du caloduc est l'emplacement au niveau duquel tend à s'accumuler un excès de liquide de transfert thermique quand les
30 conditions ambiantes créent un tel excédent. L'ensemble de caloducs 570 de la figure 5b comprend un autre caloduc désigné par 512a qui inclut également une partie rectiligne descendant depuis le tube collecteur 502 jusqu'à un plan transversal 510 situé en dessous du plan transversal 514. Le caloduc 512, en plus de la partie rectiligne décrite
35 ci-dessus, comprend également une partie ayant la forme générale de

la lettre J avec une partie de base 516a et une partie formant crochet 518a qui s'étend vers le bas sur une courte distance. Dans la région de chevauchement O s'étendant entre les plans transversaux 510 et 514, les parties rectilignes des caloducs 12a et 512a sont juxtaposées et en contact thermique.

Une pluralité de groupes supplémentaires ou paires de caloducs 12, 512 sont disposés entre le tube collecteur 502 supérieur et le tube collecteur inférieur 504. Par exemple, un caloduc 12b comprend une partie rectiligne se dressant depuis le tube collecteur 504 jusqu'au plan transversal 514 et une partie en forme de J comprenant une partie de base 566b en contact thermique avec le collecteur 504 et une partie en crochet 568b s'étendant vers le haut sur une courte distance depuis le collecteur 504. La partie en crochet du caloduc 12b est en contact thermique avec le caloduc 12a. Le caloduc 12b est juxtaposé dans la région O avec la partie rectiligne d'un caloduc 512b qui descend depuis le collecteur 502 et qui comprend également une partie de base 516b s'étendant le long du collecteur 502 et une partie en crochet 518b descendant depuis le tube collecteur 502, en contact thermique avec la partie rectiligne du caloduc 512a. D'autres paires de caloducs supplémentaires 12c, 512c...12n, 512n, avec chacun sa partie de base associée 566c, 516c,...566n, 516n et sa partie en crochet 568c, 518c...568n, 518n, assurent respectivement la répartition de la chaleur dans tout le panneau 6. Un groupe supplémentaire de caloducs, semblable à celui décrit ci-dessus et désigné globalement par 570', est placé symétriquement au groupe 570 par rapport à l'axe 100 dans la figure 5b. La numérotation des caloducs du groupe 570' est la même que celle des caloducs du groupe 570, mais on leur a ajouté le symbole prime. Comme mentionné, la figure 5b représente un panneau émetteur-répondeur sud 6 de la figure 2a et un groupe semblable de caloducs est noyé dans le panneau émetteur-répondeur nord 5, comme représenté ci-dessous en liaison avec la figure 6a.

En général, l'un des panneaux émetteur-répondeur nord ou sud, 5 ou 6, de la figure 2a sera orienté vers une région froide de l'espace et ne sera pas soumis à la chaleur du soleil. Ce panneau émetteur-répondeur va rayonner de l'énergie thermique vers l'espace

par l'intermédiaire de ses radiateurs optiques de surface (OSR) 505. Les caloducs 12 et 512 associés au panneau 6 répartissent la chaleur "verticalement" dans le panneau pour tendre à égaliser la température. La région de chevauchement O est particulièrement appropriée au montage des parties de forte puissance des modules 13 de charges satellisables (figure 2a) parce que la chaleur générée dans la région de chevauchement O est évacuée à la fois vers le haut (par les caloducs 512) et vers le bas (par les caloducs 12).

Comme mentionné en liaison avec les figures 4a-4g, la capacité de rejet de la chaleur des panneaux émetteur-répondeur augmente à mesure que la dimension du réseau de caloducs dans la direction de l'axe 100 augmente. La figure 5c représente un panneau émetteur-répondeur sud 506 avec un réseau de caloducs 12, 512 qui est axialement allongé par rapport à celui de la figure 5b (plus long dans la direction de l'axe 100 que dans le panneau de la figure 5b), mais dans lequel les caloducs individuels 12, 512 ont les mêmes longueurs physiques que dans la figure 5b. De ce fait, les longueurs L1 des caloducs 12 de la figure 5b sont égales aux longueurs L1 des caloducs 12 de la figure 5c et les longueurs L2 des caloducs 512 de la figure 5b sont égales aux longueurs L2 des caloducs 512 de la figure 5c. La région de chevauchement O¹ est toutefois plus courte que la région de chevauchement O de la figure 5b, de sorte que la superficie dans laquelle on peut installer les charges satellisables de plus grande puissance est plus petite. Une telle disposition, dans laquelle des unités différentes du groupe de vaisseaux spatiaux ont des caloducs de même longueur, bien que le panneau lui-même et le réseau de caloducs soient plus longs, est avantageuse lorsque des caloducs d'une longueur particulière sont en stock et que l'on ne souhaite pas les recouper.

La figure 5d représente un panneau 506² qui correspond au panneau 506 de la figure 5c par ses dimensions, mais dans lequel les caloducs 12 et 512 ont été respectivement agrandies aux longueurs L1¹ et L2¹ pour conserver une région de chevauchement O de taille identique à celle de la région de chevauchement O de la figure 5b. Les deux panneaux agrandis 506 et 506² ont la même superficie et ont donc finalement la même capacité de rejet de la chaleur pour une montée en

température donnée, mais la capacité de répartition de la chaleur et la radiation thermique en présence des composants de charges satellisables de plus grande puissance sera améliorée dans la disposition du panneau 506² de la figure 5d. Un tel agencement, dans lequel les caloducs eux-même sont réglés en longueur, peut être souhaitable lorsque l'on peut fabriquer des caloducs longs qui sont pincés, coupés au niveau du pincement et fermés par soudure pour produire la longueur souhaitée.

La figure 6a représente des panneaux émetteur-répondeur nord et sud 5 et 6 et un panneau terrestre 7 de la figure 2a, schématisés par retrait des OSR 505, des plaques de surface 507 et de l'âme en nid d'abeille 508 du panneau 6 et par retrait de la plupart d'une plaque de surface 597 et de tous les nids d'abeille du panneau 7 afin de découvrir l'entière configuration de caloducs de ces panneaux. Dans la figure 6a, la disposition des caloducs du panneau 6 est identique à celle décrite en liaison avec la figure 5b et les éléments correspondants sont désignés par les mêmes repères numériques. Les éléments du panneau émetteur-répondeur nord 5 qui correspondent à ceux déjà décrits en liaison avec le panneau émetteur-répondeur sud 6 sont désignés par les mêmes repères numériques auxquels on a ajouté le symbole prime. Dans la figure 6a, un ensemble de paires de caloducs, dont l'un est désigné par 612, est incorporé dans le panneau terrestre 7. Les caloducs comme 612 sont placés en paires juxtaposées, avec des extrémités en forme de J, comme les paires 12, 512 de caloducs du panneau émetteur-répondeur 6. Les extrémités en forme de J des paires 612 de caloducs du panneau terrestre 7 viennent porter contre des tubes collecteurs 502 ou 502¹. Cela permet à la chaleur de s'écouler à travers le panneau 7, du collecteur 502 au collecteur 502¹, et vice versa. Le transfert thermique d'un panneau à un autre est accompli dans une région de transfert thermique désignée par 695, comme par exemple pour le transfert thermique entre les panneaux 6 et 7 qui se produit dans la région de transfert thermique 695a ou, entre les panneaux 5 et 7 dans la région 695b. L'agencement représenté à la figure 6a présente l'avantage que, quand l'un des panneaux émetteur-répondeur nord ou sud 5 ou 6 est plus chaud que l'autre, comme cela

peut se produire par exemple lorsque le soleil éclaire ou à cause d'une charge de chaleur non-équilibrée, la chaleur va monter le long de ce panneau émetteur-répondeur, être transférée par un tube collecteur 502 dans une région 695 de transfert thermique aux caloducs 612 du
5 panneau terrestre 7, à travers les caloducs 612 jusqu'au tube collecteur de l'autre des panneaux émetteur-répondeur nord ou sud, le plus froid, et va augmenter la température du panneau initialement plus froid. Cette augmentation de température résulte en une évacuation de la chaleur. De même, le tube collecteur tend à diminuer les gradients
10 transversaux de température dans les panneaux. Donc, la capacité de rejet de la chaleur du vaisseau spatial est améliorée dans son ensemble. En outre, la partie de la charge de chaleur produite par les composants de la charge satellisable, comme les composants 13a, 13b et 13c de la figure 2a qui sont montés sur le panneau terrestre 7,
15 chaleur qui dépasse la capacité de rejet de la chaleur du panneau 7, est transférée de façon efficace le long des caloducs 612 jusqu'aux tubes collecteurs 502, 502¹ et est transférée aux panneaux émetteur-répondeur 5 et 6 pour être évacuée par ceux-ci. Les régions 615 et 616 des panneaux émetteur-répondeur nord et sud, 5 et 6, manquent de
20 capacité de transfert de température. Ces régions, dont la taille peut varier, peuvent être utilisées pour monter un équipement de faible puissance. Donc, le panneau terrestre 7 peut être utilisé pour monter un équipement, comme les panneaux émetteur-répondeur 5 et 6. Les superficies de montage disponibles peuvent par conséquent être
25 totalement peuplées avec une diminution résultante de la taille générale du vaisseau spatial.

La figure 6b constitue un détail de la figure 6a qui montre les composants thermiques dans une partie de la jonction entre le panneau émetteur-répondeur sud 6 et le panneau terrestre 7. Les éléments de la
30 figure 6b qui correspondent à ceux de la figure 6a sont désignés par des repères numériques identiques. Dans la figure 6b, on voit que la forme extérieure en coupe des caloducs est carrée. Cela donne des surfaces plates pour un transfert thermique maximal entre les caloducs. La forme tridimensionnelle du J empêche une orientation incorrecte pendant l'installation des caloducs. Toutefois, une section carrée
35

est souhaitable car les "J" peuvent être courbés dans un plan erroné, et même dans une région de caloducs rectilignes utilisant une section rectangulaire non carrée, des caloducs adjacents peuvent être orientés différemment et la plaque de panneau aura alors un bon contact thermique avec le plus grand tube mais devra se déformer et ne pas rester plate pour venir en contact avec le tube adjacent plus court. Comme représenté à la figure 6b, le caloduc 512a' du panneau 6 a une partie inférieure rectiligne en contact avec la partie supérieure rectiligne du caloduc 12a', sa partie inférieure 516a' en contact avec le tube collecteur 502 et sa partie en crochet 518a' qui n'est pas en contact thermique. Toujours dans le panneau 6, le caloduc 512b' a sa partie inférieure 516b' placée adjacente au collecteur 502 et sa partie en crochet 518b' placée adjacente à la partie rectiligne du caloduc 512a'. Sur le panneau terrestre 7, un groupe correspondant de caloducs en forme de J, 612, 6512, est disposé de façon similaire. Par exemple, le caloduc 612a' comprend une partie rectiligne s'étendant contre la partie rectiligne du caloduc 6512a', une partie de base 666a' placée quelque peu décalée, chevauchant une partie du tube collecteur 502 et également une partie de la partie de base 516a' du caloduc 512a' du panneau sud 6, et une partie en crochet 668a' qui est libre. De même, un autre caloduc 612b' du panneau terrestre 7 comprend une partie rectiligne en contact thermique avec la partie rectiligne du caloduc 6512b' et également une partie de base 666b' qui chevauche à la fois le tube collecteur 502 et la partie de base 516b' du caloduc 512b', avec en outre sa partie en crochet 668b' contre la partie rectiligne du caloduc 612a'. On comprendra les relations entre les autres caloducs des panneaux 6 et 7 dans la région proche du tube collecteur 502 à partir de la figure 6b sans description supplémentaire.

La figure 6c est une vue de la jonction des panneaux de la figure 6b quand on regarde dans la direction des lignes 6c-6c. Dans la figure 6c, les éléments qui correspondent à ceux de la figure 6b sont désignés par des repères numériques identiques. De même, la lettre "J" a été ajoutée pour identifier la partie en forme de "J" d'un caloduc et la lettre "H" identifie un tube collecteur. Dans la figure 6c, la position de chevauchement des parties de base du "J" 666d' par rapport au tube

collecteur 502 et de la partie de base du "J" 516d' est évidente.

Le panneau émetteur-répondeur sud 6 représenté à la figure 6c est fixé au panneau terrestre 7 par des dispositifs de fixation, globalement désignés par 680, qui traversent le panneau 6 (et son extension désignée par 6', si on le souhaite) pour venir dans un rebord 670 associé au panneau 7. Une graisse thermoconductrice, ou un autre matériau thermoconducteur ou garniture, peut être appliquée entre le rebord et le panneau 6 pour améliorer le transfert de chaleur dans la région 695 de transfert thermique. Un matériau thermoconducteur envisagé est le Grafoil, un matériau de garniture en feuille produit par la société Union Carbide.

La figure 6d représente un autre mode de réalisation, semblable à la figure 6c, mais dans lequel deux tubes collecteurs 602 supplémentaires fournissent un transfert de chaleur augmenté le long de la jonction et un ensemble supplémentaire de caloducss 603 traverse le panneau terrestre 7 pour augmenter la capacité d'écoulement de la chaleur. La figure 6e montre encore un autre mode de réalisation, avec deux tubes collecteurs et deux parties en "J" dans le panneau terrestre 7 et avec deux tubes collecteurs et une partie en "J" dans le panneau émetteur-répondeur sud 6 adjacent.

Quand les panneaux de vaisseaux spatiaux de la technique antérieure supportent un équipement électrique comme des amplificateurs de puissance RF, ils comprennent également des dispositifs chauffants commandables associés à chaque amplificateur, dispositifs chauffants qui sont conçus pour dissiper à peu près la même quantité de chaleur que l'amplificateur de puissance RF associé. Lorsqu'on supprime la puissance d'alimentation de l'amplificateur, comme par exemple lorsqu'on le met hors circuit, le dispositif chauffant associé est allumé pour aider à conserver l'équilibre thermique. Puisque le vaisseau spatial est destiné à être utilisé facilement avec différentes charges satellisables, il est avantageux de supprimer les dispositifs chauffants individuels associés à chaque composant de l'équipement électrique. A la place, un système de commande de la chaleur par rétroaction est associé à chaque panneau. Les systèmes de commande de la chaleur utilisent des thermostats et

des dispositifs chauffants, représentés par 72 à la figure 2a, situés sur les surfaces intérieures des panneaux émetteur-répondeur nord et sud, 5 et 6, ainsi que sur la surface intérieure du panneau terrestre 7. Il y a en général un dispositif chauffant pour chaque caloduc du réseau de caloducs. La température de consigne et la puissance disponible sont basées sur une étude détaillée de la charge satellisable.

La figure 7 donne dans un tableau les caractéristiques de trois unités du groupe d'un vaisseaux spatiaux pour les communications destinées à être lancées sur trois lanceurs différents. Les trois versions différentes sont désignées par les têtes de colonne 1a, 1b et 1c. Comme on peut le lire dans la rangée I du tableau, les lanceurs sont des fusées Atlas II, Delta II et Ariane 4. Les caractéristiques du bus et de la charge satellisable du vaisseau sont évidentes d'après les rangées II à V. Le groupe de charges satellisables de la rangée VI représente le nombre de canaux de communication, la transmission en watts par canal et la bande de fréquences. Donc, dans la colonne 1a, le vaisseau spatial transporte vingt-quatre amplificateurs de bande C de 12 watts ainsi que vingt-quatre autres amplificateurs de bande Ku de 60 watts, pour un total de quarante-huit canaux. Les antennes qui apparaissent dans la rangée 8 du tableau sont du type à double surface (DUAL SURF), avec réutilisation de fréquence par diversité de polarisation. La colonne 1a donne un total de 2 antennes dont chacune a un diamètre de réflecteur (f) de 2 mètres (85 pouces). Les deux autres versions portées sur le tableau de la figure 7 transportent chacune un réflecteur à surface double de 1,50 mètre (60 pouces) de diamètre. Les autres éléments de la figure 7 s'expliquent d'eux-mêmes.

Les figures 8a, 8b et 8c sont des vues en élévation, simplifiées et en grandes lignes, des trois vaisseaux spatiaux que l'on trouve tabulés dans les colonnes 1a, 1b et 1c de la figure 7, respectivement montés sur leurs lanceurs, prêts pour le lancement.

D'autres modes de réalisation de l'invention apparaîtront à l'homme du métier. Par exemple, si on utilise exclusivement des propulseurs à monopropergol, les réservoirs de comburant et de carburant décrits et représentés peuvent être des réservoirs de

monopropérol et on peut utiliser davantage ou moins de réservoirs que représenté. Bien que les panneaux aient été désignés par "nord", "sud", "terrestre" et autres, ces désignations ne se réfèrent pas nécessairement à leur orientation dans toutes les applications possibles des vaisseaux spatiaux. Bien que le nombre de caloducs dans les 5 panneaux émetteur-répondeur 5 et 6 aient été décrit comme étant le même, il peut différer si les charges thermiques l'autorisent. Bien que les caloducs soient représentés comme étant utilisés, on peut transporter sur le vaisseau spatial des charges satellisables à faible 10 dissipation de puissance sans avoir de caloducs pour le transport de la chaleur de la charge satellisable.

15

20

25

30

35

REVENDEICATIONS

1. Vaisseau spatial en tant qu'unité (2100^1 ; 2100^2 ;...; 2100^5) d'un groupe de vaisseaux spatiaux, chaque unité dudit groupe de vaisseaux définissant un axe longitudinal (100) qui est longitudinal pendant le lancement, ledit groupe de vaisseaux incluant une unité
5 dont les dimensions longitudinales générales, parallèlement audit axe longitudinal, diffèrent de celles des autres unités dudit groupe d'une valeur qui est un multiple, y compris le nombre entier un, d'une dimension d'incrémentatation prédéterminée, chacune desdites unités comprenant au moins un réservoir à propergol (22^1 ;...; 22^5) avec:

10 a) un axe parallèle audit axe longitudinal et des dimensions en coupe orthogonalement audit axe dudit réservoir à propergol, lesdites dimensions en coupe dudit réservoir à propergol étant identiques à celles du réservoir à propergol correspondant des autres unités dudit groupe de vaisseaux spatiaux, et

15 b) des dimensions dans la direction dudit axe dudit réservoir à propergol qui diffèrent de celles des autres unités dudit groupe par un multiple entier de ladite dimension d'incrémentatation prédéterminée, ledit multiple entier pouvant inclure le nombre entier un.

2. Vaisseau spatial selon la revendication 1, caractérisé en ce
20 qu'il comprend en outre un adaptateur (15) au lanceur, incluant des première et seconde extrémités et un axe longitudinal, ledit adaptateur au lanceur ayant une section circulaire en ladite première extrémité et une section polygonale en ladite seconde extrémité, ladite première extrémité étant libre et disponible pour un couplage au lanceur, ledit
25 adaptateur comprenant une partie de transition régulière entre lesdites première et seconde extrémités, la circonférence de ladite partie de transition le long de tout trajet autour de celle-ci qui coupe un plan orthogonal audit axe longitudinal (100) étant égale à celle de long de tout autre tel trajet.

30 3. Vaisseau spatial selon la revendication 2, caractérisé en ce que ladite section polygonale est une section rectangulaire.

4. Vaisseau spatial selon la revendication 3, caractérisé en ce

que ladite section rectangulaire est carrée.

5. Vaisseau spatial selon la revendication 2, caractérisé en ce que les coins de ladite section polygonale sont arrondis.

5 6. Vaisseau spatial selon la revendication 2, caractérisé en ce que le matériau dudit adaptateur est un liquide durcissable, imprégné de filaments de renfort dont certains au moins sont entourés autour de lui dans des directions ayant des composantes parallèles audit axe longitudinal.

10 7. Vaisseau spatial selon la revendication 1, caractérisé en ce que ladite dimension d'incrémentation prédéterminée vaut environ 12,7 cm (5 pouces).

8. Vaisseau spatial selon la revendication 1, caractérisé en ce qu'il comprend en outre au moins un caloduc comprenant :

15 a) un axe d'allongement parallèle audit axe longitudinal et des dimensions en coupe orthogonalement audit axe d'allongement dudit caloduc, lesdites dimensions en coupe dudit caloduc étant identiques à celles d'un caloduc correspondant d'une autre unité dudit groupe de vaisseaux spatiaux, et

20 b) des dimensions dans la direction dudit axe d'allongement dudit caloduc qui diffèrent de celles des autres unités dudit groupe par un multiple entier de ladite dimension d'incrémentation prédéterminée.

9. Vaisseau spatial selon la revendication 1, caractérisé en ce qu'il comprend en outre un panneau solaire (30) de vaisseau spatial qui peut prendre un état de stockage et un état déplié et qui, dans ledit état de stockage, inclut un axe parallèle audit axe longitudinal et des dimensions en coupe à l'état de stockage orthogonales audit axe dudit panneau solaire, ledit panneau solaire ayant :

30 a) lesdites dimensions en coupe identiques à celles d'un panneau solaire correspondant d'une autre unité dudit groupe de vaisseaux spatiaux, et

b) des dimensions dans la direction dudit axe dudit panneau solaire qui diffèrent de celles des autres unités dudit groupe par un multiple entier, lequel peut être égal audit multiple entier, de ladite dimension d'incrémentation prédéterminée.

35 10. Vaisseau spatial selon la revendication 1, caractérisé en

ce qu'il comprend en outre :

- un panneau de support plat comprenant une partie de surface de transfert thermique,

5 premiers caloducs incluant une partie allongée et une partie plus courte qui s'étend orthogonalement par rapport à ladite partie allongée pour définir un plan de caloduc, ledit plan de caloduc de chacun desdits premiers caloducs s'étendant parallèlement audit panneau de support plat, lesdits premiers caloducs étant placés en contact
10 thermique avec ladite partie de surface de transfert thermique dudit panneau de support, en des emplacements espacés de la longueur desdites parties plus courtes desdits premiers caloducs, lesdites parties allongées desdits premiers caloducs étant mutuellement parallèles et parallèles audit axe longitudinal, et lesdits premiers caloducs étant
15 coaxiaux,

- une pluralité de seconds caloducs (512), chacun desdits seconds caloducs comprenant une partie allongée et une partie plus courte qui s'étend orthogonalement par rapport à ladite partie allongée pour définir un plan de caloducs, ledit plan de caloducs de chacun
20 desdits seconds caloducs s'étendant parallèlement audit panneau de support plat, lesdits seconds caloducs étant placés en contact thermique avec ladite partie de surface de transfert thermique dudit panneau de support, en des emplacements espacés de la longueur desdites parties plus courtes desdits seconds caloducs, lesdites parties
25 allongées desdits seconds caloducs étant mutuellement parallèles et lesdites parties plus courtes desdits seconds caloducs étant coaxiales, lesdits seconds caloducs étant situés de telle sorte que lesdites parties plus courtes coaxiales desdits premiers et seconds caloducs soient mutuellement parallèles mais non coaxiales et de telle sorte qu'une
30 partie de ladite partie allongée de chacun desdits premiers caloducs soit juxtaposée et en contact avec une partie de ladite partie allongée de l'un correspondant desdits seconds caloducs, et

- un premier tube collecteur (502) qui s'étend sur la longueur desdites parties plus courtes desdits premiers caloducs, en contact
35 avec eux, et

- un second tube collecteur (504) qui s'étend sur la longueur desdites parties plus courtes desdits seconds caloducs, en contact avec eux.

5 11. Vaisseau spatial selon la revendication 10, caractérisé en ce qu'il comprend en outre un moyen (72) de chauffage commandé par rétroaction couplé audit panneau pour tendre à conserver constante la température dudit panneau.

12. Vaisseau spatial selon la revendication 1, caractérisé en ce qu'il comprend en outre :

10 - un premier panneau, ledit premier panneau comprenant au moins (a) une partie de surface, (b) une région de transfert thermique qui s'étend sur une partie dudit premier panneau, (c) au moins des premier et second caloducs mutuellement parallèles qui s'étendent, parallèlement audit axe longitudinal, dans différentes parties dudit premier panneau à l'exception de ladite région de transfert thermique et en contact thermique avec lesdites parties de surface, lesdits premier et second caloducs comprenant chacun des régions terminales qui s'étendent dans ladite région de transfert thermique dudit premier panneau, lesdites régions terminales desdits premier et second caloducs s'étendant le long d'un premier axe de transfert thermique,

20 - un second panneau, ledit second panneau comprenant au moins (a) une surface, (b) une région marginale de transfert thermique, (c) au moins des troisième et quatrième caloducs qui s'étendent, dans un plan perpendiculaire audit axe longitudinal, dans différentes parties dudit second panneau à l'exception de ladite région marginale de transfert thermique et en contact thermique avec ladite surface dudit second panneau, chacun desdits troisième et quatrième caloducs incluant une région terminale dans ladite région marginale de transfert thermique, ladite région terminale desdits troisième et quatrième caloducs s'étendant le long d'un second axe de transfert thermique parallèle audit premier axe de transfert thermique,

30 - un tube collecteur qui s'étend parallèlement auxdits premier et second axes de transfert thermique, et

35 - un moyen pour coupler physiquement ladite région marginale de transfert thermique dudit second panneau à ladite région

de transfert thermique dudit premier panneau et audit tube collecteur, lesdites régions terminales desdits premier et second caloducs étant étroitement couplées thermiquement à ladite région terminale desdits troisième et quatrième caloducs ainsi qu'audit tube collecteur.

5 13. Vaisseau spatial selon la revendication 12, caractérisé en ce que ledit moyen de couplage physique comprend :

- une pluralité de moyens de fixation amovibles pour coupler lesdits premier et second panneaux ensemble dans leurs régions de couplage thermique respectives, et

10 - un moyen de montage permanent couplé audit tube collecteur et à ladite région de couplage thermique de l'un desdits premier et second panneaux.

14. Vaisseau spatial selon la revendication 13, caractérisé en ce que ledit moyen de montage permanent comprend un adhésif.

15 15. Vaisseau spatial en tant qu'unité d'un groupe de vaisseaux spatiaux, chaque unité dudit groupe définissant un axe longitudinal qui est longitudinal pendant le lancement, ledit groupe de vaisseaux spatiaux comprenant une unité dont les dimensions longitudinales générales, parallèlement audit axe longitudinal, diffèrent d'au moins une dimension d'incrémentement prédéterminée par rapport aux autres unités dudit groupe, chacune desdites unités comprenant :

20 - au moins un réservoir à propergol comprenant (a) un axe parallèle audit axe longitudinal et des dimensions en coupe orthogonalement audit axe dudit réservoir à propergol, lesdites dimensions en coupe dudit réservoir à propergol étant identiques à celles d'un réservoir à propergol correspondant des autres unités dudit groupe de vaisseaux spatiaux, et (b) des dimensions dans la direction dudit axe dudit réservoir à propergol qui diffèrent de celles des autres unités dudit groupe par un multiple entier de ladite dimension d'incrémentement prédéterminée, ledit multiple entier pouvant inclure le nombre entier un,

25 - au moins un caloduc comprenant (a) un axe d'allongement parallèle audit axe longitudinal et des dimensions en coupe orthogonalement audit axe d'allongement dudit caloduc, lesdites dimensions en coupe dudit caloduc étant identiques à celles d'un caloduc

35

correspondant d'une autre unité dudit groupe de vaisseaux spatiaux, et (b) des dimensions dans la direction dudit axe d'allongement dudit caloduc qui diffèrent de celles des autres unités dudit groupe par un multiple entier de ladite dimension d'incrémentation prédéterminée, et

5 - un panneau solaire de vaisseau spatial qui peut prendre un état de stockage et un état déplié et qui, dans ledit état de stockage, comprend un axe parallèle audit axe longitudinal, et des dimensions en coupe dans l'état de stockage orthogonalement audit axe dudit panneau solaire, ledit panneau solaire ayant (a) lesdites dimensions en coupe
10 identiques à celles d'un panneau solaire correspondant d'une autre unité dudit groupe de vaisseaux spatiaux, et (b) des dimensions dans la direction dudit axe dudit panneau solaire qui diffèrent de celles des autres unités dudit groupe par un multiple entier, qui peut être égal
15 audit multiple entier, de ladite dimension d'incrémentation prédéterminée.

20

25

30

35

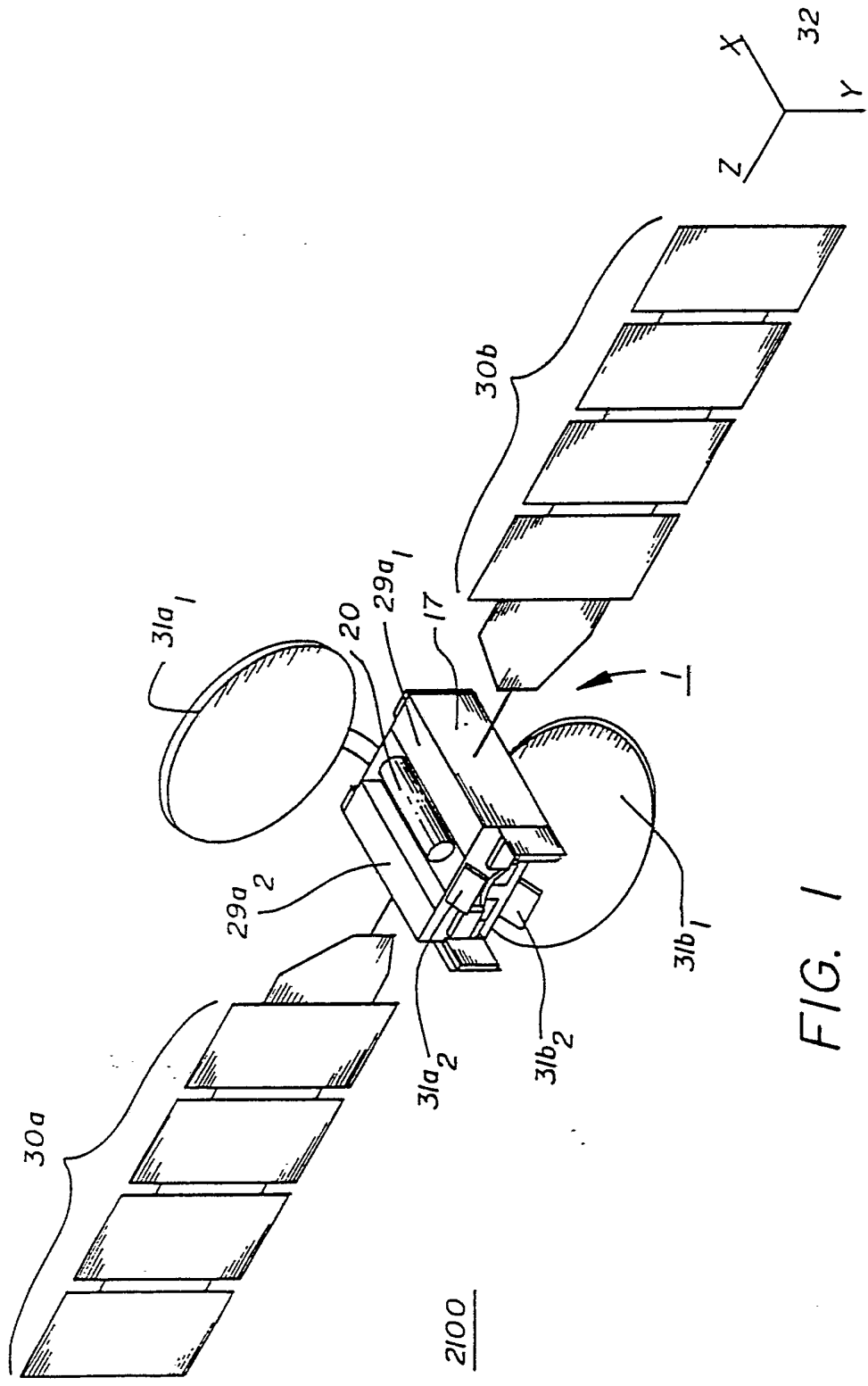


FIG. 1

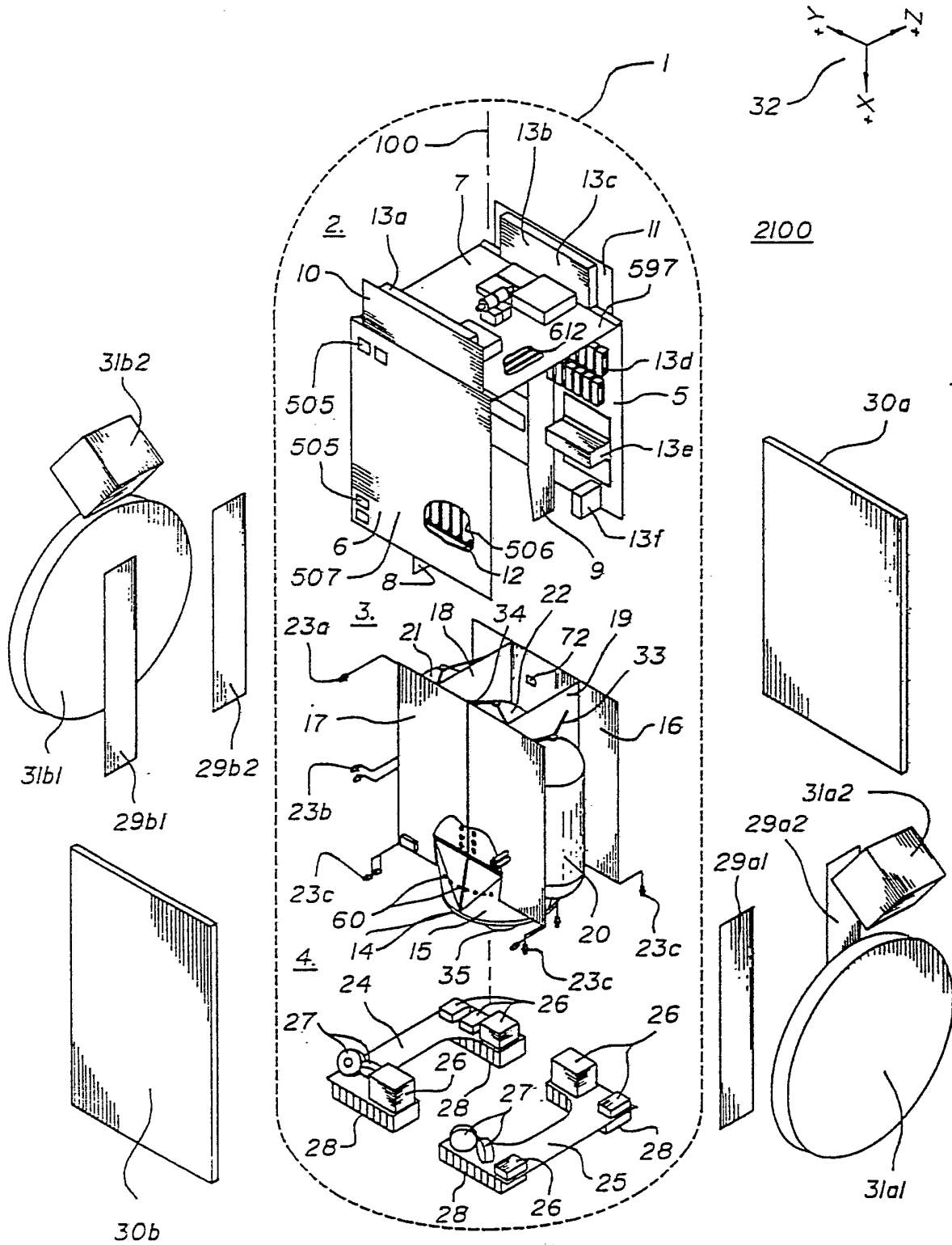


FIG. 2a

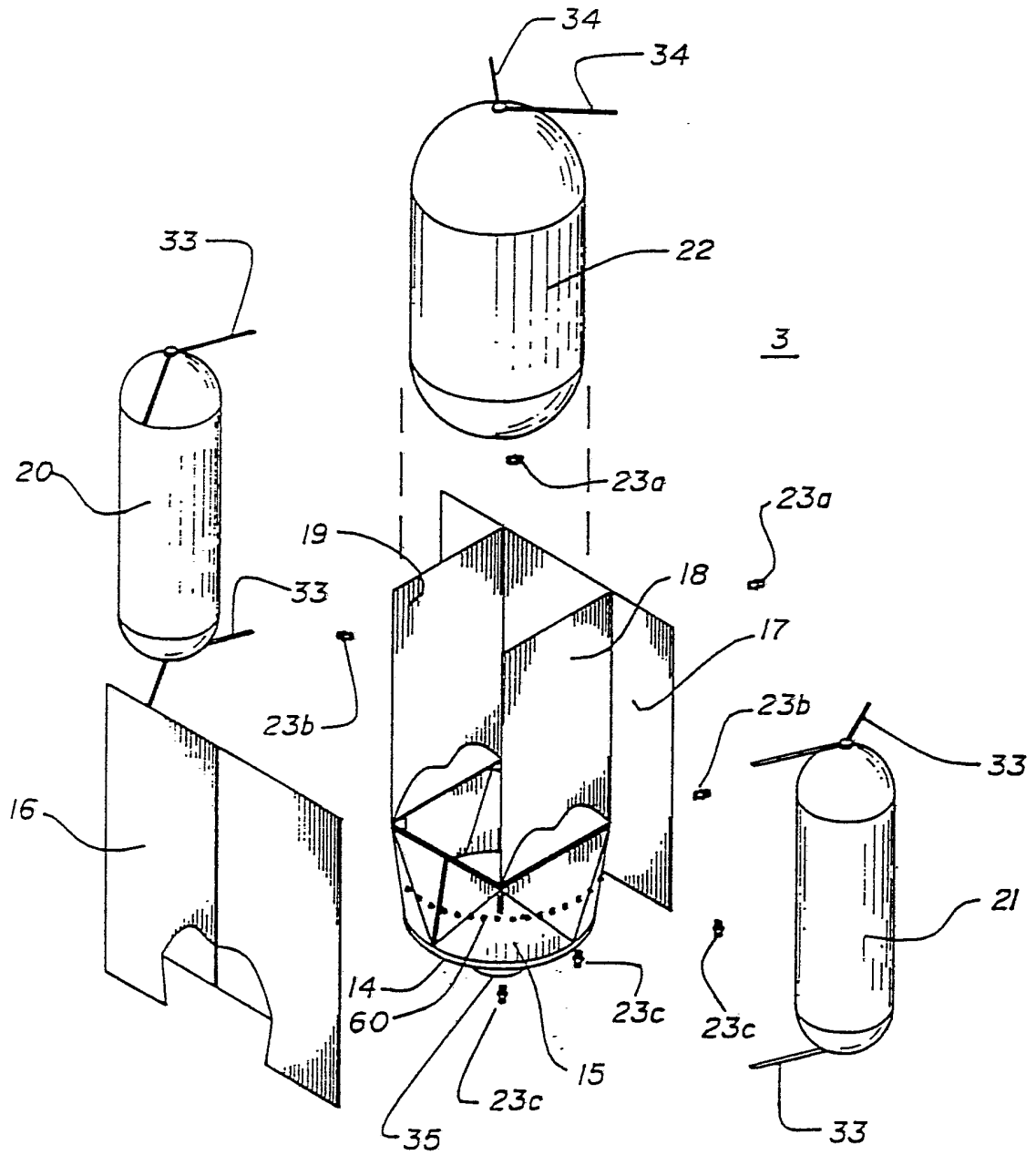


FIG. 2b

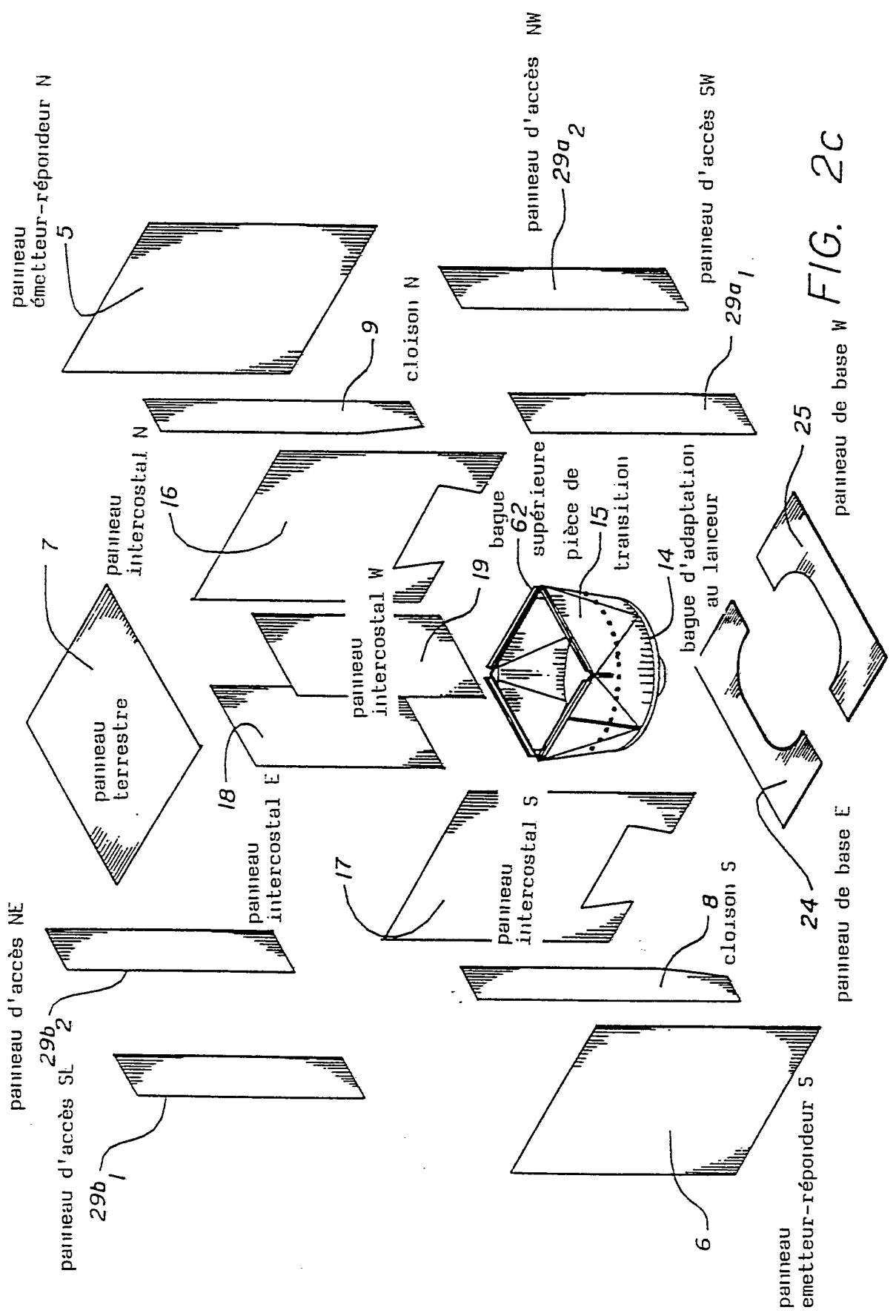
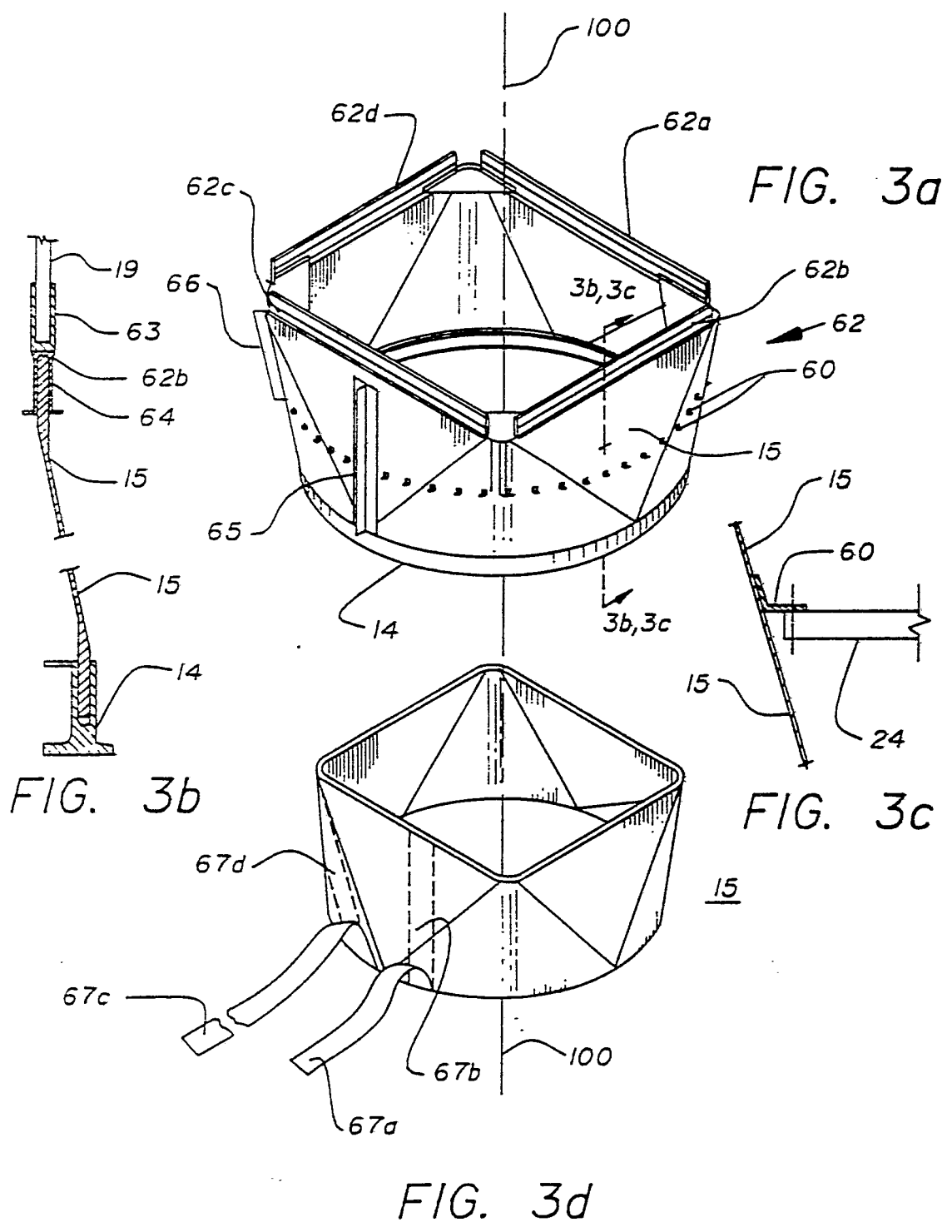


FIG. 2c



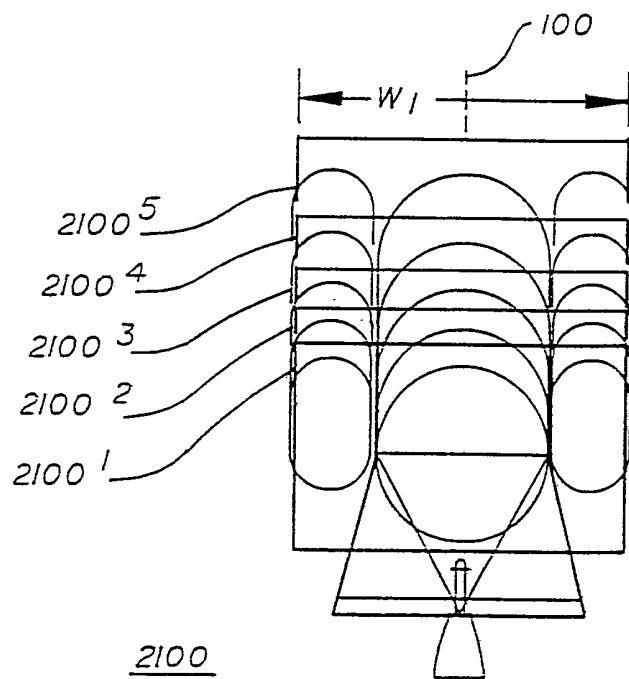


FIG. 4a

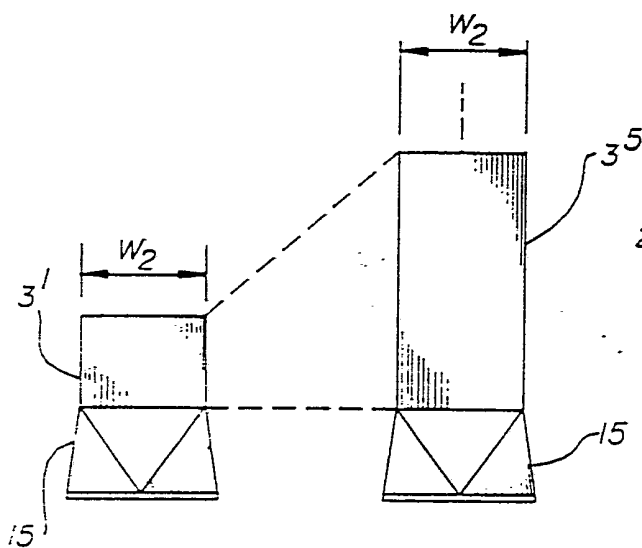


FIG. 4b

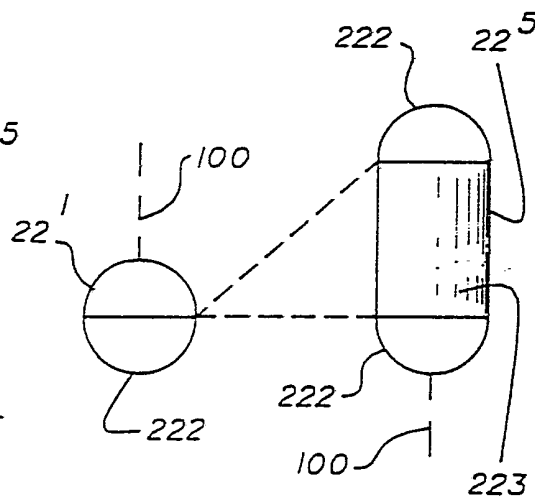


FIG. 4c

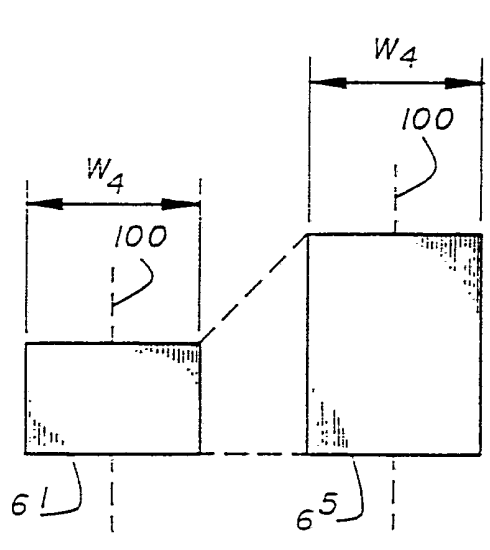


FIG. 4d

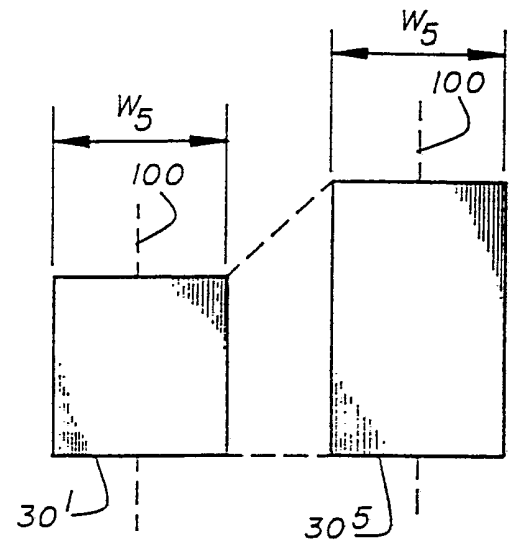


FIG. 4e

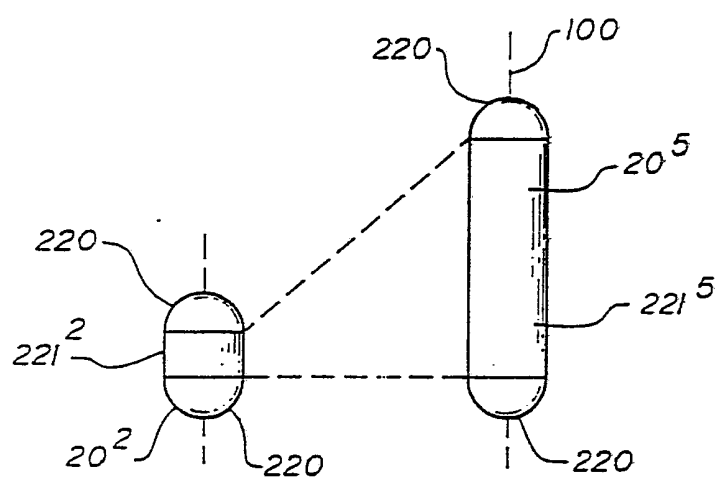


FIG. 4f

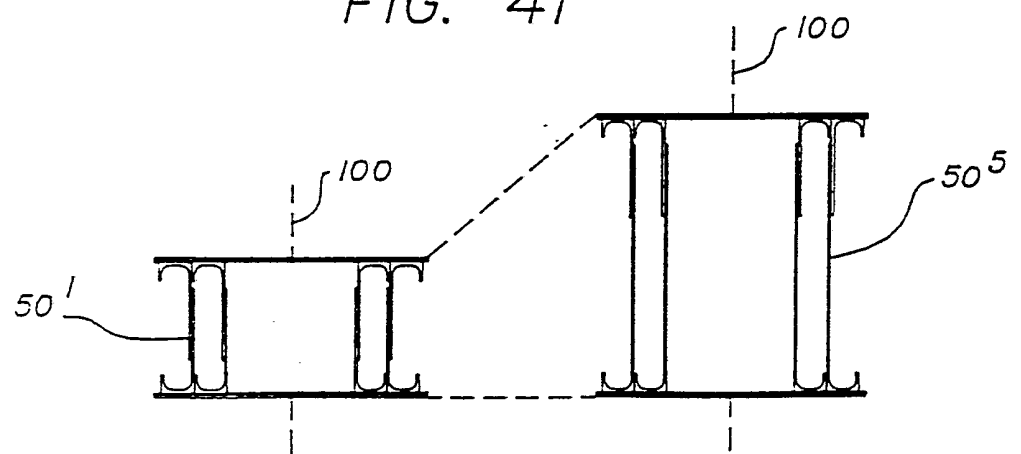


FIG. 4g

Rang	COMPOSANT	VARIABLE	MAXIMUM	MINIMUM	INCREMENT
I	RESERVOIR A CARBURANT :	LONGUEUR	193 cm (76 pouces)	91,4 cm (36 pouces)	12,7 cm (5 pouces)
II	RESERVOIR A COMBURANT :	LONGUEUR	172 cm (68 pouces)	71 cm (28 pouces)	12,7 cm (5 pouces)
III	TAILLE DU VAISSEAU SPATIAL :	LONGUEUR DE BOITE	216 cm (85 pouces)	114 cm (45 pouces)	12,7 cm (5 pouces)
IV	PANNEAUX DE CHARGE SATELLISABLE N-S	LONGUEUR	216 cm (85 pouces)	114 cm (45 pouces)	12,7 cm (5 pouces)
V	RESEAU DE CALODUCS N-S	LONGUEUR	190 cm (75 pouces)	88,9 cm (35 pouces)	12,7 cm (5 pouces)
VI	PANNEAUX INTERCOSTAUX N-S	LONGUEUR	213 cm (84 pouces)	111 cm (44 pouces)	12,7 cm (5 pouces)
VII	PANNEAUX FORMANT CLOISONS N-S	LONGUEUR	239 cm (94 pouces)	137 cm (54 pouces)	12,7 cm (5 pouces)
VIII	PANNEAUX INTERCOSTAUX E-O	LONGUEUR	170 cm (67 pouces)	68,5 cm (27 pouces)	12,7 cm (5 pouces)
	PANNEAUX SOLAIRES :				
IX	PANNEAUX DE SUPPORT	SUPERFICIE (CHACUN)	5,85 m ² 63 pieds carrés	3,72 m ² 40 pieds carrés	L'UN OU L'AUTRE
X	PANNEAUX PAR AILE	QUANTITE	4	2	1
	POUR REGLER LA POSITION C.G.:				
XI	PROPULSEURS SUPERIEURS (DEPUIS S.P.)	HAUTEUR	WRT FIXE PANNEAU TERRESTRE	WRT FIXE PANNEAU TERRESTRE	12,7 cm (5 pouces)
XII	MOTEURS D'ORIENTATION ANGULAIRE (DEPUIS S.P.)	HAUTEUR	AD	AD	QUELCONQUE
XIII	PROPULSEURS INFERIEURS (DEPUIS S.P.)	HAUTEUR	FIXE	FIXE	AUCUNE
XIV	PANNEAUX D'EXTENSION MUX	OPTIONNEL	-	-	OUI OU NON
XV	CALODUCS PANNEAU TERRESTRE	OPTIONNEL	-	-	OUI OU NON
XVI	CUVES DE PRESSION POUR PILES	QUANTITE	56 par s/c	22 par s/c	2 par pile

FIG 4h

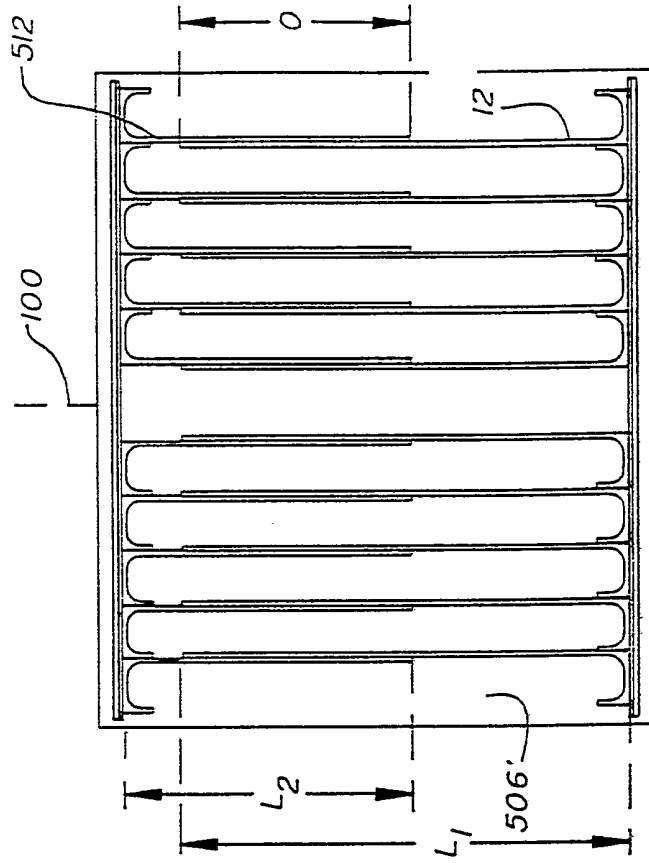


FIG. 5d

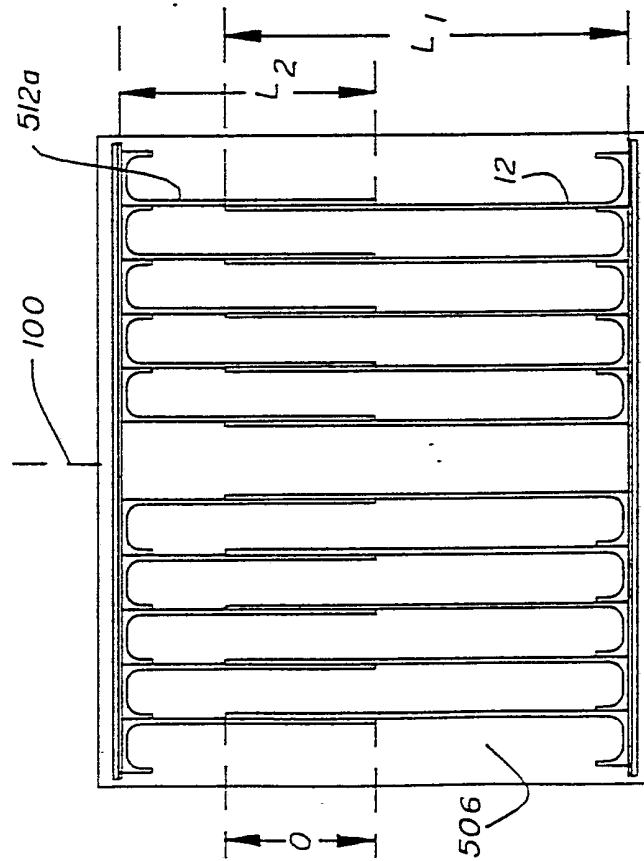


FIG. 5c

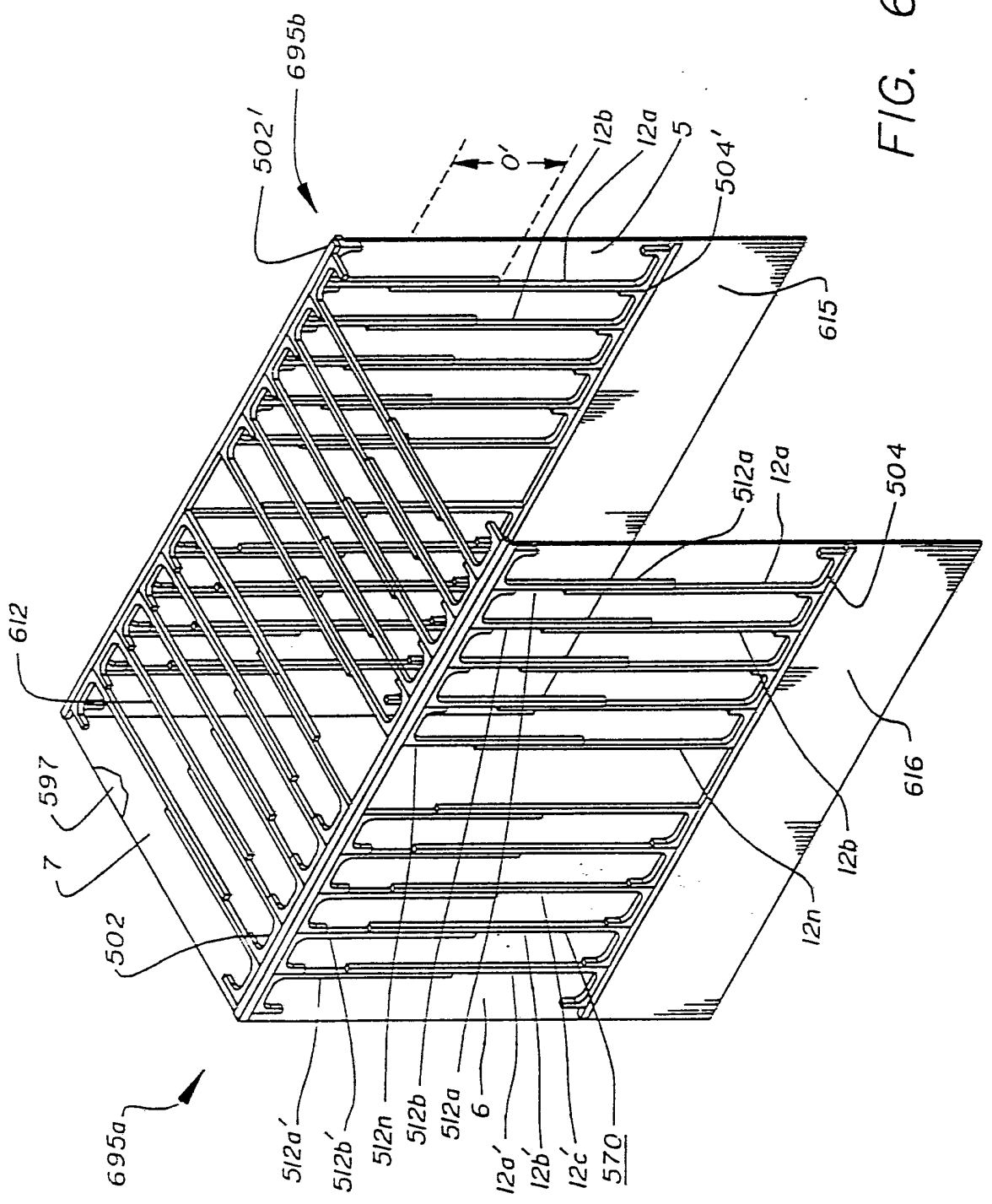


FIG. 6a

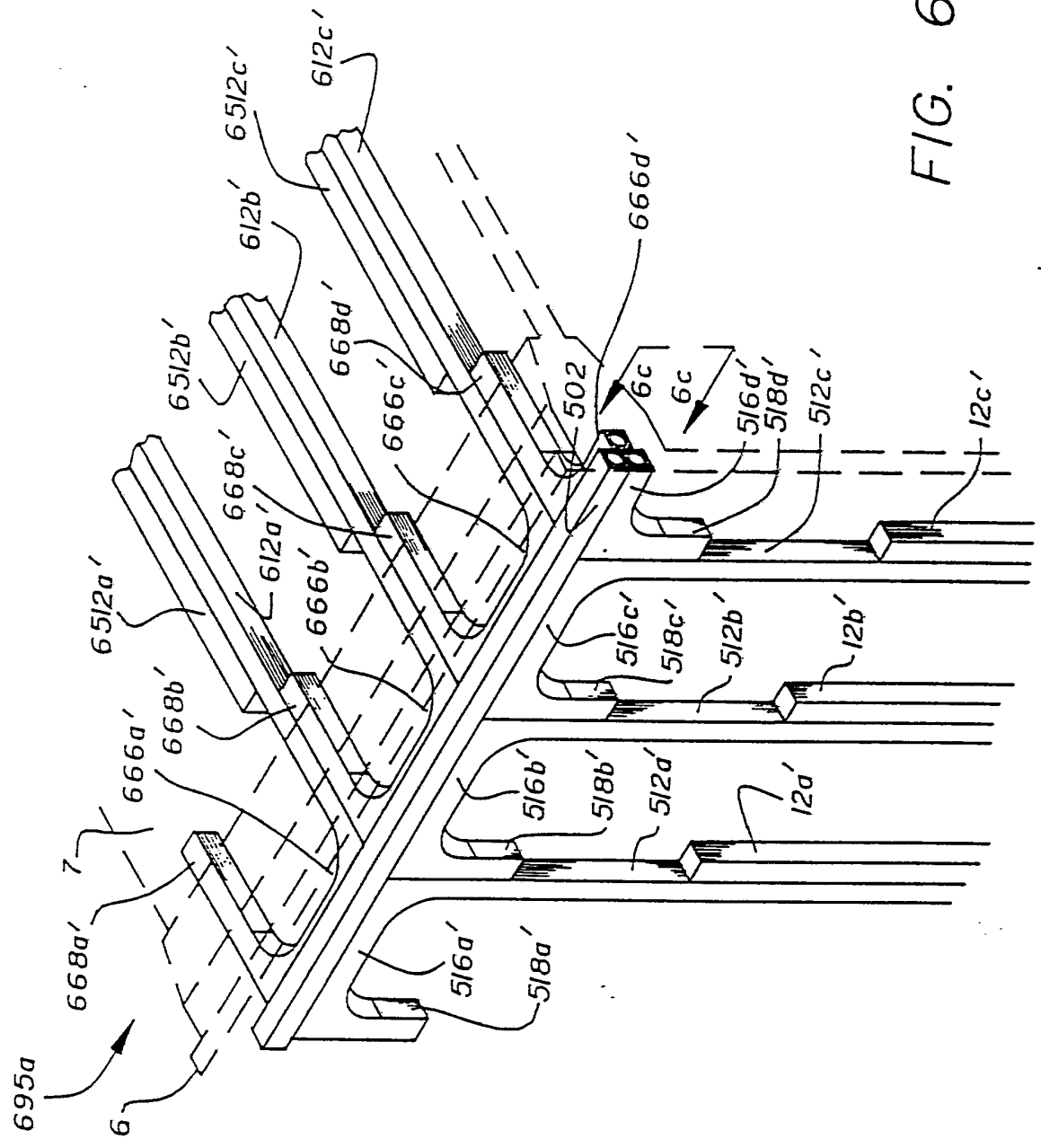


FIG. 6b

		<u>1a</u>	<u>1b</u>	<u>1c</u>
I	LANCEUR	ATLAS II	DELTA II	ARIANE 4
II	MASSE DU BUS (kg)	750	580	450
III	MASSE DE LA CHARGE SATELLISABLE (kg)	450	170	150
IV	MASSE DE PROPERGOL (kg)	1500	1030	701
V	MASSE AU DECOLLAGE (kg)	2700	1780	1301
VI	CHARGE SATELLISABLE	24x12W C 24x60W Ku	16x60W Ku	24x12W C
VII	PUISSANCE DE LA CHARGE SATELLISABLE (kW)	3,4	2,0	0,8
VIII	ANTENNE(S)	double surface 2x ø2 m 2x ø85"	double surface 1x ø1,50m 1x ø60"	double surface 1x ø1,50m 1x ø60"
IX	DIMENSIONS DU VAISSEAU : L x l x H m (pouces)	1,82x1,82x2,16 (72x72x85)	1,82x1,82x1,65 (72x72x65)	1,82x1,82x1,27 (72x72x50)
X	SUPERFICIE DU RADIATEUR THERMIQUE m ² (pouces carrés)	6,5 (70)	4,64 (50)	3,25 (35)
XI	DUREE DE FONCTIONNEMENT EN ORBITE (ans)	15	15	15

FIG 7

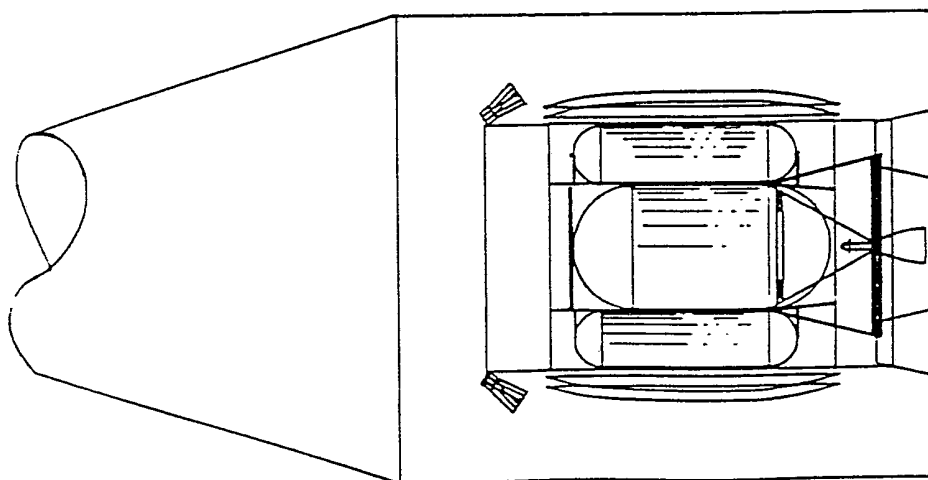


FIG. 8a

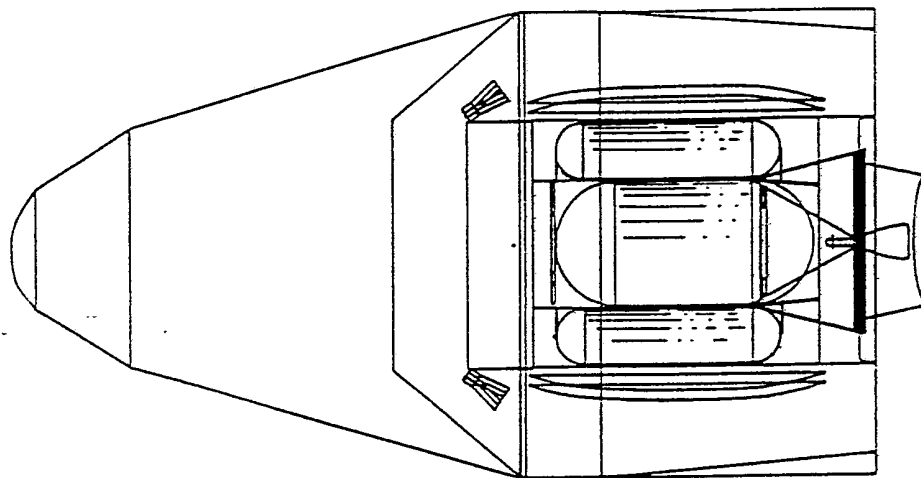


FIG. 8b

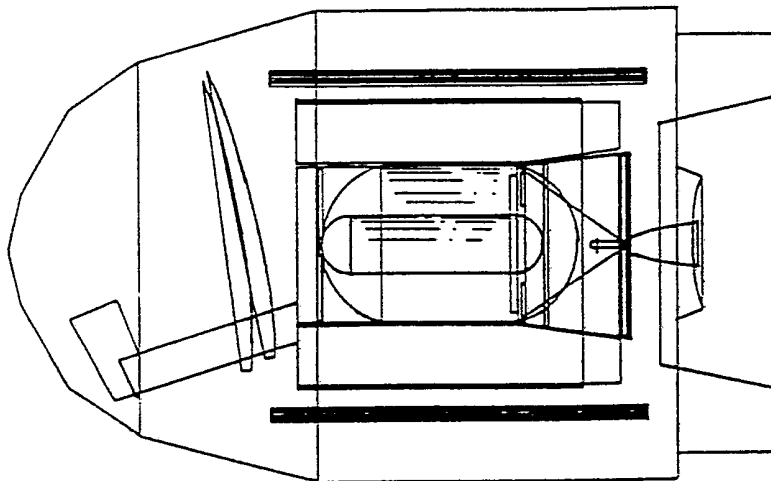


FIG. 8c