

①9 RÉPUBLIQUE FRANÇAISE  
INSTITUT NATIONAL  
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE  
PARIS

①1 N° de publication : **2 682 931**

(à n'utiliser que pour les  
commandes de reproduction)

②1 N° d'enregistrement national : **91 13268**

⑤1 Int Cl<sup>8</sup> : B 64 G 1/58, H 01 L 39/12, H 01 B 12/00

⑫ **DEMANDE DE BREVET D'INVENTION**

**A1**

②2 Date de dépôt : 28.10.91.

③0 Priorité :

④3 Date de la mise à disposition du public de la demande : 30.04.93 Bulletin 93/17.

⑤6 Liste des documents cités dans le rapport de recherche : *Se reporter à la fin du présent fascicule.*

⑥0 Références à d'autres documents nationaux apparentés :

⑦1 Demandeur(s) : *Société Anonyme dite:  
AEROSPATIALE SOCIETE NATIONALE  
INDUSTRIELLE — FR.*

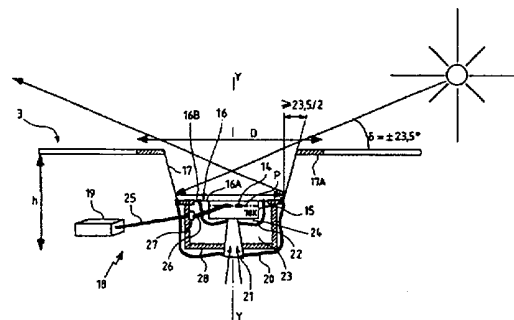
⑦2 Inventeur(s) : Reboux Alain et DE SA Leandro.

⑦3 Titulaire(s) :

⑦4 Mandataire : Rinuy Santarelli.

⑤4 Véhicule spatial d'observation, notamment en infrarouges, à système de détecteurs refroidis connectés par des fils supraconducteurs.

⑤7 Un véhicule spatial comporte un système de détection de rayonnements notamment infrarouges, dont le système de détection comporte des éléments (14) situés dans un étage froid, refroidi par un système de refroidissement (16, 16A, 16B, 17), et connectés à un dispositif de traitement de signal (19) par des fils traversant un écran thermique (20). A l'intérieur de cet écran thermique est disposé un écran thermique intermédiaire (22) entourant l'étage froid, délimitant un volume intermédiaire (23) et couplé avec une partie (16B) du système de refroidissement. Les fils sont, entre un connecteur (27) porté par cet étage intermédiaire et les détecteurs, en un matériau supraconducteur mauvais conducteur thermique; ce connecteur est couplé thermiquement à une pièce intermédiaire (28) faisant partie de cet étage intermédiaire et ayant une température inférieure à la température critique de ce matériau.



FR 2 682 931 - A1



A

L'invention concerne l'isolation thermique de l'étage de détection d'un système de détection en rayonnement infra-rouge (ou avec des ondes de plus grande longueur d'onde) monté sur un véhicule spatial tel que par exemple  
5 un satellite d'observation, géostationnaire, en orbite héliosynchrone, ou autre.

On fait actuellement de plus en plus appel à des observations en infra-rouges, notamment dans le cadre de missions spatiales d'observation de la Terre.

10 Or la température d'un réseau de détecteurs intervenant dans l'observation d'une cible doit être très inférieure à la température d'émission du rayonnement détecté. C'est ainsi par exemple que l'observation de la Terre, par analyse de son rayonnement infra-rouge, impose  
15 que les détecteurs soient à une température inférieure à 100 K, en pratique comprise actuellement entre 80 K et 100 K. La même règle impose que, pour des rayonnements analysés de longueur d'onde submillimétrique voire millimétrique, la température des détecteurs soit encore plus faible, par  
20 exemple de l'ordre de 50 K.

Toutefois, si le vide spatial (on parle aussi d'espace froid) est à une température très basse, de l'ordre du zéro absolu, il n'en est pas de même à bord d'un véhicule spatial dont certaines portions, exposées à des  
25 rayonnements incidents, notamment solaires, peuvent atteindre des températures de plus de 200°C.

C'est pourquoi l'observation dans le domaine infra-rouge (voire submillimétrique et millimétrique) nécessite en pratique un refroidissement des détecteurs aux températures précitées de l'ordre de (ou inférieures à)  
5 100° Kelvin.

Le système le plus couramment utilisé à cette fin consiste en un refroidissement passif. Le plan focal (étage ou coeur froid) de l'instrument d'observation, où sont placés les détecteurs, est implanté sur une face du  
10 satellite où l'exposition solaire est minimale (faces Nord ou Sud en cas d'orbite géostationnaire). Un pare-soleil qui entoure les détecteurs pour les protéger des rayonnements incidents, notamment solaire, et un découplage (isolation) thermique poussé de ces détecteurs vis à vis du reste du  
15 satellite, combiné à un couplage thermique de ces détecteurs au fond du ciel froid, (le pare-soleil agissant comme radiateur), assurent l'obtention des faibles températures recherchées pour les détecteurs.

On connaît également des systèmes de refroidissement actif, mettant en oeuvre un réfrigérateur mécanique (cycle Joule-Thomson ou Stirling). De telles solutions actives ont l'avantage de n'induire aucune contrainte particulière d'implantation dans le satellite ; par contre, ces solutions ont l'inconvénient d'une durée de vie limitée  
20 qui les rend peu aptes à des missions d'observation de plus de 2 ou 3 ans. (Il est rappelé que l'on vise actuellement des durées de vie opérationnelle en orbite géostationnaire pouvant atteindre 8 à 10 ans, voire plus). En outre, elles induisent généralement des vibrations et des bruits  
25 altérant les performances des détecteurs.

L'utilisation d'une réserve de fluide cryogénique (hélium ou autre) est également possible, mais la durée de vie est alors encore plus réduite compte tenu des fuites dues au vide spatial environnant.

35 Dans les divers cas précités, la majeure partie des entrées thermiques parasites pénétrant dans l'étage

froid en provenance du satellite est due aux fils reliant les détecteurs aux étages préamplificateurs destinés au traitement des signaux des détecteurs:

- par dissipation (effet Joule), et
- 5 - par conduction thermique depuis le satellite vers l'étage froid.

Actuellement, pour réduire autant que possible ces entrées thermiques parasites internes, on prévoit des niveaux successifs d'isolation thermique entre l'étage  
10 froid et le reste du satellite, au moyen d'écrans thermiques.

Le but de l'invention est, dans un satellite, de diminuer de façon drastique, par comparaison aux solutions connues, les entrées thermiques d'un étage froid  
15 de détection (typiquement à une température inférieure à 90 K) dues aux gradients de températures qui s'établissent le long des fils d'amenée de courant ainsi qu'à la dissipation par effet Joule dans ces mêmes fils, et donc de minimiser de façon drastique l'ensemble des entrées thermiques de cet  
20 étage puisque, on vient de le voir, ces dernières sont dues pour l'essentiel à ces fils.

L'idée originale à la base de l'invention est d'utiliser des fils supraconducteurs pour amener le courant aux détecteurs, ce qui est rendu possible avec  
25 l'avènement des nouveaux supraconducteurs "céramiques" de type Y-Ba-Cu-O (en pratique  $YBaCu_3O_{6+x}$  ou  $YBaCu_3O_{7-x}$  dont les températures critiques sont actuellement de l'ordre de 125 K (cas de dopage au Thallium), et qui ont donc leurs propriétés supraconductrices aux températures considérées).  
30 En outre, ces matériaux ont la particularité surprenante d'être excellents conducteurs électriques et très mauvais conducteurs thermiques, alors que généralement ces deux types de conduction vont de pair : bonnes toutes les deux, ou mauvaises toutes les deux pour un matériau donné.

35 Il apparaît ainsi que, selon un premier enseignement de l'invention, le remplacement dans les fils

électriques de connexion des matériaux actuels par des supraconducteurs du type précité, notés en abrégé H.T.S.C. (High Temperature Supra Conductors) permet à la fois :

- de réduire à zéro la dissipation par effet Joule,
- 5 - de limiter considérablement le flux thermique conduit.

L'intérêt de ce premier enseignement est une réduction très sensible des entrées thermiques parasites par conduction et dissipation vers les détecteurs.

L'avantage d'une telle solution réside dans le cas d'un refroidissement passif, dans la diminution très sensible des dimensions et de la masse requises pour le refroidisseur (à performances égales), ou bien un abaissement de la température, améliorant les performances des détecteurs (à tailles de refroidisseur égales). Dans le cas d'un refroidisseur actif mécanique, on obtiendra une diminution de la consommation électrique à performances égales, et dans le cas d'une réserve de fluide cryogénique, on obtiendra une augmentation de la durée de vie du système de refroidissement, (ceci à performances égales).

Toutefois, on peut identifier plusieurs écueils à éviter dans la mise en oeuvre des supraconducteurs H.T.S.C. :

1. créer un gradient de température dans un fil supraconducteur tel que la température de transition critique du supraconducteur soit intermédiaire entre les températures des extrémités chaude et froide du fil car le système devient alors très instable : en effet, étant normal à un bout, le fil dissipe de la chaleur qui se propage vers l'extrémité froide de sorte que le fil devient de proche en proche complètement normal,
2. thermaliser (coupler thermiquement) le fil supraconducteur directement sur l'étage froid car alors toute la puissance thermique est dissipée à la jonction de thermalisation entre ce fil et cet étage froid.

C'est pourquoi un deuxième enseignement de l'invention est d'amener des fils classiques (Cu, Ni,

Manganin ou autres) sur un étage ou écran intermédiaire du système de refroidissement et là de les relier par un connecteur (par exemple un module de jonction tel qu'utilisé sur l'expérience ISOCAM) à des fils du type H.T.S.C. précité ; cet étage intermédiaire permet de thermaliser ces fils en dessous de leur température critique avant de les cheminer vers le coeur froid, c'est-à-dire vers l'étage des détecteurs. La puissance transportée par les fils classiques entre l'électronique de détection et l'étage de refroidissement intermédiaire sera ainsi quasi-totalement rejetée vers l'espace en cet étage où la capacité de réjection est encore importante par rapport à l'étage le plus froid, d'où un bonus général des bilans globaux conduisant à des masses, un encombrement ou des puissances électriques (cas d'un refroidissement actif) moins importants.

Les avantages qualitatifs sont :

- élimination des pertes par effet JOULE entre la température intermédiaire (celle de la jonction de thermalisation) et la température du coeur froid,
- grande longueur l possible (puisque'il n'y a pas de pertes en ligne la longueur des fils peut être augmentée suivant les besoins sous réserve de veiller à ne pas créer d'effets de boucle de champ), faible section s possible pour les fils (grande densité de courant critique  $J_C$  pour ces supraconducteurs, pouvant atteindre quelques  $10^6$  A/cm<sup>2</sup>), faible conductivité thermique ( $K_T$  de l'ordre de 2,5 W/m/K). On joue ainsi sur plusieurs paramètres différents du terme de flux thermique  $\phi$  :

$$\phi = K.s.\Delta T/l$$

où  $\Delta T$  est la différence de température entre les températures extrêmes des fils H.T.S.C.,

- hautes fréquences possibles puisque la densité de courant critique  $J_C$  est élevée.

Plus précisément, l'invention propose un véhicule spatial muni d'un système de détection de

rayonnements comportant un étage froid contenant des détecteurs pour ces rayonnements, un dispositif de traitement de signal auxquels ces détecteurs sont connectés par des fils électriquement conducteurs, un écran thermique principal traversé par ces fils et isolant cet étage froid vis à vis du reste du véhicule spatial, y compris ce dispositif de traitement de signal, et un système de refroidissement destiné à maintenir cet étage froid à une température inférieure à celle du reste du système de détection, caractérisé en ce que à l'intérieur de l'écran thermique principal est disposé un écran thermique intermédiaire séparant, à l'intérieur de cet écran thermique principal, un volume intermédiaire et un volume froid contenant respectivement un étage intermédiaire et l'étage froid, ces étages étant tous deux couplés thermiquement au système de refroidissement, et en ce que ces fils électriquement conducteurs comportent au moins un premier tronçon connecté au moins indirectement au dispositif de traitement de signal et un second tronçon connecté au moins indirectement aux détecteurs et réalisé en un matériau supraconducteur ayant, aux environs de sa température critique, une conductivité thermique inférieure à 10 W/m/K environ, ces premier et second tronçons étant connectés par un connecteur de jonction situé à l'intérieur du volume intermédiaire et couplé thermiquement à une pièce intermédiaire elle-même couplée thermiquement au système de refroidissement et ayant une température inférieure à ladite température critique.

Selon des enseignements préférés de l'invention, éventuellement combinés :

- le matériau supraconducteur dont est constitué le second tronçon est du type Y-Ba-Cu-O,
- ce matériau supraconducteur est  $YBaCu_3O_{6+x}$ ,
- ce véhicule spatial est un satellite comportant une face destinée à rester en permanence en regard de l'espace froid que constitue le vide stellaire, et le système de refroi-

- dissement comporte une surface froide radiative au moins approximativement parallèle à cette face et couplée thermiquement pour partie à l'étage froid et pour partie à l'étage intermédiaire, cette surface froide radiative étant
- 5 entourée d'une surface réfléchissante éventuellement tronconique la protégeant contre des entrées thermiques externes,
- ce véhicule spatial est un satellite destiné à être stabilisé sur une orbite terrestre géosynchrone ou

10 géostationnaire, un axe de référence de ce satellite étant destiné à être aligné selon la direction NORD-SUD,

  - ce véhicule spatial est un satellite en orbite héliosynchrone autour de la Terre, la surface froide radiative ayant une orientation propre à minimiser les entrées

15 thermiques en provenance de la Terre et du Soleil,

  - ladite pièce intermédiaire est une structure porteuse couplée à une partie périphérique de la surface froide radiative entourée de la surface réfléchissante, l'étage froid étant couplé à une portion centrale de cette surface

20 froide radiative,

  - le système de refroidissement est une machine frigorifique comportant un doigt froid traversant les écrans thermiques principal et intermédiaire,  - le second tronçon est lui-même formé de deux tronçons

25 reliés par un connecteur par lequel ces tronçons sont couplés thermiquement à une enceinte fermée contenant l'étage froid,

  - la pièce intermédiaire est une enceinte fermée à laquelle une enceinte fermée plus petite et contenant l'étage froid

30 est fixée par des entretoises,

  - la pièce intermédiaire est une structure mécanique.

Des objets, caractéristiques et avantages de l'invention ressortent de la description qui suit, donnée à titre d'exemple non limitatif, en regard des dessins

35 annexés sur lesquels :

- la figure 1 est une vue schématique en coupe

axiale selon l'axe de tangage Y-Y, en pratique aligné suivant l'axe magnétique terrestre NORD-SUD, d'un satellite d'observation, stabilisé par autorotation autour de cet axe de tangage, et comportant un système d'observation en rayonnement infrarouge dont le système de refroidissement est passif,

- la figure 2 est une vue schématique à plus grande échelle de la partie haute centrale de ce satellite, incluant l'étage froid et le système de refroidissement,

10 - la figure 3 est une vue en coupe d'un autre étage froid dont le système de refroidissement est actif,

- la figure 4 est une vue schématique en perspective d'encore un autre étage froid à système de refroidissement passif d'un type adapté à un satellite en orbite héliosynchrone,

15 - la figure 5 est un schéma de principe d'un satellite en orbite héliosynchrone,

- la figure 6 est une vue de l'étage froid de la figure 4, sur laquelle sont reportés les axes de référence du satellite de la figure 5, et

20 - la figure 7 est une vue en perspective du même étage froid, sur laquelle sont reportés divers flux lumineux possibles.

La figure 1 représente le principe d'implantation d'un dispositif d'observation en rayonnement infrarouge (un radiomètre optique par exemple) noté 10 dans son ensemble, au sein d'un satellite d'observation 1 stabilisé sur son axe de tangage Y-Y par autorotation autour de cet axe. Le satellite est généralement mais non nécessairement sur une orbite géostationnaire. L'axe de tangage est en pratique aligné suivant l'axe NORD-SUD terrestre. L'observation de la cible (ici la TERRE) se fait par balayage du fait de la rotation du satellite.

35 Sans que cela implique de changement notable en ce qui concerne la présente description, le satellite peut en variante être stabilisé selon ses trois axes de tangage,

de roulis et en lacet.

Le satellite 1 comporte un corps 2 et deux faces NORD et SUD transversales à l'axe de tangage, notées 3 et 4.

5 Dans l'exemple représenté, le dispositif d'observation 10 comporte principalement un baffle d'entrée 11 recevant le rayonnement incident, un réflecteur 12 adapté à renvoyer ce rayonnement parallèlement à l'axe Y-Y, au travers d'un système d'objectif 13, vers un ensemble de  
10 détecteurs infrarouges 14 situés dans un étage froid 15, dans le plan focal P (voir la figure 2) du système d'objectif 13.

Cet étage froid 15 est situé sur une des faces transversales du satellite, ici la face 3, au centre d'une  
15 surface radiative 16 entourée d'une surface tronconique 17 d'axe parallèle à l'axe de tangage (ici aligné suivant ce dernier) avec une inclinaison en pratique d'au moins  $23,5^\circ/2$  par rapport à l'axe, grâce à quoi en toute époque de l'année, y compris au solstice d'été (lorsque l'inci-  
20 dence  $\delta$  du soleil par rapport au plan équatorial atteint sa valeur maximale de  $23,5^\circ$ ), cette surface 17 renvoie un éventuel rayonnement solaire incident vers le vide spatial, en préservant la surface radiative 16, et donc l'étage froid 15, de toute entrée thermique d'origine solaire. On  
25 notera que cette surface radiative reste froide.

Le satellite 1 est habituellement muni de divers autres équipements classiques (antennes, générateurs solaires, actionneurs tels que tuyères, calculateurs...) qui, ne faisant pas partie de l'invention, ne seront pas  
30 décrits.

Les détecteurs 14, de tout type connu approprié (ici du type photo-conducteurs), sont connectés par des fils électriquement conducteurs, notés 18 dans leur ensemble, à un équipement électronique de traitement de  
35 tout type connu approprié, schématisé en 19.

L'étage froid 15 est isolé thermiquement vis à

vis du reste du satellite par un écran thermique, schématisé en 20, de tout type connu approprié traversé par les fils 18 ; il s'agit par exemple d'un écran souple de type multi-couches (couramment désigné par les initiales MLI 5 pour "Multi Layer Insulation"). Un tel type d'écran, connu en soi, est couramment désigné sous la mention "superisolation spatiale".

Le principe d'implantation de cet étage froid est représenté plus en détail à la figure 2. On y voit tout 10 d'abord que l'écran 20 comporte, bien sûr, une fenêtre 21 pour le passage du rayonnement incident.

Cet écran thermique 20 isole thermiquement, vis à vis du reste du satellite, un volume couplé thermiquement avec la surface radiative 16.

15 Ce volume isolé par l'écran 20 est lui-même divisé par un écran thermique intermédiaire 22, en un volume intermédiaire 23 et un volume central 24 contenant l'étage froid 15, tous deux couplés respectivement à des portions périphérique 16B et centrale 16A de la surface 20 radiative 16, isolées thermiquement par l'écran intermédiaire 22.

Cet écran intermédiaire 22 est par exemple de même nature que l'écran thermique 20.

Les fils électriquement conducteurs 18 sont en 25 fait formés en plusieurs tronçons, ici au nombre de deux. En un premier tronçon 25, ces fils sont en des matériaux classiques (par exemple en cuivre, mais il peut aussi s'agir de Nickel ou de l'alliage désigné par "Manganin") et pénètrent jusque dans le volume intermédiaire 23. En un 30 second tronçon 26 ces fils sont en un matériau supraconducteur à faible conductivité thermique, par exemple du type Y-Ba-Cu-O (du  $YBaCu_3O_{6+x}$  par exemple, l'indice  $x$  signifiant comme on le sait que l'oxygène n'est pas dans ce matériau dans une relation stoechiométrique rigoureuse avec les 35 autres composants), et s'étendent de ce volume intermédiaire jusqu'aux détecteurs 14 dans l'étage froid.

Ces deux tronçons 25 et 26 sont connectés par un connecteur de jonction 27 de tout type connu approprié situé dans le volume intermédiaire (par exemple un module de jonction du type utilisé dans l'expérience ISOCAM). Ce connecteur 27 est ici porté par une structure mécanique repérée 28 participant par ailleurs, de manière connue, au maintien en position de l'étage de détection vis-à-vis du reste du satellite, ici liée à la partie périphérique 16B de la surface radiative. Cette structure mécanique 28 a ainsi, outre sa fonction structurale classique, pour fonctions de porter le connecteur 27 et de constituer une masse thermique servant de puits de chaleur pour le tronçon classique 25 qui lui est couplé thermiquement : la chaleur ainsi piégée est transmise à la partie 16 B du fond 16 pour y être évacuée de façon radiative vers la source froide que constitue le vide spatial. Cette masse 28, couplée thermiquement au tronçon classique 25 et à la partie 16B précitée reste ainsi à une température approximativement constante d'équilibre qu'il est aisé à l'homme de métier de fixer autour de 100 K, en tout cas en-dessous de la température critique du matériau constitutif du tronçon supraconducteur 26, par un couplage thermique suffisant avec la partie 16B et donc avec le vide spatial.

On obtient ainsi une thermalisation (couplage thermique avec une masse thermique de température au moins approximativement constante) de l'extrémité "chaude" du tronçon 26 à une température propre à maintenir ce tronçon à l'état supraconducteur.

A titre d'exemple, pour un diamètre externe  $D$  de 1 m pour la surface tronconique 17 y compris la collerette réfléchissante 17A dont elle est classiquement munie (elle est en pratique constituée d'un matériau à haut coefficient de spécularité tel qu'aluminium poli) et une profondeur globale  $h$  (écran 20 + surface 17) de 0,4 m, la structure porteuse 28 étant en aluminium, la température de la surface pare-soleil 17 est ici d'environ 158 K maximum

et celle de l'étage froid de 78 K, celle de l'étage intermédiaire 28 étant de 100 K environ, ce qui maintient bien le tronçon 26 en  $\text{YBaCu}_3\text{O}_{6+x}$  à l'état supraconducteur.

Les conducteurs classiques 25 sont par exemple  
5 formés de câbles montés parallèlement sur un support souple, avantageusement réalisé en un matériau classique appelé "KAPTON", avec un revêtement du type écran thermique, de tout type connu approprié.

La figure 3 représente une variante de  
10 réalisation du système d'isolation thermique et d'alimentation électrique de la figure 2, où les éléments similaires à ceux de la figure 2 portent des numéros de référence qui s'en déduisent par addition du nombre 20.

Dans cette figure 3, l'étage froid est dans une  
15 enceinte froide couplée thermiquement, non plus à un système de refroidissement passif mais à un système de refroidissement actif (machine frigorifique) repéré 50 comportant un doigt froid 51 pénétrant jusqu'à proximité des détecteurs, dont un seul est schématisé en 34. En  
20 outre, ce dispositif de la figure 3 se distingue du cas de la figure 2 par le fait que le tronçon supraconducteur est lui-même divisé en un tronçon intermédiaire 52 et un tronçon 53 connectés par un connecteur 54, par exemple  
25 similaire au connecteur 27 de la figure 2, porté par l'enceinte froide de l'étage froid 35. La structure intermédiaire 48 est ici une boîte fermée à laquelle l'enceinte de l'étage froid 35 est fixée par des entretoises 55. A titre d'exemple, la température de l'étage froid est de 20 K et celle de l'étage intermédiaire, 80 K.

La figure 4 représente, de manière plus  
30 schématique, un autre dispositif d'alimentation et d'isolation, destiné à un satellite stabilisé selon trois axes suivant une orbite héliosynchrone.

Le principe d'une telle orbite héliosynchrone  
35 est rappelé à la figure 5, dans le cas d'un calage du noeud descendant à 10h30. Le satellite repéré 100 dans son

ensemble décrit l'orbite héliosynchrone 101 avec la vitesse  $v$  qui, à l'instant considéré, est parallèle à l'axe  $Y$  lié au satellite 101 et à l'axe **NORD-SUD**. A ce satellite sont par ailleurs liés un axe  $Z$  dirigé à l'opposé de la Terre et un axe  $X$  constituant avec les axes précités un trièdre ( $X$ ,  $Y$ ,  $Z$ ) direct.

La ligne  $L1$  désigne une tangente à la Terre et passant par le satellite, en faisant un angle de  $28^\circ$  par rapport à  $-X$  (cas d'une orbite basse d'altitude de l'ordre de 800 km). La ligne  $L2$  est la ligne de référence formée par la projection de la direction Terre-Soleil sur le plan équatorial par rapport à laquelle sont repérés l'angle  $\alpha$  avec l'axe  $Z$ , et l'incidence  $\delta$  du Soleil. Enfin, la ligne  $L3$  est la projection dans le plan de l'orbite du satellite de la direction du Soleil.

Ce satellite 100 comporte sur sa face orientée  $-X$ , c'est-à-dire sa face non exposée au Soleil, un radiateur repéré 102 de géométrie classique en soi et représenté aux figures 4 et 6 et 7. L'angle  $\beta$  de la figure 6, entre le plan de l'ouverture 102A de ce radiateur et le plan des axes  $Y$  et  $Z$ , vaut ici  $15^\circ$ .

Sur cette figure 6, il apparaît que ce radiateur 102 comporte une surface radiative froide 103, une surface concave réfléchrice 104 coiffant en partie cette surface radiative froide, et une surface réfléchrice externe 105 ; ces deux surfaces réfléchrices 104 et 105 protègent la surface radiative froide 103 vis à vis respectivement des flux thermiques, solaires et terrestres. Les orientations respectives classiques des diverses surfaces et lignes, par rapport aux axes, y sont chiffrées à titre d'exemple ; les surfaces 103 et 105 sont approximativement orientées selon une direction tangente à l'enveloppe de la Terre vue du satellite (ici la direction  $L1$ ). L'effet de ces surfaces apparaît sur la figure 7 où le rayon  $R1$  représente un éventuel rayonnement solaire direct et  $R'1$  représente le rayonnement solaire réfléchi ;  $R2$  est

un rayonnement infrarouge terrestre et d'albedo direct, tandis que  $R2'$  est le rayonnement terrestre réfléchi ;  $R3$  est un rayonnement diffus et  $R3'$  est le rayonnement diffus réfléchi.

5 Si l'on revient au schéma de principe de la figure 4, où les éléments similaires à ceux de la figure 2 ont des chiffres de référence augmentés de 50, on voit, selon l'invention, des fils classiques 75 connectés par un connecteur 77 à un tronçon supraconducteur 76 aboutissant à  
10 un étage froid contenant des détecteurs (non représentés, par plus que les écrans thermiques) situés sous la surface froide 103, le connecteur 77 étant porté par une structure porteuse non représentée couplée à une partie de la surface 103 en sorte d'assurer une thermalisation du tronçon  
15 supraconducteur à une température propre à maintenir l'état supraconducteur.

En fait, cette forme de réalisation ne diffère guère de celle de la figure 2 que par la forme des surfaces protectrices externes 104, 105 au lieu de 17. Des exemples  
20 de température réelles sont reportés sur cette figure 4.

Les avantages de l'invention ressortent par exemple des considérations suivantes.

Les conductivités thermiques ( $K_t$  en W/m/K) de quelques matériaux utilisables pour des fils conducteurs  
25 sont indiquées dans le tableau 1 annexé.

En fait, parmi les matériaux ayant, en outre du  $YBaCu_3O_{6+x}$ , une faible conductivité thermique a priori assez tentante, certains ont une gamme d'utilisation trop étroite en fonction de la fréquence de rayonnement : c'est  
30 le cas pour l'acier, voire le laiton (utilisés dans ISO). D'autres sont électriquement défavorables (d'où la limitation à de faibles longueurs, dans le cas du Nickel ou du Manganin par exemple).

Dans le cas de l'utilisation d'un système de  
35 refroidissement passif (figures 1 et 2 par exemple), la surface nécessaire 16 pour l'évacuation de la chaleur est

importante, dépendant directement des entrées thermiques parasites, et l'intérêt de l'invention peut alors être, à performances égales, de permettre une réduction de l'aire de cette surface.

5 Des laboratoires français tels que le Laboratoire Electrique et de Technologie Informatique (LETI) à Grenoble peuvent déjà réaliser des dépôts par photomasquage de  $\text{YBaCu}_3\text{O}_{6+x}$  épitaxié sur des rectangles  $\text{SrTiO}_3$  (isolant électrique et thermique) de  $8 \times 2 \text{ cm}$ . Dans le cas de nouveaux  
10 supraconducteurs dopés au Thallium, les densités de courant critique sur de tels dépôts sont actuellement relativement basses, de l'ordre de  $10^5 \text{ A/cm}^2$ . Avec des profondeurs de dépôt d'environ  $1000 \text{ \AA}$  il est donc possible d'utiliser (pour  $1 \text{ mA}$  de courant) des largeurs de dépôt de  $10 \mu\text{m}$ . En  
15 supposant qu'il y a cette même largeur entre les pistes, pour quarante pistes on obtient le bilan de flux de chaleur suivant (en mW) lié à ce câblage :

	- rayonnement échangé par la surface externe du câble	0,05
20	- conduction Or (revêtement par émissif des câbles)	0,8
	- conduction $\text{YBaCu}_3\text{O}_{6+x}$	$10^{-6}$
	- conduction substrat	0,15
	- thermalisation de l'étage intermédiaire	0,9

25 Ce qui correspond à un total de  $1,90 \text{ mW}$ , à comparer à un flux de l'ordre de  $60 \text{ mW}$  pour un câblage avec des matériaux classiques. Il y a bien sûr d'autres causes de flux de chaleur à évacuer (détecteurs, parasites ...).

30 Si l'on veut traduire ceci en termes de gain d'aire de surface froide (donc de masse), on peut écrire :

$$\frac{A_S}{S_0} = 1 - \frac{\sum P'}{\sum P_0} \approx 35 \%$$

35 où  $S_0$  est la surface à prévoir selon une quelconque solution classique,  $\sum P'$  les flux à évacuer selon l'invention,  $\sum P_0$  les flux qui seraient à évacuer dans la solution

classique considérée ci-dessus. Ce rapport tient compte d'une diminution de surface en équilibre à la température froide et pour la puissance de réjection requise.

Cette valeur théorique est en fait pessimiste 5 puisque l'on ne tient pas compte de la diminution des flux internes de l'écran thermique principal (diminution de la taille des suspensions et des surfaces des écrans thermiques qui "voient" l'ambiance "chaude" du satellite).

Des valeurs de réduction de l'ordre de 50 % 10 sont donc réalistes, voire plus pour des instruments comprenant un plus grand nombre de détecteurs (augmentant ainsi le gain relatif du système proposé), ce qui correspond à la tendance actuelle des systèmes d'observation.

Il en résulte une très nette simplification du 15 système de refroidissement (dans le cas "passif" pris en exemple ici) grâce à une diminution sensible des dimensions, donc de la masse, mais également des contraintes d'implantation sur le satellite (place très limitée).

Le même type d'avantage est à attendre dans le 20 cas des figures 4 à 7 (système de refroidissement passif en orbite basse héliosynchrone).

Dans le cas d'un système de refroidissement 25 actif, les avantages se traduisent par l'obtention d'une température plus basse pour les détecteurs ou bien une consommation électrique plus faible de la machine frigorifique.

Dans le cas d'un système de refroidissement à 30 fluide cryogénique, la diminution de la charge thermique se traduit là encore par une diminution de la température des détecteurs, ou bien une augmentation de la durée de vie du système (grâce à une réduction du taux de perte du fluide cryogénique).

Il va de soi que la description qui précède n'a 35 été proposée qu'à titre d'exemple non limitatif et que de nombreuses variantes peuvent être proposées par l'homme de l'art sans sortir du cadre de l'invention.

		$K_T \quad (W/m/K)$					
T (K)	YBaCu <sub>3</sub> O <sub>6+x</sub>	Cu commerc.	Cu Ultra pure	Nickel	Manganin	Laiton	Acier
4	0,25	-	11300	254	0,5	0,576	0,3
20	1,5 - 6	1020	10500	836	3,2	13	2
80	2,5 - 9	570	570	695	11,6	42	8
130	2,5 - 9	450	450	136	14,8	80,8	10,7

Tableau 1

REVENDEICATIONS

1. Véhicule spatial (1, 100) muni d'un système de détection de rayonnements comportant un étage froid (15, 35) contenant des détecteurs (14, 34) pour ces rayonnements et un dispositif de traitement de signal (19, 39) auxquels ces détecteurs sont connectés par des fils électriquement conducteurs (18, 38, 68), un écran thermique principal (20, 40) traversé par ces fils et isolant cet étage froid vis à vis du reste du véhicule spatial, y compris ce dispositif de traitement de signal, et un système de refroidissement (16, 16A, 16B, 17, 50, 51, 103, 104, 105) destiné à maintenir cet étage froid à une température inférieure à celle du reste du système de détection, caractérisé en ce que à l'intérieur de cet écran thermique principal est disposé un écran thermique intermédiaire (22, 42) séparant, à l'intérieur de l'écran thermique principal, un volume intermédiaire (23, 43) et un volume froid (24, 44) contenant respectivement un étage intermédiaire (28, 48) et l'étage froid (14, 34), ces étages étant tous deux couplés thermiquement au système de refroidissement, et en ce que ces fils électriquement conducteurs comportent au moins un premier tronçon (25, 45, 75) connecté au moins indirectement au dispositif de traitement de signal et un second tronçon (26, 46, 76) connecté au moins indirectement aux détecteurs et réalisé en un matériau supraconducteur ayant aux environs de sa température critique, une conductivité thermique inférieure à 10 W/m/K environ, ces premier et second tronçons étant connectés par un connecteur de jonction (27, 47, 77) situé à l'intérieur du volume intermédiaire et couplé thermiquement à une pièce intermédiaire (28, 48) elle-même couplée thermiquement au système de refroidissement et ayant une température inférieure à ladite température critique.

2. Véhicule spatial selon la revendication 1, caractérisé en ce que le matériau supraconducteur dont est constitué le second tronçon est du type Y-Ba-Cu-O.

3. Véhicule spatial selon la revendication 2, caractérisé en ce que ce matériau supraconducteur est  $\text{YBaCu}_3\text{O}_{6+x}$ .

5 4. Véhicule spatial selon l'une quelconque des revendications 1 à 3, caractérisé en ce que ce véhicule spatial est un satellite comportant une face destinée à rester en permanence en regard de l'espace froid, et en ce que le système de refroidissement (16, 16A, 16B, 17, 104, 105) comporte une surface froide radiative (16, 103) au  
10 moins approximativement parallèle à cette face et couplée thermiquement pour partie à l'étage froid et pour partie à l'étage intermédiaire, cette surface froide radiative étant entourée au moins en partie par une surface réfléchissante (17, 104) la protégeant contre des entrées thermiques  
15 externes.

5. Véhicule spatial selon la revendication 4, caractérisé en ce que ce véhicule spatial est un satellite destiné à être stabilisé sur une orbite terrestre géosynchrone ou géostationnaire, un axe de référence (Y-Y) de ce  
20 satellite étant destiné à être aligné selon la direction NORD-SUD, cette surface froide radiative (16) étant transversale à cette direction NORD-SUD.

6. Véhicule spatial selon la revendication 4, caractérisé en ce que ce véhicule spatial est un satellite  
25 en orbite héliosynchrone autour de la Terre, la surface froide radiative (104) ayant une orientation propre à minimiser les entrées thermiques en provenance de la Terre et du Soleil.

7. Véhicule spatial selon la revendication 5, caractérisé en ce que la pièce intermédiaire est une structure porteuse (28) couplée à une partie périphérique (16B) de la surface froide radiative entourée de la surface réfléchissante (17), l'étage froid étant couplé à une  
30 portion centrale de cette surface froide radiative.

8. Véhicule spatial selon l'une quelconque des revendications 1 à 3, caractérisé en ce que le système de

refroidissement est une machine frigorifique (50) comportant un doigt froid traversant les écrans thermiques principal et intermédiaire (40, 42).

9. Véhicule spatial selon la revendication 8, 5 caractérisé en ce que le second tronçon (46) est lui-même formé de deux tronçons (52, 53) reliés par un connecteur (54) par lequel ces tronçons sont couplés thermiquement à une enceinte fermée plus petite et contenant l'étage froid.

10. Véhicule spatial selon la revendication 8 ou la revendication 9, caractérisé en ce que la pièce intermédiaire est une enceinte fermée (48) à laquelle une enceinte fermée plus petite et contenant l'étage froid est fixée par des entretoises.

11. Véhicule spatial selon l'une quelconque des 15 revendications 1 à 3, caractérisé en ce que la pièce intermédiaire est une structure mécanique à laquelle est fixé ledit connecteur.

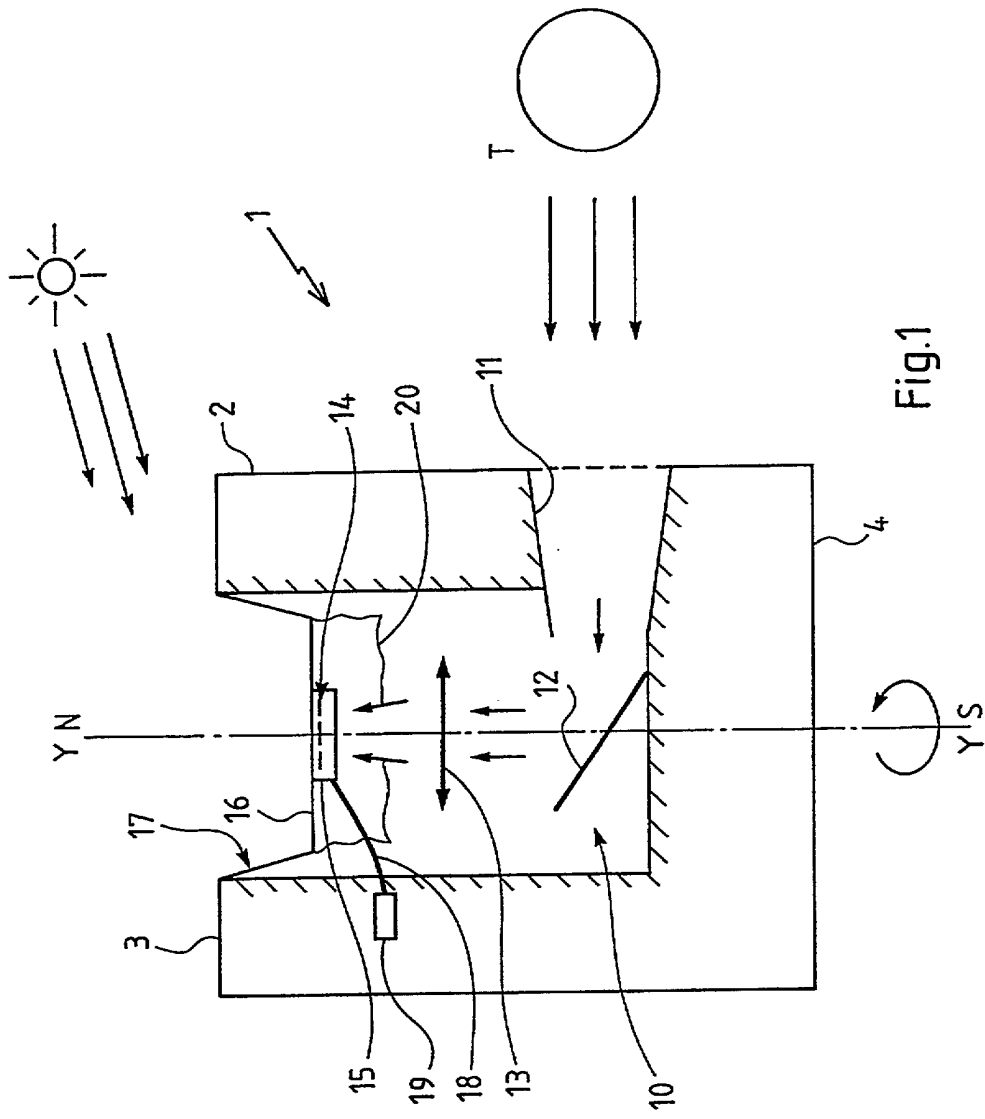


Fig.1

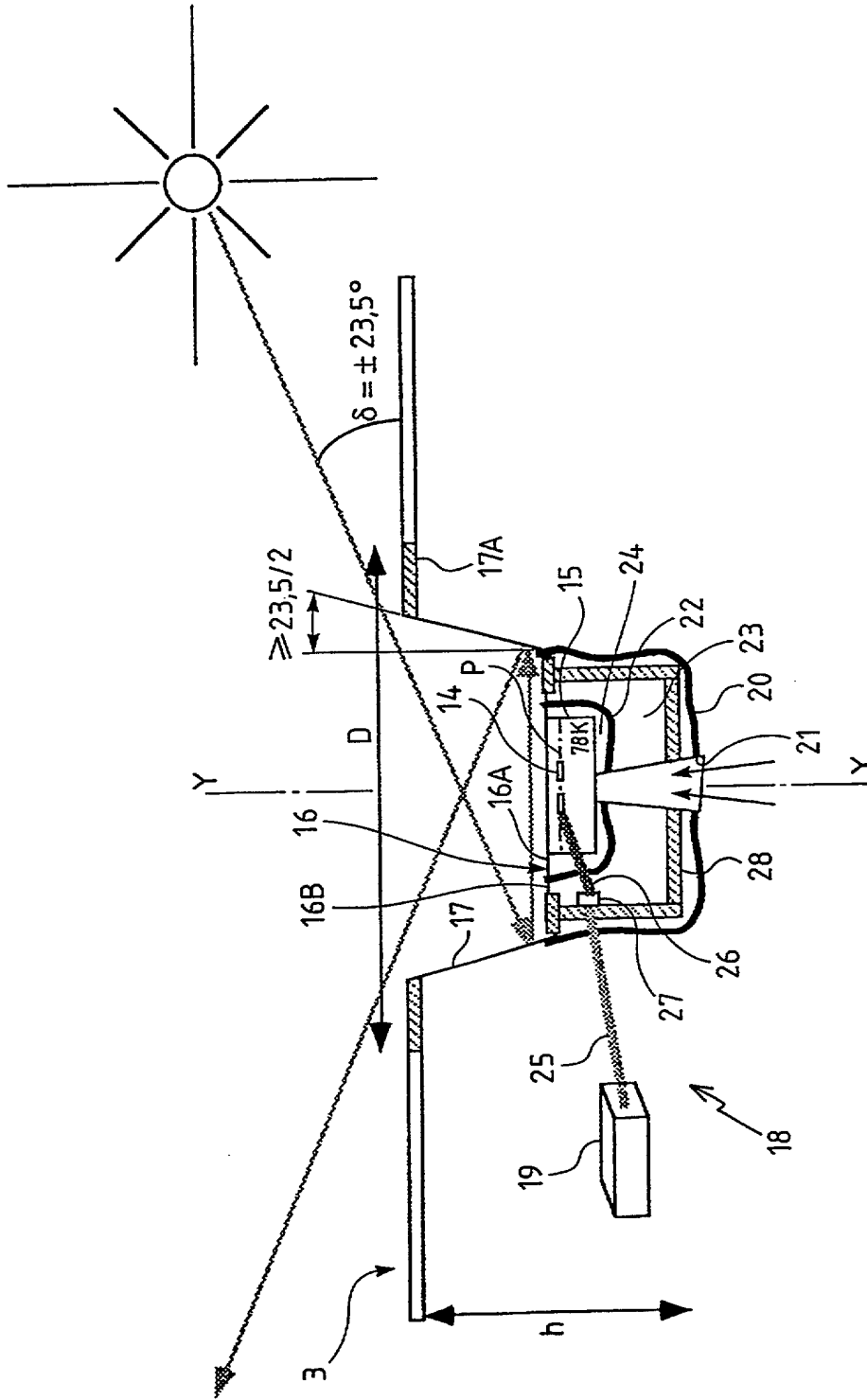


Fig.2

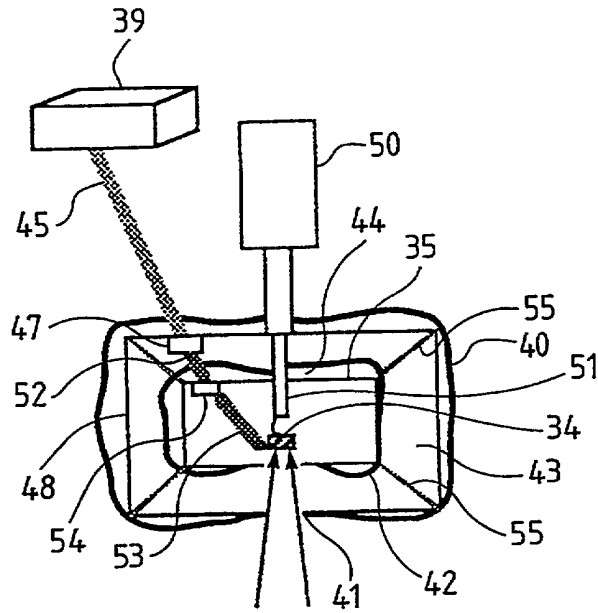


Fig.3

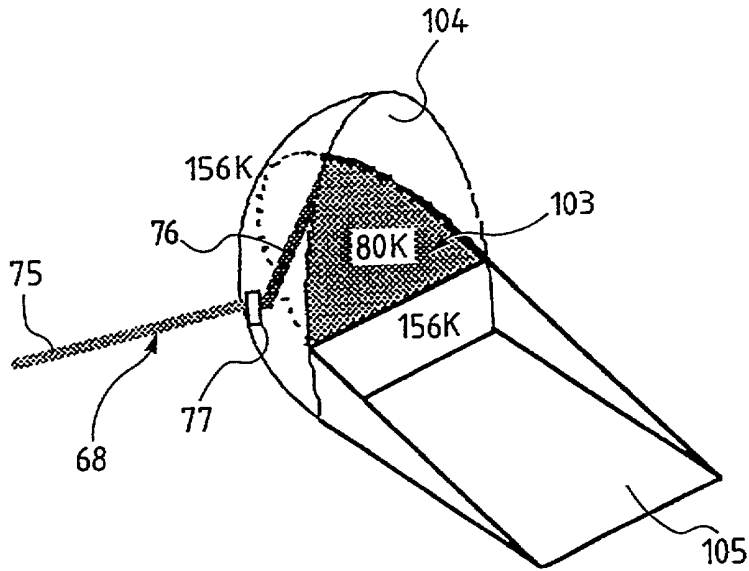


Fig.4

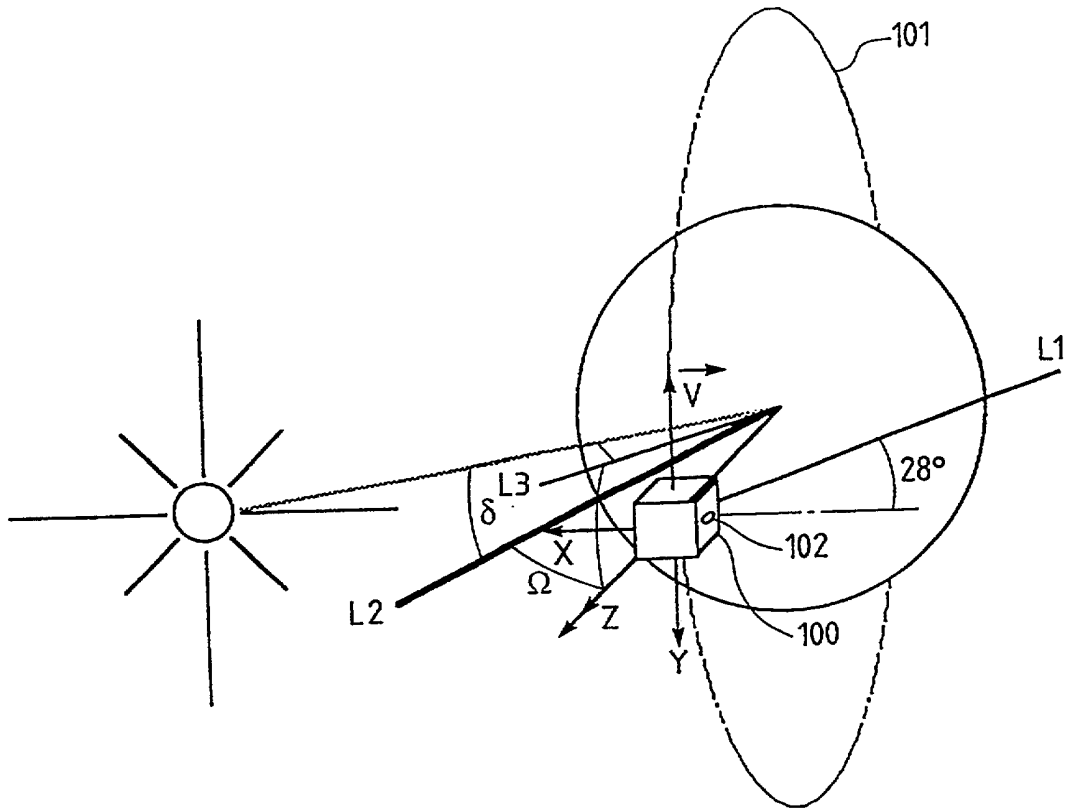


Fig.5

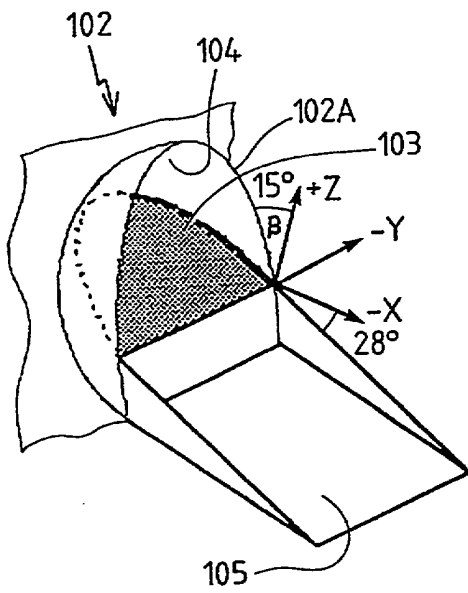


Fig.6

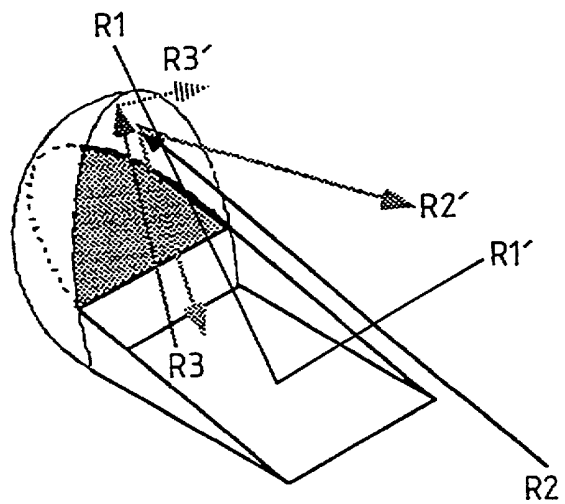


Fig.7

INSTITUT NATIONAL  
de la  
PROPRIETE INDUSTRIELLE

RAPPORT DE RECHERCHE  
établi sur la base des dernières revendications  
déposées avant le commencement de la recherche

N° d'enregistrement  
national

FR 9113268  
FA 468408

DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS		Revendications concernées de la demande examinée
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes	
A	EP-A-0 271 370 (CENTRE NATIONAL D'ETUDES SPATIALES) * colonne 1, ligne 53 - colonne 2, ligne 5 * * colonne 2, ligne 29 - colonne 3, ligne 13 * * colonne 4, ligne 39 - ligne 44; figures 1-2,4 * ---	1,4-5
A	PATENT ABSTRACTS OF JAPAN vol. 15, no. 74 (E-1036)(4602) 21 Février 1991 & JP-A-2 295 175 ( MITSUBISHI ELECTRIC CO. ) 6 Décembre 1990 * abrégé *	1-3
A	EP-A-0 445 010 (AEROSPATIALE SOCIETE NATIONALE INDUSTRIELLE) * colonne 2, ligne 9 - ligne 42 * * colonne 10, ligne 37 - colonne 11, ligne 10; figures 1,9-11,17 *	1,4-5
A	CRYOGENICS. vol. 28, no. 2, Février 1988, GUILDFORD GB pages 137 - 141; P.V.MASON; 'LONG-TERM PERFORMANCE OF THE PASSIVE THERMAL CONTROL SYSTEMS OF THE IRAS SPACECRAFT' * le document en entier *	1,4
A	FR-A-2 648 782 (AEROSPATIALE SOCIETE NATIONALE INDUSTRIELLE) * page 2, ligne 8 - page 5, ligne 23 * * page 7, ligne 12 - page 8, ligne 34; figures 1-2 *	1-3
		DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHES (Int. Cl.5)
		B64G H01B H01R F17C H01L
Date d'achèvement de la recherche		Examinateur
02 JUILLET 1992		RIVERO C. G.
CATEGORIE DES DOCUMENTS CITES		
<p>X : particulièrement pertinent à lui seul Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un autre document de la même catégorie A : pertinent à l'encontre d'au moins une revendication ou arrière-plan technologique général O : divulgation non-écrite P : document intercalaire</p> <p>T : théorie ou principe à la base de l'invention E : document de brevet bénéficiant d'une date antérieure à la date de dépôt et qui n'a été publié qu'à cette date de dépôt ou qu'à une date postérieure. D : cité dans la demande L : cité pour d'autres raisons ..... &amp; : membre de la même famille, document correspondant</p>		