PCT ORGANISATION MONDIALE DE LA PROPRIETE INTELLECTUELLE
Bureau international

DEMANDE INTERNATIONALE PUBLIEE EN VERTU DU TRAITE DE COOPERATION EN MATIERE DE BREVETS (PCT)

(51) Classification internationale des brevets 5 :		(11) Numéro de publication internationale:
B64G 1/24	A2	WO 92/09479
		(43) Date de publication internationale: 11 juin 1992 (11.06.92)

(21) Numéro de la demande internationale: PCT/FR91/00938

(22) Date de dépôt international: 26 novembre 1991 (26.11.91)

(30) Données relatives à la priorité:
90/15050 30 novembre 1990 (30.11.90) FR

(71) Déposant *(pour tous les Etats désignés sauf US):* AEROSPATIALE SOCIETE NATIONALE INDUSTRIELLE [FR/FR]; 37, boulevard de Montmorency, F-75016 Paris (FR).

(72) Inventeurs; et
(75) Inventeurs/Déposants *(US seulement) :* FLAMENT, Patrick [FR/FR]; 32, chemin des Vallons, F-06110 Le Cannet (FR). PERDU, Michel [FR/FR]; Leï Bastides N°7, Les Adrets de l'Estérel, F-83600 Fréjus (FR). PORTIER, Jean [FR/FR]; 45, avenue de Grasse, F-06400 Cannes (FR). BRUNET, Pierre [FR/FR]; 45, chemin de la Calanque, F-06810 Auribeau-s/-Siagne (FR).

(74) Mandataire: RINUY, SANTARELLI; 14, avenue de la Grande-Armée, F-75017 Paris (FR).

(81) Etats désignés: AT (brevet européen), BE (brevet européen), CA, CH (brevet européen), DE (brevet européen), DK (brevet européen), ES (brevet européen), FR (brevet européen), GB (brevet européen), GR (brevet européen), IT (brevet européen), JP, LU (brevet européen), NL (brevet européen), SE (brevet européen), SU+,US.

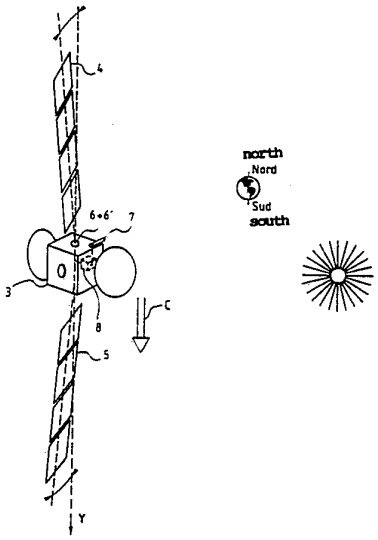
Publiée
Sans rapport de recherche internationale, sera republiée dès réception de ce rapport.

(54) Title: METHOD FOR CONTROLLING THE PITCH ATTITUDE OF A SATELLITE BY MEANS OF SOLAR RADIATION PRESSURE, AND A SATELLITE, FOR IMPLEMENTING SAME

(54) Titre: PROCEDE DE CONTROLE D'ATTITUDE EN TANGAGE D'UN SATELLITE GRACE A LA PRESSION DE RADIATION SOLAIRE ET SATELLITE ADAPTE A SA MISE EN ŒUVRE

(57) Abstract

A satellite comprises at least one surface (4, 5) intended mainly for exposure to solar radiation and extending away from the satellite in a predetermined direction (Y), an on-board computer (8) having connected thereto an attitude sensing system (7), an orbit control system for imparting thrust to the satellite along predetermined axes, and an attitude control system. Said satellite further comprises a device (6') for controlling the tilt of said surface in parallel with a plurality of planes containing said predetermined direction (and therefore particularly in parallel with the plane of a solar panel forming said surface). Said tilt control device is controlled by said on-board computer. Said tilting can generate a moment of pitch or relocate the centre of gravity onto the axis of the orbit control system.



(57) Abrégé

Un satellite comporte au moins une surface (4, 5) destinée principalement à être soumise au rayonnement solaire et s'étendant à partir du satellite selon une direction donnée (Y), un calculateur de bord (8) et, connectés à ce dernier, un système (7) de détection d'attitude, des moyens de contrôle d'orbite adaptés à appliquer au satellite des poussées selon des axes donnés et des moyens de contrôle d'attitude. Ce satellite comporte en outre des moyens (6') de commande en basculement de ladite surface parallèlement à une pluralité de plans contenant ladite direction donnée (donc notamment parallèlement au plan d'une aile de générateur solaire lorsque celle-ci constitue ladite surface). Ces moyens de commande en basculement étant commandés par ledit calculateur de bord. Ce basculement peut servir à générer un couple de tangage ou à amener le centre de gravité sur l'axe des moyens de contrôle d'orbite.

+ Voir au verso

+ DESIGNATIONS DE "SU"

Toute désignation de "SU" produit ses effets dans la Fédération de Russie. On ignore encore si une telle désignation produit ses effets dans les autres Etats de l'ancienne Union soviétique .

UNIQUEMENT A TITRE D'INFORMATION

Codes utilisés pour identifier les Etats parties au PCT, sur les pages de couverture des brochures publiant des demandes internationales en vertu du PCT.

AT	Autriche	**ES**	Espagne	**MG**	Madagascar
AU	Australie	**FI**	Finlande	**ML**	Mali
BB	Barbade	**FR**	France	**MN**	Mongolie
BE	Belgique	**GA**	Gabon	**MR**	Mauritanie
BF	Burkina Faso	**GB**	Royaume-Uni	**MW**	Malawi
BG	Bulgarie	**GN**	Guinée	**NL**	Pays-Bas
BJ	Bénin	**GR**	Grèce	**NO**	Norvège
BR	Brésil	**HU**	Hongrie	**PL**	Pologne
CA	Canada	**IT**	Italie	**RO**	Roumanie
CF	République Centrafricaine	**JP**	Japon	**SD**	Soudan
CG	Congo	**KP**	République populaire démocratique de Corée	**SE**	Suède
CH	Suisse			**SN**	Sénégal
CI	Côte d'Ivoire	**KR**	République de Corée	**SU+**	Union soviétique
CM	Cameroun	**LI**	Liechtenstein	**TD**	Tchad
CS	Tchécoslovaquie	**LK**	Sri Lanka	**TG**	Togo
DE+	Allemagne	**LU**	Luxembourg	**US**	Etats-Unis d'Amérique
DK	Danemark	**MC**	Monaco		

Procédé de contrôle d'attitude en tangage d'un satellite grâce à la pression de radiation solaire et satellite, notamment à propulsion électrique, adapté à sa mise en oeuvre

L'invention concerne le contrôle de l'attitude autour de ses trois axes d'un satellite, généralement géostationnaire, stabilisé autour de ses trois axes, avec une possible compensation de couples perturbateurs agissant sur le satellite autour des axes roulis/lacet durant les manoeuvres de contrôle d'orbite.

Elle concerne également la configuration générale de satellites stabilisés en attitude autour de leurs trois axes géométriques en orbite géostationnaire, qu'ils soient à utilisation civile ou militaire, commerciale ou scientifique, voire mixte.

Un satellite représente ici tout objet artificiel évoluant dans le système solaire, cet objet pouvant être :

- sur une orbite de la terre ou d'une quelconque autre planète ou objet du système solaire,
- sur une orbite solaire, éventuellement de transfert entre deux planètes.

On sait que, sur son orbite, un satellite est soumis à des couples perturbateurs qui nécessitent de contrôler son attitude. Leurs causes les plus importantes sont :

- la dissymétrie par rapport au centre de gravité (dans

l'espace on parle plutôt du centre de masse) des effets de la pression de radiation solaire (en raccourci : pression solaire) due à l'incidence (différence par rapport à 90°) de l'axe de tangage du satellite par rapport au soleil, aux différences de réflectivité des éléments du satellite et aux dissymétries géométriques du satellite,

- l'action du champ magnétique local (par exemple terrestre),
- l'influence aérodynamique de l'environnement (pour les orbites basses),
- la distance du centre de gravité du satellite à l'axe du vecteur poussée résultant des moteurs utilisés pour modifier l'orbite du satellite.

On peut ainsi distinguer :

- des perturbations liées à l'environnement : effet de pression solaire, de l'interaction du dipôle magnétique du satellite avec le champ magnétique environnant, gradient de gravité ... Ces perturbations sont faibles mais sont appliquées en permanence sur le satellite (ordre de grandeur = 10^{-5}N.m),
- des perturbations liées au mésalignement du vecteur poussée des propulseurs chimiques de contrôle d'orbite par rapport au centre de gravité du satellite. Ces perturbations sont plus importantes mais limitées dans le temps (ordre de grandeur = 10 N.m.s. par jour pour un satellite géostationnaire).

Aussi, il est indispensable de prévoir des moyens pour contrôler l'attitude d'un satellite sur son orbite. On a déjà prévu à cet effet divers moyens actifs, qui mettent respectivement en oeuvre plusieurs roues à réaction ou des tuyères à éjections de matière, mais :

- l'utilisation du principe d'une éjection de masse entraîne la nécessité d'emporter une réserve de masse, ce qui alourdit le satellite lors de son lancement,
- l'utilisation de tuyères à jet de gaz entraîne de fortes perturbations qui excitent les modes souple et de nutation

du satellite, dégradant ainsi sa précision de pointage,
- l'utilisation de tuyères de faible poussée telle que tuyère ionique ou tuyère à ionisation par arc électrique est très consommatrice de puissance électrique et nécessite des phases de préchauffage qui dissuadent généralement l'homme de métier de les utiliser pour le contrôle d'attitude,
- l'utilisation de roues à réaction ne se suffit pas à elle-même car elles doivent de temps à autre être désaturées (leur vitesse doit être rapprochée de sa valeur nominale) et cette désaturation nécessite l'application d'un couple extérieur au satellite.

Aussi, lorsque l'on désire contrôler l'attitude d'un satellite pour un budget de masse optimal, on tire profit des forces perturbatrices dues :
- à la pression solaire (par l'orientation convenable de surfaces liées au satellite),
- ou au champ magnétique local, par exemple terrestre, (par la création de dipôles magnétiques à bord du satellite par des couples de courant).

Divers documents ont déjà proposé de tirer parti de la pression de radiation solaire pour le pilotage de l'attitude ou le contrôle d'orbite (maintien à poste) des satellites, en utilisant des surfaces mobiles orientables à l'aide d'actionneurs spécifiques ou en tirant parti des moteurs d'orientation déjà présents à bord.

Ainsi le brevet FR-2.513.589 décrit un procédé et un dispositif pour aligner avec une direction désirée l'axe de roulis d'un satellite stabilisé par autorotation et muni d'une pluralité de panneaux solaires fixes : des surfaces mobiles sont montées aux extrémités des panneaux ;

. le brevet FR-2.550.757 propose pour la régulation de position de satellites, d'agir sur les panneaux solaires en leur imposant à chacun une courbure ajustable vers l'arrière, donc en les déformant ;

. le brevet FR-2.529.166 concerne un procédé de

maintien en position d'un satellite par la navigation à l'aide de voiles solaires et un véhicule spatial mettant en oeuvre le procédé. Sur ce satellite sont montées des voiles solaires disposées au Nord et au Sud, au bout de mâts parallèles à l'axe Nord-Sud. Ces mâts peuvent tourner sur eux-mêmes et les voiles sont inclinables autour d'axes transversaux à ces mâts ;

. le brevet DE-2.537.577 intitulé "Lager-regelung für Satelliten" enseigne de prévoir au bout des panneaux solaires des surfaces orientables autour de l'axe des panneaux solaires et transversalement à celui-ci ;

. le brevet US-3.304.028 intitulé "attitude control for spacecraft", est similaire au document FR-2.513.589 précité. Il en est de même du document US-3.339.863 ;

. le brevet FR-2.530.046 intitulé "procédé et dispositif de commande d'attitude pour satellite géosynchrone, enseigne de rajouter des surfaces fixes sur les côtés des panneaux solaires ;

. le brevet FR-2.531.547 intitulé "système de contrôle d'attitude d'un satellite géostationnaire", enseigne de jouer sur les orientations relatives des panneaux solaires autour de leurs axes.

Il en est de même du brevet US-4.325.124 intitulé "système for controling the direction of the momentum vector of a geosynchronous satellite" ;

Le document européen 0.295.978 propose un dispositif et un procédé de pointage d'une sonde spatiale vers un corps céleste : on ajoute au satellite des voiles solaires Nord et Sud dissymétriques, soit par leur surface, soit par leurs orientations autour d'un axe Nord-Sud ou par leurs inclinaisons transversalement à cet axe.

Le brevet français 2.522.614 propose une configuration de satellite à moyens solaires perfectionnés, comportant des panneaux solaires orientés transversalement à l'axe Nord-Sud et orientables autour d'axes transversaux

à cet axe Nord-Sud.

Le document US-4.262.867 prévoît des panneaux solaires adaptés à se rétracter partiellement en accordéon, de part et d'autre desquels des voiles solaires sont articulées autour d'axes transversaux à l'axe longitudinal de ces panneaux.

Ces documents concernent des dispositifs de contrôle d'attitude qui utilisent la pression solaire comme moyen d'actionnement. Mais toutes ces solutions ont l'un des défauts suivants :

- soit ils nécessitent l'ajout de surfaces additionnelles, ce qui présente les inconvénients suivants :
  . ces surfaces ajoutées augmentent la masse du satellite,
  . l'ajout de mécanismes spécifiques de déploiement pour ouvrir les surfaces sur orbite entraîne une augmentation de la masse et un risque de panne accru,
  . l'encombrement supplémentaire dû à ces surfaces pénalise le volume du satellite lors du lancement,
- soit ils ne prévoient de piloter l'attitude du satellite que suivant un ou deux axes, nécessitant de prévoir un autre moyen pour contrôler le troisième axe.

Par ailleurs, différents documents ont proposé de déplacer le centre de gravité du satellite pour diminuer les couples perturbateurs liés au mésalignement entre centre de gravité et vecteur poussée des moteurs (ou pression solaire). En particulier, on peut citer :

. le brevet américain 4.684.084 intitulé "spacecraft structure with symmetrical mass center and asymetrical deployable appendages",

. le brevet américain 4.345.728 intitulé "method for controlling the attitude of a spinning spacecraft in presence of solar pressure",

. le brevet américain 3.516.623 intitulé "station keeping system".

Les brevets 3.516.623 et 4.345.728 envisagent,

dans un satellite stabilisé par autorotation de diminuer les couples perturbateurs liés au mésalignement entre centre de gravité et poussée en déplaçant le centre de gravité à l'aide de masses mobiles, ces masses et leurs actionneurs n'ayant pas d'autre fonction.

Quant au brevet 4.684.084, il décrit une configuration de satellite sur lequel les couples perturbateurs liés au mésalignement entre centre de gravité et poussée des tuyères de contrôle d'orbite sont diminués. Le centre de gravité est rapproché de l'axe de poussée par un positionnement convenable (prévu au sol et non réglable en vol) des ailes de générateur solaire après déploiement. Cette configuration permet de garder un centre de gravité à peu près fixe malgré le déploiement d'appendices fortement dissymétriques, sans possibilité de modifier en vol la position des ailes de générateur solaire. Il présente pour inconvénient d'accroître les couples perturbateurs d'origine solaire et de ne rien prévoir pour leur compensation.

Pour ce qui est de la propulsion utilisée en phase opérationnelle sur les satellites stabilisés 3-axes connus à ce jour, notamment aux Etats-Unis, au Japon ou en Europe, elle est purement chimique (par exemple hydrazine ou mélange hypergotique) ou chimique avec apport d'énergie électrique (exemple : hydrazine à réchauffage "Power augmented catalytic thruster PACT" ou à arc électrique : "Arcjet"), ou encore ionique ou à plasma pour les corrections d'orbite.

Mais le contrôle d'attitude en est réalisé in fine par des propulseurs chimiques, avec stockage intermédiaire de moment d'inertie dans une ou plusieurs roues à inertie autour de deux ou trois axes.

On peut notamment citer à ce propos les publications suivantes :

- "The attitude determination and control subsystem of the Intelsat V Spacecraft" - Proceedings of the AOCS Con-

ference, Noordwijk, Octobre 1977,
- "Precision attitude control with a single body-fixed momentum wheel" - AIAA Mechanics and Control of Flight Conference - Anaheim, California, Août 1974,
- US Patent 4.949.922 du 21/08/1990 pour "Satellite control system",
- "Systèmes de contrôle d'attitude et d'orbite de satellite : évolution jusqu'aux années 80-90" - L'Aéronautique et l'Astronautique - n°69, 1878-2 - p 33-56.

De même, l'utilisation de la propulsion électrique pour le contrôle d'orbite et même le contrôle d'attitude est largement envisagée à l'heure actuelle, ainsi que cela ressort notamment des publications suivantes :

- "Electric Propulsion Projects and Researches in Japan"- AIAA 20th International Electric Propulsion Conference- Garmisch - Partenkirchen (Germany) - Octobre 1988,
- "Design and integration of an electric propulsion system on the Eurostar spacecraft" - même conférence que ci-dessus,
- "Readiness Appraisial : Ion Propulsion for Communication Satellites" - AIAA 12th International Communication Satellite Systems Conference - Crystal City - March 1988,
- "Chemical and electric propulsion tradeoffs for communication satellites" - Comsat Technical Review Volume 2 Number 1, Spring 1972 - pp 123-145.

En ce qui concerne la propulsion ionique en soi, on peut également citer, notamment :

- FR-2.510.304 (Agence Spatiale Européenne), publié le 28 Janvier 1989 pour "Source ionique à émission de champ, notamment pour propulsion ionique à application spatiales",
- US-3.279.176 (BODEN) publié le 18 Octobre 1966 pour "Ion Rocket Engine",
- US-4.829.784 (BERG et al.) publié le 16 May 1989 pour "Method and system for storing inert gas for electric impulse space drives".

L'invention a pour objet, au prix d'un supplément de masse le plus faible possible, de permettre de tirer parti de la pression de radiation solaire s'appliquant sur les surfaces préexistantes prévues principalement pour être soumises au rayonnement solaire (ailes de générateur solaire et/ou voiles solaires) pour contrôler en tangage l'attitude d'un satellite d'une manière qui soit à la fois fiable et simple tout en étant découplé et compatible avec tout type connu de contrôle d'attitude en roulis/lacet, par exemple fondé également sur la pression de radiation solaire.

Elle a également pour objet, pour réduire la puissance installée nécessaire au contrôle d'attitude, de minimiser les perturbations sur cette attitude induites lors des manoeuvres de contrôle d'orbite, et ce sans pénalité notable ni en masse, ni en fiabilité.

L'invention a également pour objet, à titre subsidiaire, de permettre d'introduire une redondance sur les moteurs d'entraînement des ailes de générateur solaire qui constituent à ce jour des points de panne unique (en anglais : Single Point Failure).

L'invention a comme autre objet de tirer un parti maximum, pour le contrôle d'attitude (sur les trois axes) et d'orbite, de la propulsion électrique (qui a pour gros avantage une bien meilleure impulsion spécifique que la propulsion chimique), d'un système de stockage d'énergie cinétique avantageusement sans rigidité gyroscopique à base de roues de réaction (plus légères que des roues d'inertie gardant un moment cinétique en permanence non nul), et des forces généralement qualifiées de perturbatrices générées par la pression de radiation solaire, pour pouvoir se dispenser de toute propulsion chimique en phase opérationnelle et pour minimiser la masse globale des éléments du satellite spécifiquement destinés au contrôle d'attitude (sur les trois axes) et d'orbite, ce pour un coût modéré (fabrication et lancement) tout en augmentant la fiabilité

globale de ces éléments (grâce à la suppression des risques de fuites liés à la mise en oeuvre de la propulsion chimique).

Elle propose à cet effet un satellite comportant au moins une surface destinée principalement à être soumise au rayonnement solaire et s'étendant à partir du satellite selon une direction donnée, un calculateur généralement embarqué, utilisé pour le contrôle d'attitude (appelé par la suite calculateur de bord) et, connectés à ce dernier, un système de détection d'attitude, des moyens de contrôle d'orbite adaptés à appliquer au satellite des poussées selon des axes donnés et des moyens de contrôle d'attitude, caractérisé en ce qu'il comporte en outre des moyens de commande en basculement de ladite surface parallèlement à une pluralité de plans contenant ladite direction donnée, ces moyens de commande en basculement étant commandés par ledit calculateur de bord avec ou sans intervention du sol.

Selon des dispositions préférées de l'invention :

- ladite surface destinée principalement à être soumise au rayonnement solaire est une aile plane de générateur solaire s'étendant selon la direction donnée et connectée au satellite par un moteur d'entraînement adapté à faire tourner cette aile autour de ladite direction donnée,
- les moyens de commande en basculement comportent ce moteur d'entraînement et un second moteur situé entre ce moteur d'entraînement et l'aile de générateur solaire,
- ce second moteur est un moteur rotatif d'axe incliné selon un angle non nul par rapport à cette direction donnée,
- cet angle non nul est typiquement compris entre 1° et 20°, de préférence entre 2° et 15°,
- en variante, les moyens de commande en basculement comportent un moteur de commande en pivotement d'axe transversal à cette direction donnée,

- ce moteur admet une plage d'utilisation préférentiellement de ± 20° (voire ± 15°) par rapport à cette direction donnée,
- en variante, les moyens de commande en basculement comportent un second moteur de commande en pivotement d'axe transversal à cette direction donnée présentant une inclinaison non nulle avec l'axe du premier moteur de pivotement,
- en variante, les moyens de commande de basculement comportent un moteur linéaire s'étendant suivant une direction inclinée par rapport à la direction donnée et monté sur un côté d'un triangle articulé déformable faisant partie du bras d'éloignement reliant ladite surface au satellite,
- les moyens de contrôle d'orbite comportent des tuyères électriques, par exemple ioniques,
- les moyens de contrôle d'orbite comportent des tuyères à ionisation par arc électrique, ou des tuyères à plasma,
- les moyens de contrôle d'attitude comportent cette surface et les moyens de commande en basculement,
- les moyens de contrôle d'attitude comportent un système à moment cinétique orientable.

L'invention propose également un satellite destiné à être stabilisé en attitude selon des axes de roulis, lacet et tangage sur une orbite terrestre au moins approximativement circulaire autour de l'axe NORD-SUD de la Terre et comportant un corps muni de faces NORD et SUD, un ensemble de détection d'attitude, un calculateur de bord connecté à cet ensemble de détection d'attitude, au moins une aile de générateur solaire s'étendant sensiblement parallèlement à l'axe de tangage et reliée au corps par un dispositif de commande en rotation autour de l'axe de tangage commandés par le calculateur de bord en sorte que cette aile reste en permanence au moins approximativement perpendiculaire au rayonnement solaire, un système de stockage d'énergie cinétique selon au moins trois axes

commandé par le calculateur de bord, et un système de propulsion de contrôle d'attitude et de correction d'orbite commandé par le calculateur de bord, caractérisé en ce que :

- le système de propulsion de contrôle d'attitude et de correction d'orbite est exclusivement électrique, et comporte au moins une première paire de deux propulseurs électriques disposés sensiblement symétriquement par rapport au plan des axes de tangage et de lacet avec des inclinaisons non nulles par rapport au plan des axes de roulis et de lacet et au plan des axes de tangage et de lacet, et des inclinaisons au plus égales à 20° environ par rapport au plan des axes de roulis et de tangage, et

- le satellite comporte en outre, entre ce corps et cette aile de générateur solaire, un dispositif de commande en basculement de cette aile parallèlement à une pluralité de plans contenant l'axe de tangage, ce dispositif de commande en basculement étant commandé par le calculateur de vol.

Selon des dispositions préférées de l'invention éventuellement combinées :

- les propulseurs électriques de ladite première paire sont disposés auprès de l'une des faces NORD et SUD,
- les propulseurs électriques de ladite première paire sont disposés auprès d'arêtes bordant cette face parallèlement à l'axe de lacet,
- les propulseurs électriques sont disposés sensiblement au milieu de ces arêtes,
- le système de propulsion comporte une seconde paire de deux propulseurs électriques disposés sensiblement symétriquement par rapport au plan des axes de tangage et de lacet avec des inclinaisons non nulles par rapport au plan des axes de roulis et de lacet mais de sens contraire de celles des propulseurs de la première paire, des inclinaisons non nulles par rapport au plan des axes de

lacet et de tangage, et des inclinaisons au plus égales à 20° environ par rapport au plan des axes de roulis et de tangage,

- les première et seconde paires de propulseurs électriques sont sensiblement symétriques par rapport au plan des axes de roulis et de lacet,
- le système de propulsion comporte quatre propulseurs électriques seulement,
- chaque propulseur électrique a une inclinaison par rapport à l'axe de roulis dont la valeur absolue est comprise entre 40° et 75°, et une inclinaison par rapport à l'axe de tangage dont la valeur absolue est comprise entre 15° et 65°,
- ce satellite comporte une seconde aile de générateur solaire s'étendant sensiblement parallèlement à l'axe de tangage à l'opposé de la première aile, et reliée au corps par un second dispositif de commande en rotation autour de l'axe de tangage commandé par le calculateur de bord en sorte que cette seconde aile reste en permanence au moins approximativement perpendiculaire au rayonnement solaire, et par un second dispositif de commande en basculement de cette seconde aile parallèlement à une pluralité de plans contenant l'axe de tangage, les dispositifs de commande en basculement des ailes étant commandés conjointement par le calculateur de bord,
- le système de stockage d'énergie cinétique est dépourvu de rigidité gyroscopique permanente, étant formées d'au moins trois roues à réaction à moment cinétique pouvant devenir nul.

Cet aspect de l'invention ne concerne donc ni l'utilisation de la propulsion électrique en soi pour réaliser des manoeuvres de correction d'orbite, ni un système de contrôle d'attitude sans rigidité gyroscopique nominale en soi, mais une combinaison particulière des deux, avec la possibilité (voir ci-dessus) de déplacer transversalement à l'axe de tangage le centre de poussée de

la pression de radiation solaire sur les ailes, qui permet :

1 - de ne jamais utiliser de propulseurs chimiques pendant la phase opérationnelle (en pratique géostationnaire),

2 - de ne monter que quatre propulseurs électriques (il peut même suffire d'en prévoir deux si on les suppose suffisamment fiables) pour assurer, même avec une panne de l'un des propulseurs, les corrections d'orbite dans les directions NORD-SUD (à peu près 50 m/s par an) et EST-OUEST (à peu près 5 m/s par an),

3 - de n'avoir pas besoin de système de repointage ("gimbal") des propulseurs électriques.

En ce qui concerne le point 1, l'utilisation de propulseurs chimiques pendant la phase géostationnaire est en effet indispensable à tous les satellites existants ou envisagés jusqu'ici pour :

- soit contrôler directement de un à trois axes du satellite par l'intermédiaire d'une boucle de réaction détecteur d'attitude-processeur-actionneur chimique,
- soit désaturer les roues à réaction ou à inertie ayant emmagasiné des moments cinétiques autour de un à trois axes du satellite (la boucle de réaction globale est alors : détecteur d'attitude-processeur-stockage de moment cinétique - détecteur de vitesse-actionneur chimique),
- soit pallier aux besoins de toute combinaison axe par axe des deux possibilités (contrôle direct ou stockage intermédiaire).

Le satellite conforme à cet aspect de l'invention utilise la propulsion électrique pour désaturer (rapprocher de zéro) le moment cinétique stocké autour de l'axe de lacet. La désaturation des autres axes (roulis et tangage) est assurée par des moyens classiques, non chimiques, comme l'utilisation de voiles solaires ou des boucles magnétiques. La désaturation du moment cinétique stocké autour de l'axe de lacet est en effet rendue possible par la nécessité d'effectuer des manoeuvres de

correction d'orbite une fois par jour au minimum. Il suffit alors de prévoir la manoeuvre de façon à faire fonctionner l'un des propulseurs électriques plus longtemps que l'autre.

De plus, la propulsion électrique, avec des poussées de 10 à 40 mN (millinewton) par propulseur impose des manoeuvres quotidiennes d'à peu près une heure de durée, à comparer à des manoeuvres bi-hebdomadaires de 100 secondes, typiquement pour des poussées de l'ordre de 10 Newton, avec des propulseurs chimiques.

A bras de levier égal, les moments perturbateurs accumulés pendant une manoeuvre NORD-SUD typique sont donc, à peu près, dix fois moindres pour la propulsion électrique que pour la propulsion chimique, et accumulables dans des roues à réaction par exemple sans nécessiter de roues plus grosses du type roues d'inertie. Par contre, dans le cas de la propulsion chimique, les couples perturbateurs induits par les corrections d'orbite sont tellement élevés que des roues cinétiques ou à réaction ne sont pas capables de s'y opposer.

Seule la propulsion électrique permet l'usage de petites roues à réaction pour l'absorption des moments perturbateurs et donc la conservation de l'attitude du satellite. Par définition, de petites roues à réaction ne confèrent pas de rigidité gyroscopique nominale au satellite : la valeur moyenne sur la vie du satellite du moment cinétique accumulé, axe par axe, est zéro ou très proche de zéro, avec une large bande de variation en valeurs positives et négatives.

En ce qui concerne le point 2, l'utilisation de quatre propulseurs seulement pour assurer, même avec une panne, les corrections d'inclinaison (NORD-SUD) et de dérive (EST-OUEST) est aussi basée sur l'exploitation judicieuse de la propulsion électrique : grâce à son impulsion spécifique très supérieure à celle de la propulsion chimique (de 1500 à 3000 s contre typiquement

300 s), le budget d'ergol pour la correction de dérive devient négligeable (40 à 50 kg typiquement, contre 500 en propulsion chimique) et on peut se permettre de ne pousser qu'avec un seul propulseur au lieu de deux. Si les propulseurs sont adéquatement orientés, les couples perturbateurs résultants pourront être stockés momentanément dans de petites roues à réaction, désaturées plus tard grâce à l'action de couples externes faibles (voiles solaires, bobines magnétiques).

En ce qui concerne la possibilité de jouer par basculement sur l'inclinaison des ailes par rapport à l'axe de tangage, on peut noter les avantages suivants.

On peut donc se permettre la perte fonctionnelle de l'un quelconque des quatre propulseurs sans mettre en danger la mission. Sur les systèmes chimiques actuels, la perte fonctionnelle de l'un quelconque des douze (minimum) propulseurs oblige à condamner entièrement la branche correspondante (six propulseurs) et à ne fonctionner que sur l'autre branche redondante. Une deuxième panne signifie la fin de la mission en propulsion chimique mais seulement, grâce à l'invention, une réduction de la durée de la mission en propulsion électrique.

Pour ce qui est du point 3, les concepts, présentés récemment, d'utilisation de la propulsion électrique à bord de satellite géostationnaires, par exemple le satellite ARTEMIS de l'ESA, nécessitent des systèmes de repointage ("gimbal" en anglais) des propulseurs électriques de manière à les orienter au mieux pour diminuer les couples perturbateurs pendant les manoeuvres. Ces satellites utilisent en effet la propulsion chimique pour éliminer les moments cinétiques accumulés. Les poussées des propulseurs chimiques étant relativement élevées, les impulsions données doivent être très brèves pour ne pas perturber l'attitude du satellite. Cela diminue le rendement global de l'opération, car l'impulsion spécifique de propulseurs chimiques utilisés avec des

impulsions de très courte durée (de l'ordre de la dizaine de millisecondes) est très faible. Pour ne pas être obligé d'embarquer des réserves d'ergol prohibitives, on essaye alors de supprimer la cause primaire, c'est-à-dire les bras de levier des couples perturbateurs, par réorientation en vol des propulseurs électriques.

Notre concept de satellite sans rigidité gyroscopique nominale, parfaitement inadapté à la propulsion chimique pendant les manoeuvres de contrôle d'orbite, est par contre adapté à une lente accumulation de moment cinétique pendant les manoeuvres et à un lent retour vers un moment cinétique global quasiment nul grâce à l'action de couples extérieurs faibles (voile solaire, couples magnétiques).

Selon d'autres dispositions préférées de l'invention, éventuellement combinées :

- certains au moins des propulseurs électriques sont des tuyères ioniques,
- certains au moins des propulseurs électriques sont des propulseurs à plasma,
- ce satellite comporte un système pour le contrôle d'attitude pendant la phase d'injection en orbite géostationnaire ou quasi-géostationnaire, qui est connecté à un même réservoir de mono-ergol que les propulseurs électriques,
- ce satellite comporte un système bi-ergols de propulsion et de contrôle d'attitude pour la phase d'injection en orbite géostationnaire ou quasi-géostationnaire,
- aussi bien le dispositif de commande en rotation que le dispositif de commande en basculement de chaque aile est commandé par le calculateur de bord pour générer des corrections d'attitude selon les trois axes, par utilisation de la pression de radiation solaire sur chaque aile.
- le calculateur de bord est adapté à commander des corrections d'attitude en lacet par les propulseurs électriques.

L'invention propose également un procédé de contrôle d'attitude d'un satellite comportant une surface destinée principalement à être soumise au rayonnement solaire et s'étendant à partir du satellite selon une direction donnée, un dispositif de mesure d'attitude et un calculateur adapté à déterminer la valeur d'un couple de correction d'attitude à appliquer en tangage, caractérisé en ce qu'on bascule ladite surface transversalement au rayonnement solaire en sorte de générer un couple de tangage sensiblement égal au couple de correction d'attitude à appliquer en tangage.

Selon d'autres dispositions préférées de l'invention :

- préalablement à l'application d'une poussée de contrôle d'orbite selon une direction donnée de poussée, on estime l'amplitude et la direction de l'écart du centre de gravité du satellite à cette direction donnée de poussée à partir de perturbations d'attitude lors d'une manoeuvre d'orbite antérieure, et on bascule ladite surface, au moins en partie, parallèlement à un plan contenant la direction donnée selon laquelle s'étend la surface et la direction de l'écart en sorte de rapprocher le centre de gravité de ladite direction donnée de poussée,
- lors de chaque manoeuvre de contrôle d'orbite, on stabilise l'attitude du satellite par action sur un système à moment cinétique orientable puis, avant la manoeuvre de contrôle d'orbite suivante, on bascule ladite surface parallèlement au rayonnement solaire, en sorte de stabiliser le satellite en tangage et de ramener le moment cinétique orientable dans une orientation donnée par rapport au satellite.

Ainsi, dans le procédé de l'invention, on modifie latéralement (par translation transversale à l'axe de tangage) la position du centre de surface des panneaux solaires : de la sorte, la pression solaire provoque un couple en tangage qui permet de contrôler l'attitude, de

désaturer la vitesse de la roue et/ou de compenser le couple perturbateur en tangage.

Le déplacement du générateur solaire peut être obtenu par tous types d'actionneurs connus appropriés, lesquels ne font pas en soi l'objet du présent brevet.

L'intérêt de l'invention réside dans les avantages suivants :

- le pilotage en tangage obtenu ne modifie pas (ou de manière minime) le comportement en roulis/lacet du satellite, ce qui permet d'associer à ce pilotage en tangage tout type de pilotage roulis/lacet connu. En particulier, un pilotage également d'origine solaire utilisant les moteurs d'entraînement des ailes est particulièrement indiqué (voir notamment les demandes de brevet français 89-15732 et 89-17479 respectivement déposées les 29 Novembre et 29 Décembre 1989),
- le déplacement latéral des panneaux solaires entraîne un déplacement du centre de gravité du satellite permettant de l'aligner avec la poussée des moteurs NORD, SUD, EST, OUEST de contrôle d'orbite. Cela permet de diminuer très largement les perturbations roulis/lacet induites lors des manoeuvres de contrôle d'orbite NORD-SUD, et les perturbations en tangage lors des manoeuvres EST-OUEST,
- la masse additionnelle des actionneurs est compensée par l'économie d'ergol obtenue, grâce au renoncement à toute éjection de matière pour le contrôle d'attitude (au moins en tangage) et grâce à la minimisation des perturbations en roulis-lacet lors des manoeuvres de contrôle d'orbite,
- les actionneurs supplémentaires peuvent être utilisés en tant que redondance des moteurs classiques d'entraînement en rotation des ailes de générateur solaire lorsque l'on choisit la configuration où un moteur d'axe légèrement incliné est superposé au moteur d'entraînement ; cette redondance constitue un atout substantiel sur les solutions classiques où les moteurs d'entraînement constituent des points de panne unique,

- l'utilisation de ce concept permet de concevoir un satellite où l'emploi de tuyères à jet de gaz serait abandonné durant la vie orbitale, par exemple au profit de tuyères électriques (ioniques, à ionisation par arc électrique ou à plasma) dédiées au seul contrôle d'orbite. Un tel concept est avantageux :

  . par la précision de pointage permise par l'absence des perturbations dues aux jets des tuyères,

  . par le gain de masse d'ergol qu'il permet de réaliser grâce à la meilleure impulsion spécifique des tuyères électriques par rapport à celle des tuyères à jet de gaz.

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 annexés sur lesquels :

- la figure 1 est une vue schématique dans l'espace d'un véhicule spatial stabilisé autour de ses trois axes en train de décrire une orbite autour de la Terre,

- la figure 2 est un diagramme synoptique d'une logique de contrôle d'attitude d'un satellite conforme à l'invention, intégrant à titre d'exemple l'utilisation du pilotage roulis/lacet proposé dans la demande de brevet français FR-2.655.167 et l'utilisation d'un moment cinétique dont les trois composantes seraient commandables,

- la figure 2A est un schéma synoptique des éléments intervenant dans la mise en oeuvre de la logique de contrôle de la figure 2,

- la figure 3 est une vue schématique en perspective du satellite dans une configuration dans laquelle la pression solaire génère un couple de tangage, orienté suivant l'axe Y du satellite,

- les figures 4, 5 et 6 montrent trois dispositions de roues connues en soi, adaptées, pour la mise en oeuvre de la logique de la figure 2, à générer un moment

cinétique dont les trois composantes sont commandables,

- la figure 7 est une vue de détail de la commande en mouvement d'un panneau solaire d'un satellite conforme à l'invention, utilisant un moteur tournant d'axe faiblement incliné vis à vis du moteur d'entraînement en rotation du panneau,

- la figure 8 en est une variante, utilisant un moteur de commande en pivotement d'axe transversal à l'axe du moteur d'entraînement,

- la figure 9 en est une autre variante, utilisant un triangle déformable articulé pour la liaison du panneau solaire au moteur d'entraînement,

- la figure 10 est une vue schématique de la configuration idéale d'un satellite idéal lors d'une manoeuvre de contrôle d'orbite,

- la figure 11 représente une configuration réelle d'un satellite réel,

- la figure 12 en représente une configuration réelle améliorée grâce à l'invention,

- la figure 13 est une vue en perspective à plus grande échelle du corps de satellite des figures 1 et 3,

- la figure 14 en est une vue en perspective selon la flèche XIV de la figure 13,

- la figure 15 est un schéma du circuit d'alimentation en ergol des propulseurs, et

- la figure 16 est un bloc diagramme du pilotage du satellite des figures 13 et 14.

La figure 1 représente un satellite repéré 1 dans son ensemble, en train de décrire une orbite 2 circulaire autour de la Terre, par exemple de type géostationnaire et d'inclinaison égale au plus à 5°, par exemple 0,5°.

Ce satellite comporte un corps central 3 auquel sont associés trois axes définissant un repère de référence direct lié au satellite :

- un axe X tangeant à l'orbite 2 et de même sens que la vitesse de parcours de l'orbite : il est classiquement appelé axe de roulis,
- un axe Y perpendiculaire au plan de l'orbite 2 et orienté dans le sens NORD-SUD de la Terre : il est classiquement appelé axe de tangage,
- un axe Z perpendiculaire aux axes X et Y et orienté vers la Terre : il est classiquement appelé axe de lacet.

Sur certains satellites, ce système d'axes peut être orienté différemment par rapport à l'orbite et/ou la Terre en fonction des impératifs liés à la mission.

Ce satellite comporte un dispositif de contrôle de l'attitude (voir ci-dessous) grâce auquel il est stabilisé autour de ses trois axes.

Ce satellite comporte ainsi un dispositif de mesure de l'attitude (classique en soi) relié à un circuit de traitement (également classique) qui permet de calculer les corrections que doit appliquer le dispositif de contrôle de l'attitude. Ce dispositif comprend de manière classique (voir figure 3) un détecteur terrestre 7 (par exemple de type à infrarouges) adapté le plus souvent à mesurer l'attitude en roulis et en tangage. Il peut également comprendre des détecteurs solaires, voire stellaires, (non représentés), pour mesurer si nécessaire, notamment l'attitude en lacet. Le circuit de traitement fait en pratique partie d'un calculateur de bord 8, schématisé en pointillés à la figure 3.

De manière également classique, ce satellite comporte un générateur solaire comportant deux ailes 4 et 5 s'étendant respectivement vers le NORD et vers le SUD suivant des axes longitudinaux, ici confondus avec l'axe Y, et orientables par rapport au corps 3, autour d'axes de rotation au moins approximativement confondus avec l'axe Y, sous l'action de deux moteurs d'entraînement commandables séparément, de tout type connu approprié dont l'un porté par la face NORD est désigné par la référence 6 au

sein de l'ensemble 6 + 6' de la figure 3 ; ces moteurs sont normalement destinés à maintenir ces ailes sensiblement en regard du Soleil, perpendiculairement à ses rayons.

Sur certains satellites, le générateur solaire peut n'être composé que d'une seule aile portée par la face NORD ou SUD. Dans ce cas, le satellite peut aussi comporter une voile solaire sur la face opposée (orientable ou symétrique autour d'un axe parallèle à Y) dont le rôle est de rééquilibrer l'ensemble du satellite du point de vue de la position du centre de gravité et de celle du centre de poussée moyen de la pression solaire. Ce type de configurations ne porte pas préjudice à la possibilité d'utiliser la présente invention. Il peut de même y avoir plus de deux ailes ou voiles parallèles à l'axe de tangage.

Dans le présent document, on désigne sous le terme "générateur solaire" l'ensemble d'une ou deux ailes (voire plus), étant précisé que le terme "aile de générateur solaire" désigne les ensembles qui peuvent être orientés par les moteurs d'entraînement, c'est-à-dire les ensembles constitués par :

- le générateur solaire proprement dit, c'est-à-dire l'ensemble des cellules convertissant l'énergie lumineuse en énergie électrique, par exemple, par effet photovoltaïque,
- la structure qui porte l'ensemble de ces éléments,
- les mécanismes liés à cette structure qui permettent de la maintenir stockée avant que le satellite n'atteigne sa position orbitale, de la déployer et de la maintenir déployée,
- tous les éléments additionnels qui, en configuration orbitale, sont fixés à cette structure et dont les rôles sont divers. On peut citer par exemple des volets de protection thermique qui permettent de limiter les pertes thermiques du satellite durant les phases où le générateur solaire n'est pas déployé, ou des surfaces qui permettent d'améliorer le flux lumineux reçu par les éléments

photovoltaïques (par exemple écrans d'uniformisation d'ombre).

Dans certains cas, les radiateurs déployables dont peut être équipé le satellite, peuvent être utilisés en tant que surfaces exposées à la pression solaire.

En pratique, le satellite comporte également divers appendices (tels qu'antennes...) fixes ou à peu près fixes dont l'exposition à la pression solaire, provoque des couples perturbateurs qui s'ajoutent à ceux résultant d'une éventuelle dissymétrie du générateur solaire. C'est ainsi que les satellites de télécommunication comportent généralement une ou plusieurs antennes de transmission : la pression du radiation du faisceau de transmission entraîne un couple perturbateur autour de Y qui s'ajoute à ceux précédemment cités.

De manière également classique le satellite comporte des moteurs de contrôle d'orbite par exemple de type chimique (notés 9 à la figure 2A) dont le rôle est de ramener à intervalle régulier le satellite à sa position nominale dans l'espace. Ce dispositif est rendu nécessaire par la tendance qu'a tout objet en orbite à s'éloigner de son orbite initiale sous l'effet des perturbations diverses, (ainsi notamment pour les satellites géostationnaires, l'attraction de la Lune et du Soleil provoque une inclinaison indésirable de l'orbite tandis que l'anisotropie de la sphère terrestre provoque une dérive vers l'EST ou l'OUEST de la position apparente vis à vis de la Terre du satellite. Dans tous les cas ce système est devenu nécessaire pour modifier l'orbite du satellite lorsque cela est demandé par sa mission, ne serait-ce qu'en fin de vie, pour l'injection en orbite cimetière.

Selon un autre aspect de l'invention qui sera explicité à propos des figures 13 et 14, ce système comporte exclusivement des moteurs électriques ; ce sera précisé plus loin.

Le satellite 1 est muni d'un moyen de contrôle

d'attitude en tangage qui est compatible avec tout autre moyen connu de contrôle du satellite en roulis et lacet, notamment solaire, par exemple d'un type décrit dans l'un des documents déjà cités : les demandes de brevet français FR-2.655.167 et FR-2.656.586, ou les documents FR-2.531.547, FR-2.530.046 ou US-4.325.124. Ainsi que cela apparaît ci-dessous, ce contrôle en tangage est en effet découplé vis à vis du contrôle d'attitude en roulis/lacet.

En outre, la présente invention respecte en particulier la philosophie sous-tendant les enseignements des demandes de brevet visées ci-dessus, incorporées par référence, qui consiste à ne rajouter que le minimum d'éléments au satellite, voire pas du tout.

Couplée à un dispositif de même nature que ceux ci-dessus, la présente invention permet d'obtenir grâce à la pression de radiation solaire un contrôle du satellite autour de ses trois axes.

Ainsi que cela ressort de la figure 3, le couple de contrôle en tangage est obtenu par un basculement contrôlé transversalement au rayonnement solaire de l'une au moins des deux ailes du générateur solaire (et/ou de la voile solaire de rééquilibrage si le satellite n'a qu'une aile). Ce basculement entraîne un déplacement du centre de poussée solaire par rapport à l'axe de tangage Y, et donc génère un couple de tangage.

Lors des manoeuvres de contrôle d'orbite, ce basculement peut aussi être utilisé pour déplacer le centre de gravité des ailes, et donc le centre de gravité du satellite dans son ensemble. Le centre de gravité du satellite peut ainsi être amené à volonté, si nécessaire, sur l'axe du vecteur poussée des moteurs 9 de contrôle NORD-SUD, voire EST-OUEST, ce qui a pour effet de minimiser (voire d'annuler) les perturbations roulis et lacet dues à ce contrôle d'orbite (voir ci-dessous à propos des figures 10, 11 et 12). Dans la pratique, ces couples perturbateurs ne sont pas toujours totalement annulés mais au moins

fortement diminués, permettant ainsi de confier le contrôle d'attitude roulis/lacet durant ces manoeuvres à des actionneurs 9' (tels que des roues à réaction) moins puissants donc moins coûteux en masse que des roues à inertie et qui excitent moins les modes souple et de nutation du satellite : la précision de pointage en sera donc améliorée.

La commande de positionnement du centre de gravité peut être déterminée à partir de l'identification (soit automatiquement, soit par analyse au sol) des perturbations enregistrées au cours des manoeuvres précédentes. Durant ces manoeuvres, le couple de tangage généré par la pression solaire est évidemment négligeable devant les couples perturbateurs générés par les manoeuvres de correction d'orbite et devant l'action des actionneurs destinés à leur compensation ; le contrôle du tangage par basculement cesse donc d'être opérationnel, d'autant que le déplacement du centre de gravité vers l'axe du vecteur poussée peut, dans certains cas, au lieu de corriger l'attitude en tangage, introduire un couple perturbateur supplémentaire. Un autre moyen de contrôle en tangage doit donc être mis en oeuvre, par exemple par variation de vitesse d'une roue que l'on désature par la suite, en attendant la manoeuvre suivante de contrôle d'orbite.

Cela est représenté à la figure 2 qui schématise les deux modes qui alternent.

En mode de contrôle d'orbite (cadre A), on déplace le centre de gravité, à partir de sa position estimée d'après la manoeuvre précédente, vers l'axe du vecteur poussée des moteurs d'orbite. Ensuite, à partir de mesures de l'attitude instantanée, on agit sur un système à moment cinétique commandable 9' (voir la figure 2A) pendant que la poussée de contrôle d'orbite est appliquée.

Les figures 4 à 6 présentent divers systèmes à moments cinétiques commandables connus adaptés à constituer le système 9': ils comportent soit une roue cinétique 10 en

tangage et deux roues à réaction 11 et 12 selon deux axes du plan roulis/lacet, soit une roue cinétique 13 en tangage montée sur un double pivot noté 14 dans son ensemble, soit trois roues à réaction 15, 16 et 17 orientées sur l'axe de tangage et deux axes du plan roulis/lacet. Bien sûr les axes choisis dans le plan roulis/lacet peuvent être les axes de roulis et de lacet. Cette dernière variante ne présente aucune rigidité gyroscopique.

En mode de contrôle d'attitude (cadre B), à partir des mesures d'attitude, d'une estimation des couples perturbateurs et de mesures de l'écart de moment cinétique encore à compenser suite à la précédente manoeuvre de contrôle d'orbite, on commande un basculement des ailes propre à maintenir l'attitude du satellite et à désaturer les roues.

La mise en oeuvre de la logique de contrôle de cette figure 2 pour déterminer l'amplitude du basculement à appliquer aux ailes est à la portée de l'homme de métier.

La figure 2A décrit de manière schématique les éléments intervenant dans la mise en oeuvre de cette logique de contrôle : le calculateur de bord 8 agissant sur les moteurs d'entraînement 6, le(s) moteur(s) de basculement 6', le système à moment cinétique commandable orientable 9' et les moteurs de contrôle d'orbite 9, en fonction de divers signaux provenant de manière connue des détecteurs d'attitude (dont le détecteur 7), du système à moment cinétique orientable 9', voire reçus d'autres éléments du satellité ou envoyés par la Terre.

Dans ce qui précède, on considère l'attitude aussi bien en tangage qu'en roulis et lacet ; le contrôle en roulis et lacet étant avantageusement effectué conformément à la demande FR-2.655.167 déjà citée et incorporée par référence.

Le basculement de l'aile (ou de la voile) parallèlement à son plan peut être obtenu (entre autres solutions possibles) par un moteur 6' décrit par l'une

quelconque des figures 7 à 9 :

- soit par un moteur 20 d'orientation à axe perpendiculaire au plan des panneaux, ce moteur étant rajouté entre le moteur 6 d'entraînement classique des ailes et le bras d'éloignement 21 desdits panneaux (voir figure 8) ; le débattement angulaire est par exemple de ± 5° de part et d'autre de l'axe du moteur 6. La référence 22 représente un tronçon du câble de transmission de la puissance venant du générateur solaire ;
- soit par un moteur à déplacement linéaire 30 (par exemple de type vis sans fin à billes et crémaillère) situé sur une ou plusieurs des barres du bras d'éloignement 31 du générateur solaire (voir figure 9) ; ce bras est alors déformable ;
- soit, et c'est la solution préférée, par l'adjonction d'un deuxième moteur 40 éventuellement identique au moteur d'entraînement de l'aile. Ce moteur est d'axe légèrement incliné (angle α par exemple voisin de 5°) par rapport à celui du moteur d'entraînement (voir figure 7). Dans ce cas, le basculement de l'aile (dont le bras d'éloignement est représenté partiellement en 41) est obtenu par la rotation conjointe des deux moteurs, l'axe longitudinal de l'aile pouvant décrire un cône autour de l'axe de rotation du moteur 6 d'entraînement de l'aile tout en restant sensiblement face à une direction donnée.

Cette dernière solution présente de nombreux avantages, en particulier :

- elle permet avec un seul moteur supplémentaire un déplacement du centre de gravité suivant n'importe quelle direction d'un plan parallèle au plan XZ, ce qui permet non seulement un alignement du centre de gravité sur l'axe NORD-SUD en cas de manoeuvre NORD-SUD de contrôle d'orbite, mais en outre un rapprochement du centre de gravité vers l'axe EST-OUEST lors des manoeuvres EST-OUEST de contrôle d'orbite ;
- elle s'encastre aisément dans la caisse du satellite,

facilitant ainsi l'aménagement du générateur solaire qui n'a pas à être surélevé pour laisser la place aux mécanismes supplémentaires ;

- en cas de panne de l'un des moteurs classiques d'entraînement du générateur solaire, elle offre une redondance correcte grâce à l'ajout de ce moteur d'axe légèrement incliné. Dans cette éventualité, le pilotage en tangage et le positionnement du centre de gravité voient leur efficacité réduite de moitié. Cependant, le satellite est épargné vis à vis des graves conséquences de la perte d'un moteur d'entraînement sur les satellites traditionnels.

Les axes X_S, Y_S et Z_S sont le système d'axes lié au satellite.

La figure 10 représente le cas idéal où le centre de gravité O est exactement dans la position voulue, et l'axe du vecteur poussée des moteurs de poussée NORD-SUD 50 et 51 passe par cette position voulue. Dans ce cas idéal, une manoeuvre de contrôle d'orbite NORD-SUD n'induit directement aucun couple perturbateur.

En réalité, le centre de gravité O' est décalé par rapport à sa position voulue, tandis que l'axe du vecteur poussée des moteurs 50 et 51 ne passe pas exactement par cette position voulue (figure 11). Pour minimiser les couples perturbateurs, l'invention enseigne donc de déplacer le centre de gravité réel vers l'axe de poussée (position O" à la figure 12).

Ainsi, sur un satellite selon la présente invention, il est possible d'abandonner l'utilisation des traditionnelles tuyères à jets de gaz :

- pour le contrôle d'attitude à poste en dehors des manoeuvres de contrôle d'orbite,
- également durant les manoeuvres de contrôle d'orbite, la diminution des perturbations autorisant un contrôle d'attitude par un moyen moins puissant, par exemple par des roues cinétiques ou à réaction. Le moment cinétique emmagasiné dans ces roues peut ensuite être facilement

désaturé par le contrôle d'attitude solaire qui agit en dehors des manoeuvres de contrôle d'orbite.

On appréciera que :

- le basculement d'une ou plusieurs ailes du générateur solaire (ou de la voile opposée au générateur solaire si celui-ci est dissymétrique) peut être utilisé, soit pour créer un couple de contrôle en tangage par l'effet de la pression de radiation solaire sur les ailes du générateur solaire (ou de la voile solaire), soit durant les manoeuvres de contrôle d'orbite pour positionner le centre de gravité du satellite de façon à minimiser les perturbations liées aux écarts qui existent entre ce centre de gravité et le vecteur poussée réelle des moteurs de contrôle d'orbite, ces deux utilisations pouvant être utilisées isolément ou conjointement sur le même satellite ;
- le basculement obtenu par tout type d'actionneur connu, autorise l'utilisation de la pression solaire sur les ailes du générateur solaire pour le contrôle en roulis et en lacet par tout procédé connu et ne relevant pas de la présente invention ;
- le basculement (jusqu'à $\pm$ 15°) peut être obtenu suivant deux directions du plan roulis/lacet lorsqu'on choisit un actionneur en rotation d'axe légèrement incliné par rapport à l'axe du moteur d'entraînement des ailes du générateur solaire (le basculement est obtenu par la rotation différentielle des deux moteurs : le moteur d'entraînement proprement dit et le moteur additionnel ;
- l'angle formé par les axes des deux moteurs est compris entre 2° et 15° ;
- il est prévu d'utiliser le deuxième moteur en tant que redondance du moteur d'entraînement de l'aile s'il est défaillant ;
- le basculement (jusqu'à $\pm$ 15°) peut être obtenu suivant une direction par un actionneur en translation situé sur

une ou plusieurs des barres du bras d'éloignement de l'aile du générateur solaire ;

- le basculement peut aussi être obtenu suivant une direction par un actionneur en rotation d'axe au moins approximativement perpendiculaire au plan des ailes du générateur solaire ;

- en variante non représentée, le basculement peut être obtenu suivant deux directions par deux actionneurs en rotation d'axes différents au moins approximativement perpendiculaires à l'axe du moteur d'entraînement des ailes du générateur solaire ;

- le contrôle d'attitude suivant au moins l'un des axes roulis, tangage et lacet est assuré totalement ou en partie par un système faisant intervenir la pression solaire sur des surfaces liées au satellite ;

- en variante non représentée, le contrôle d'attitude suivant au moins l'un des axes roulis, tangage et lacet est assuré totalement ou en partie par un système faisant intervenir un dipôle magnétique embarqué à bord du satellite ;

- le contrôle d'attitude suivant au moins l'un des axes roulis, tangage et lacet est assuré totalement ou en partie par un système faisant intervenir la variation d'une au moins des composantes du moment cinétique embarqué à bord du satellite ;

- le contrôle d'attitude durant les manoeuvres de contrôle d'orbite est assuré par la variation des trois composantes d'un moment cinétique embarqué, et par la minimisation des perturbations obtenues par l'invention ;

- le contrôle d'attitude en dehors des manoeuvres de contrôle d'orbite est assuré par la pression solaire (aidé éventuellement - variante non représentée - de dipôles magnétiques) ;

- selon une autre variante non représentée, le contrôle d'attitude en dehors des manoeuvres de contrôle d'orbite

est assuré par des dipôles magnétiques (aidé éventuellement de la pression solaire) ;

- le contrôle d'attitude en dehors des manoeuvres de contrôle d'orbite est utilisé pour rapprocher d'une valeur de consigne les composantes du moment cinétique embarqué.
- le satellite est géostationnaire ;
- tout ou partie des moteurs de contrôle d'orbite sont de faible poussée (< 1 Newton) ;
- tout ou partie des moteurs de contrôle d'orbite sont de type ionique ;
- tout ou partie des moteurs de contrôle d'orbite sont de type à ionisation par arc électrique ;
- tout ou partie des actionneurs de contrôle d'orbite sont des surfaces orientables exposées à la pression solaire.

La suite de la description, en regard des figures 13 à 16 concerne le cas où le système de propulsion pour le contrôle d'orbite et d'attitude, en phase opérationnelle, est dépourvu de tout propulseur chimique. Il ne subit donc pas les inconvénients inhérents à la propulsion chimique (risques de fuite, variations brutales d'attitude et/ou possible génération de vibrations). Par contre, on tire parti de la très bonne impulsion spécifique des tuyères électriques (de 5 à 10 fois plus élevée que pour les tuyères chimiques classiques).

Dans une configuration minimale, ce système de propulsion électrique repéré 60 dans son ensemble est constitué de seulement deux propulseurs 61 et 62 (ou 63 et 64) disposés sensiblement symétriquement par rapport au plan des axes Y et Z, avec une inclinaison $\alpha 1$ d'environ 40° par rapport à l'axe de tangage. De manière générale cet angle $\alpha 1$ est compris entre 15° et 65° en valeur absolue (c'est-à-dire son cosinus est, en valeur absolue, compris entre 0,43 et 0,97) tandis que le cosinus de l'inclinaison $\alpha 2$ de ces propulseurs par rapport à l'axe de roulis est, en valeur absolue, compris entre 0,25 et 0,75 (angle compris, en valeur absolue, entre 40° et 75°).

De manière préférée, ces propulseurs sont perpendiculaires à l'axe de lacet. Toutefois des contraintes d'implantation peuvent amener à choisir pour ces propulseurs une inclinaison $\alpha 3$ par rapport à l'axe de lacet dont le cosinus vaille entre -0,35 et 0,35 (angle compris entre 70° et 110°).

De manière avantageuse, ces propulseurs sensiblement disposés auprès des arêtes du corps de satellite qui bordent une même face (ici la face NORD pour les propulseurs 61 et 62) parallèlement à Z ; de préférence, ces propulseurs sont au milieu de ces arêtes.

Une telle paire de propulseurs suffit, tant qu'il n'y a pas de pannes, pour effectuer des corrections d'orbite EST-OUEST (en même temps que sont générées, il est vrai, des poussées parallèles à Y) et les corrections d'orbite nécessaires parallèlement à l'axe Y (le besoin d'une poussée vers le SUD est satisfait par une poussée vers le NORD effectuée une demi-orbite plus tard).

Toutefois, le système de propulsion 60 comporte avantageusement une seconde paire de propulseurs électriques 63 et 64 disposés auprès de la face opposée (face SUD), chacun sensiblement symétrique de l'autre par rapport au plan YZ ; de manière préférée, les deux paires de propulseurs sont symétriques l'une de l'autre par rapport au plan XZ.

Un tel système de propulsion à seulement quatre propulseurs électriques 61 à 64 permet, même en cas de panne de l'un d'entre eux, d'effectuer toutes les opérations nécessaires de correction d'orbite (en utilisant autant que possible ces propulseurs par paires).

Il est toutefois possible, sans sortir du cadre de l'invention, de mettre un nombre supérieur de propulseurs électriques si l'on veut renforcer encore la fiabilité.

En principe, ces propulseurs 61 à 64 ont une orientation fixe par rapport au corps ; on peut toutefois,

dans une version sophistiquée, prévoir de les rendre orientables, mais cela augmente la masse et affaiblit la fiabilité.

Ce satellite comporte un système de stockage d'énergie cinétique sans rigidité gyroscopique, formé par les roues à réaction 15 à 17 de la figure 6, qui sert au stockage momentané d'un moment cinétique global autour d'un axe quelconque. Il leur est en pratique associé des capteurs de vitesse schématisés en 15A, 16A et 17A, adaptés à fournir notamment un signal de vitesse angulaire en tangage.

En fait, le satellite circule sur son orbite de transfert (avant la mise à poste sur son orbite opérationnelle) dans une configuration et une orientation différentes de celles qu'il adopte ensuite, ce qui amène à prévoir un système spécifique de contrôle d'attitude (non représenté aux figures 13 et 14) pour cette phase d'injection ; ainsi que cela ressort de la figure 15, ce système repéré 70 utilise avantageusement des tuyères 71 (représentées aux figures 11 et 12) utilisant le même mono-ergol que les tuyères électriques du système 60 ; ces diverses tuyères sont alimentées à partir du réservoir de stockage 72 à travers des systèmes 73 et 74 de régulation de pression et de débit de tout type connu approprié.

Ce satellite comporte en variante non représentée, un système bi-ergols pour la propulsion et le contrôle d'attitude pour la phase d'injection en orbite opérationnelle (géostationnaire ou non).

Dans l'exemple représenté (voir la figure 14) le satellite est muni sur sa face -Z d'un système de propulsion 80 pour l'injection en orbite géostationnaire ; il peut être à carburant solide.

Le système de propulsion électrique 60 peut participer à l'injection en orbite opérationnelle, géostationnaire ou non.

Pour cette phase d'injection, le satellite de

la figure 14 peut comporter en outre un système additionnel de propulsion électrique comportant ici deux tuyères électriques 90 parallèles à l'axe -Z.

La réduction momentanée à zéro du moment cinétique accumulé par les roues à réaction en orbite opérationnelle, géostationnaire ou non, se fait de préférence (voir ci-dessus), suivant les trois axes X, Y et Z, par utilisation de la pression de radiation solaire sur les ailes, en combinant les actions sur les moteurs 6 et 6'.

En variante des corrections d'attitude en roulis et en lacet peuvent être générées grâce à des boucles magnétiques interagissant avec le champ magnétique terrestre.

Bien entendu la réduction à zéro de la composante du moment cinétique instantanée est aisément obtenue grâce aux propulseurs électriques 61-64 (il suffit d'une différence de durée de poussée entre deux propulseurs devant agir simultanément).

Bien que dans ce qui précède il ait été considéré comme particulièrement intéressant de ne pas avoir de rigidité gyroscopique il doit bien être compris que l'invention se généralise au cas d'un moment cinétique ayant une composante en permanence non nulle, par exemple selon l'axe Y (avec donc une roue d'inertie à moment cinétique en permanence non nul selon cet axe Y, conformément aux figures 4 et 5 par exemple).

Le nombre de roues peut être avantageusement supérieur à 3 pour des raisons de redondance.

A titre d'exemple de réalisation, le satellite représenté est un satellite de télécommunication de 3000 kg au lancement, avec de grands générateurs solaires de 80 m^2, prévus pour fournir 10 kW en fin de vie, c'est-à-dire quinze ans.

Quatre propulseurs ioniques (tels que ceux fournis par MESSERSCHMITT-BOLKOW-BLOHM (MBB) de poussée 100

Millinewton sont placés dans le plan XY, avec un biais de 60° par rapport à l'axe Y. Cette configuration a l'avantage d'assurer un bon rendement pour les poussées NORD ou SUD, et permet également de limiter le couple perturbateur autour de Z à une valeur acceptable par les roues à réaction, en cas de fonctionnement dégradé avec un propulseur en panne. Les roues à réaction au nombre de trois, ont une capacité de ± 15 Nms. Leur mécanique est à base de paliers magnétiques, sans aucun frottement, et seule la partie électrique est redondée, à l'intérieur de chaque roue.

Les générateurs solaires sont orientés sur le Soleil en permanence grâce au dispositif 6 + 6' qui en assure, par jour, un tour du générateur par rapport au satellite et permet également d'incliner de plusieurs degrés (par exemple 7°) l'axe longitudinal du générateur solaire par rapport à l'axe Y du satellite. Ces deux mouvements judicieusement pilotés par le calculateur de bord permettent de désaturer les roues à réaction, c'est-à-dire de les ralentir en créant les couples solaires nécessaires. Il s'agit d'un pilotage solaire sur les trois axes du satellite.

Les mouvements d'orbite ont lieu deux fois par jour, pendant environ une heure, la puissance électrique nécessaire de l'ordre de 1,5 kW est fournie par une batterie, qui se recharge entre deux manoeuvres.

Ce concept de contrôle fin (sans moment cinétique, ni jets de tuyères chimiques) est tel que toute panne ne peut produire que des dérives très lentes du satellite, donc aisément observables et rapidement compensées en commutant la partie défaillante sur sa redondance. Les durées de dépointages sont donc minimisées et la mission est garantie en permanence, ce qui est un avantage fondamental.

Un ensemble de tuyères chimiques n'est utilisé nominalement que pour l'orbite de transfert. Quatre tuyères

chimiques suffisent, mais huit tuyères (non représentées) sont nécessaires pour parer à toute panne. Elles sont regroupées sur la face antiterre, autour du moteur d'apogée. Après les premières semaines de vie du satellite, ces tuyères sont isolées par des électrovannes ce qui supprime tout risque de fuite, et présente un avantage considérable :

- pas d'interventions urgentes des stations de contrôle, toujours délicates en cas de fuite de propergol,
- pas de risque de modification thermique due aux conséquences d'évaporation en cas de fuite,
- pas de risque de réduction de durée de vie, suite à une perte de propergol.

Dans des cas tout à fait exceptionnels de pannes multiples, il est prévu d'ouvrir les électrovannes pour piloter le satellite, pointé sur le Soleil, en mode dit de survie, en attendant les décisions des experts, qui conduirait au retour à un pilotage solaire, tuyères chimiques fermées à nouveau.

Un bilan de masse associé aux quatre propulseurs et à leur combustible, comparé à celui d'un système classique à 12 propulseurs chimiques fait apparaître un gain de 800 Kg environ. En effet, pour un satellite de quatre tonnes au lancement, et de durée de vie de quinze ans, le supplément de masse sèche est de 70 Kg pour les propulseurs électriques, mais le gain de fuel [(propulsion chimique) - (propulsion au Xénon)] est de 900 Kg.

Le bloc diagramme du pilotage est donné à la figure 16. Il est très similaire aux enseignements des figures 2 et 2A.

On appréciera que l'invention propose ici une combinaison originale d'éléments connus en soi et déjà éprouvés en orbite depuis de nombreuses années :

- roues à palier magnétique (satellites SPOT)
- dispositif de rotation des générateurs solaires (tous les satellites géosynchrones).

Il va de soi que la description qui précède n'a 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. Ainsi, très généralement, l'invention s'applique à tout satellite muni d'au moins une surface destinée principalement à être soumise au rayonnement solaire et s'étendant à partir du satellite selon une direction donnée. En outre, l'ordre des moteurs d'entraînement et de basculement peut être inversé, le moteur d'entraînement étant situé entre le moteur de commande en basculement et l'aile de générateur solaire. En particulier, le débattement des moteurs de basculement peut être augmenté sans modifier le principe de l'invention.

L'invention s'applique également à tout satellite dont les calculs nécessaires, en tout ou en partie, seraient effectués au sol.

REVENDICATIONS

1. Satellite comportant au moins une surface (4, 5) destinée principalement à être soumise au rayonnement solaire et s'étendant à partir du satellite selon une direction donnée (Y), un calculateur de bord (8) et, connectés à ce dernier, un système (7) de détection d'attitude, des moyens de contrôle d'orbite (9, 60) adaptés à appliquer au satellite des poussées selon des axes donnés et des moyens de contrôle d'attitude (9'), caractérisé en ce qu'il comporte en outre des moyens (6', 20, 30, 40) de commande en basculement de ladite surface parallèlement à une pluralité de plans contenant ladite direction donnée, ces moyens de commande en basculement étant commandés par ledit calculateur de bord avec ou sans intervention du sol.

2. Satellite selon la revendication 1, caractérisé en ce que ladite surface destinée principalement à être soumise au rayonnement solaire est une aile plane de générateur solaire (4, 5) s'étendant selon la direction donnée et connectée au satellite par un moteur d'entraînement (6) adapté à faire tourner cette aile autour de ladite direction donnée.

3. Satellite selon la revendication 2, caractérisé en ce que les moyens de commande en basculement comporte ce moteur d'entraînement et un second moteur (20, 30, 40) situé entre ce moteur d'entraînement et l'aile de générateur solaire.

4. Satellite selon la revendication 3, caractérisé en ce que ce second moteur est un moteur rotatif (40) d'axe incliné selon un angle non nul (α) par rapport à cette direction donnée.

5. Satellite selon la revendication 4, caractérisé en ce que cet angle non nul est compris entre 2° et 15°.

6. Satellite selon l'une quelconque des revendications 1 à 3, caractérisé en ce que les moyens de commande en basculement comportent un moteur de commande en

pivotement (30) d'axe transversal à cette direction donnée.

7. Satellite selon la revendication 6, caractérisé en ce que ce moteur (30) admet un débattement d'au plus 15° par rapport à cette direction donnée.

8. Satellite selon la revendication 6 ou la revendication 7, caractérisé en ce que les moyens de basculement comportent un second moteur de commande en pivotement d'axe transversal à cette direction donnée présentant une inclinaison non nulle avec l'axe du premier moteur de pivotement.

9. Satellite selon l'une quelconque des revendications 1 à 3, caractérisé en ce que les moyens de commande de basculement comportent un moteur linéaire (40) s'étendant suivant une direction inclinée par rapport à la direction donnée et monté sur un côté d'un triangle articulé déformable reliant ladite surface au satellite.

10. Satellite selon l'une quelconque des revendications 1 à 9, caractérisé en ce que les moyens de contrôle d'orbite comportent des tuyères électriques (61-64).

11. Satellite selon l'une quelconque des revendications 1 à 9, caractérisé en ce que les moyens de contrôle d'orbite comportent des tuyères à ionisation par arc électrique.

12. Satellite selon l'une quelconque des revendications 1 à 11, caractérisé en ce que les moyens de contrôle d'attitude durant les manoeuvres de contrôle d'orbite comportent cette surface et les moyens de commande en basculement.

13. Satellite selon l'une quelconque des revendications 1 à 12, caractérisé en ce que les moyens de contrôle d'attitude durant les manoeuvres de contrôle d'orbite comportent un système à moment cinétique orientable (9').

14. Satellite destiné à être stabilisé en attitude selon des axes de roulis (X), lacet (Z) et tangage

(Y) sur une orbite terrestre au moins approximativement circulaire autour de l'axe terrestre NORD-SUD et comportant un corps muni de faces NORD et SUD, un ensemble de détection d'attitude (7), un calculateur de bord (8) connecté à cet ensemble de détection d'attitude, au moins une aile (4, 5) de générateur solaire s'étendant sensiblement parallèlement à l'axe de tangage (Y) et reliée au corps par un dispositif (6) de commande en rotation autour de l'axe de tangage commandé par le calculateur de bord (8) en sorte que cette aile reste en permanence au moins approximativement perpendiculaire au rayonnement solaire, un système (15, 16, 17) de stockage d'énergie cinétique selon au moins trois axes commandé par le calculateur de bord, et un système de propulsion de contrôle d'attitude et de correction d'orbite (60, 61-64) commandé par le calculateur de bord, caractérisé en ce que :

- le système de propulsion de contrôle d'attitude et de correction d'orbite est exclusivement électrique, et comporte au moins une première paire de deux propulseurs électriques (61-64) disposés sensiblement symétriquement par rapport au plan des axes de tangage et de lacet avec des inclinaisons non nulles par rapport au plan des axes de roulis et de lacet et au plan des axes de tangage et de lacet, et des inclinaisons au plus égales à 20° environ par rapport au plan des axes de roulis et de tangage, et

- le satellite comporte en outre, entre ce corps et cette aile de générateur solaire, un dispositif (6') de commande en basculement de cette aile parallèlement à une pluralité de plans contenant l'axe de tangage, ce dispositif de commande en basculement étant commandé par le calculateur de vol.

15. Satellite selon la revendication 14, caractérisé en ce que les propulseurs électriques (61-64), 51) de ladite première paire sont disposés auprès de l'une des faces NORD et SUD.

16. Satellite selon la revendication 15, caractérisé en ce que les propulseurs électriques (61-64) de ladite première paire sont disposés auprès d'arêtes bordant cette face parallèlement à l'axe de lacet.

17. Satellite selon la revendication 16, caractérisé en ce que les propulseurs électriques sont disposés sensiblement au milieu de ces arêtes.

18. Satellite selon l'une quelconque des revendications 14 à 17, caractérisé en ce que le système de propulsion comporte une seconde paire de deux propulseurs électriques (61-64) disposés sensiblement symétriquement par rapport au plan des axes de tangage et de lacet avec des inclinaisons non nulles par rapport au plan des axes de roulis et de lacet mais de sens contraire de celles des propulseurs de la première paire, des inclinaisons non nulles par rapport au plan des axes de lacet et de tangage, et des inclinaisons au plus égales à 20° environ par rapport au plan des axes de roulis et de tangage.

19. Satellite selon la revendication 18, caractérisé en ce que les première et seconde paires de propulseurs électriques (61-64) sont sensiblement symétriques par rapport au plan des axes de roulis et de lacet.

20. Satellite selon la revendication 18 ou la revendication 19, caractérisé en ce que le système de propulsion comporte quatre propulseurs électriques seulement.

21. Satellite selon l'une quelconque des revendications 14 à 20, caractérisé en ce que chaque propulseur électrique a une inclinaison par rapport à l'axe de roulis dont la valeur absolue est comprise entre 40° et 75°, et une inclinaison par rapport à l'axe de tangage dont le valeur absolue est comprise entre 15° et 65°.

22. Satellite selon l'une quelconque des revendications 14 à 21, caractérisé en ce que ce satellite comporte une seconde aile de générateur solaire s'étendant sensiblement parallèlement à l'axe de tangage (Y) à

l'opposé de la première aile, et reliée au corps par un second dispositif de commande en rotation autour de l'axe de tangage commandé par le calculateur de bord en sorte que cette seconde aile reste en permanence au moins approximativement perpendiculaire au rayonnement solaire, et par un second dispositif de commande en basculement de cette seconde aile parallèlement à une pluralité de plans contenant l'axe de tangage, les dispositifs de commande en basculement des ailes étant commandés conjointement par le calculateur de bord.

23. Satellite selon l'une quelconque des revendications 14 à 22, caractérisé en ce que le système de stockage d'énergie cinétique est dépourvu de rigidité gyroscopique permanente, étant formées d'au moins trois roues à réaction (15, 16, 17) à moment cinétique pouvant devenir nul.

24. Satellite selon l'une quelconque des revendications 14 à 23, caractérisé en ce que certains au moins des propulseurs électriques sont des tuyères ioniques.

25. Satellite selon l'une quelconque des revendications 14 à 24, caractérisé en ce que certains au moins des propulseurs électriques sont des propulseurs à plasma.

26. Satellite selon l'une quelconque des revendications 14 à 25, caractérisé en ce que ce satellite comporte un système (60) pour le contrôle d'attitude pendant la phase d'injection en orbite opérationnelle, qui est connecté à un même réservoir (72) de mono-ergol que les propulseurs électriques.

27. Satellite selon l'une quelconque des revendications 14 à 25, caractérisé en ce que ce satellite comporte un système bi-ergols de propulsion et de contrôle d'attitude pour la phase d'injection en orbite opérationnelle.

28. Satellite selon l'une quelconque des revendications 14 à 27, caractérisé en ce qu'aussi bien le dispositif (6) de commande en rotation que le dispositif (6') de commande en basculement de chaque aile est commandé par le calculateur de bord pour générer des corrections d'attitude selon les trois axes, par utilisation de la pression de radiation solaire sur chaque aile.

29. Satellite selon l'une quelconque des revendications 14 à 27, caractérisé en ce que le calculateur de bord est adapté à commander des corrections d'attitude en lacet par les propulseurs électriques.

30. Procédé de contrôle d'attitude d'un satellite comportant une surface (4, 5) destinée principalement à être soumise au rayonnement solaire et s'étendant à partir du satellite selon une direction donnée (Y), un dispositif de mesure d'attitude (7) et un calculateur adapté à déterminer la valeur d'un couple de correction d'attitude à appliquer en tangage, caractérisé en ce qu'on bascule ladite surface transversalement au rayonnement solaire en sorte de générer un couple de tangage sensiblement égal au couple de correction d'attitude à appliquer en tangage.

31. Procédé selon la revendication 30, caractérisé en ce que, préalablement à l'application d'une poussée de contrôle d'orbite selon une direction donnée de poussée, on estime l'amplitude et la direction de l'écart du centre de gravité du satellite (O') à cette direction donnée de poussée à partir de perturbations d'attitude lors d'une manoeuvre d'orbite antérieure, et on bascule ladite surface, au moins en partie, parallèlement à un plan contenant la direction donnée selon laquelle s'étend la surface et la direction de l'écart en sorte de rapprocher le centre de gravité de ladite direction donnée de poussée.

32. Procédé selon la revendication 31, caractérisé en ce que lors de chaque manoeuvre de contrôle d'orbite, on stabilise l'attitude du satellite par action

sur un système à moment cinétique orientable puis, avant la manoeuvre de contrôle d'orbite suivante, on bascule ladite surface parallèlement au rayonnement solaire, en sorte de stabiliser le satellite en tangage et de ramener le moment cinétique orientable dans une orientation donnée par rapport au satellite.

33. Procédé selon l'une quelconque des revendications 30 à 33, caractérisé en ce qu'on applique des poussées de contrôle d'orbite, par actionnement de tuyères électriques (61-64), sensiblement parallèlement au plan roulis-tangage.

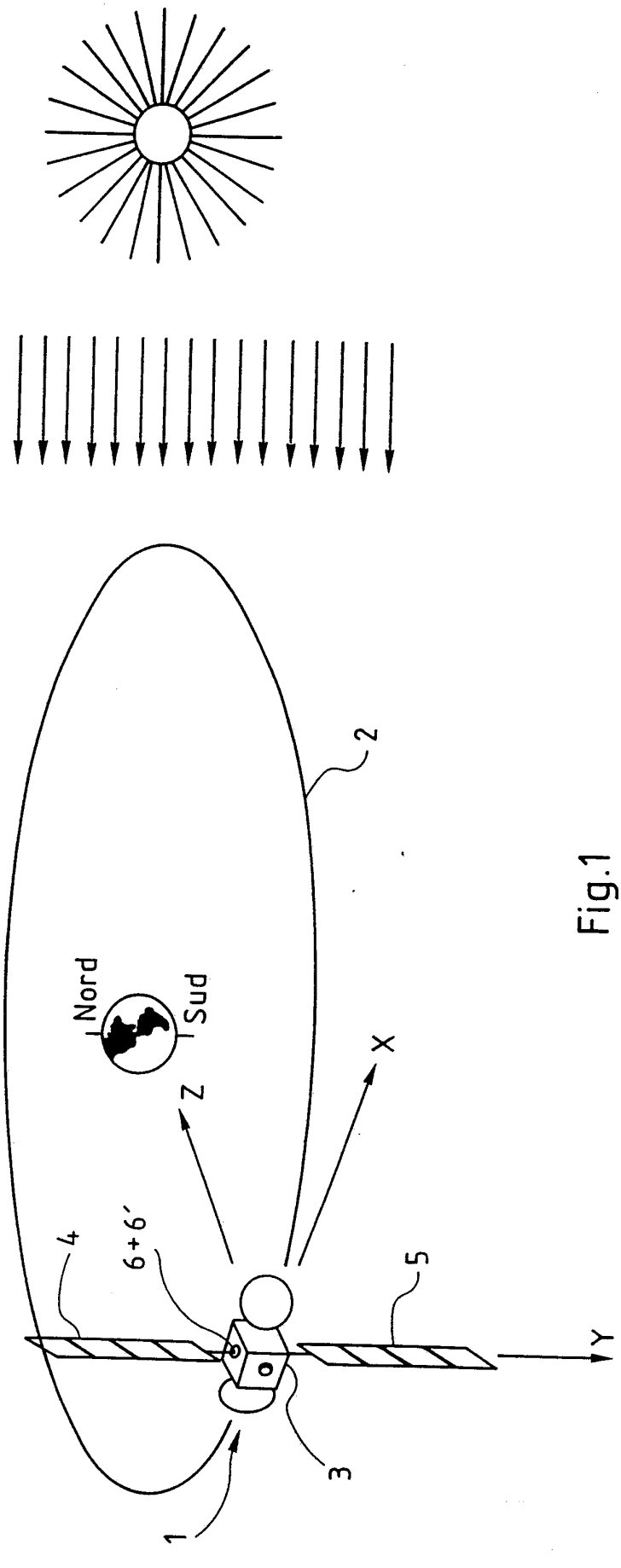


Fig.1

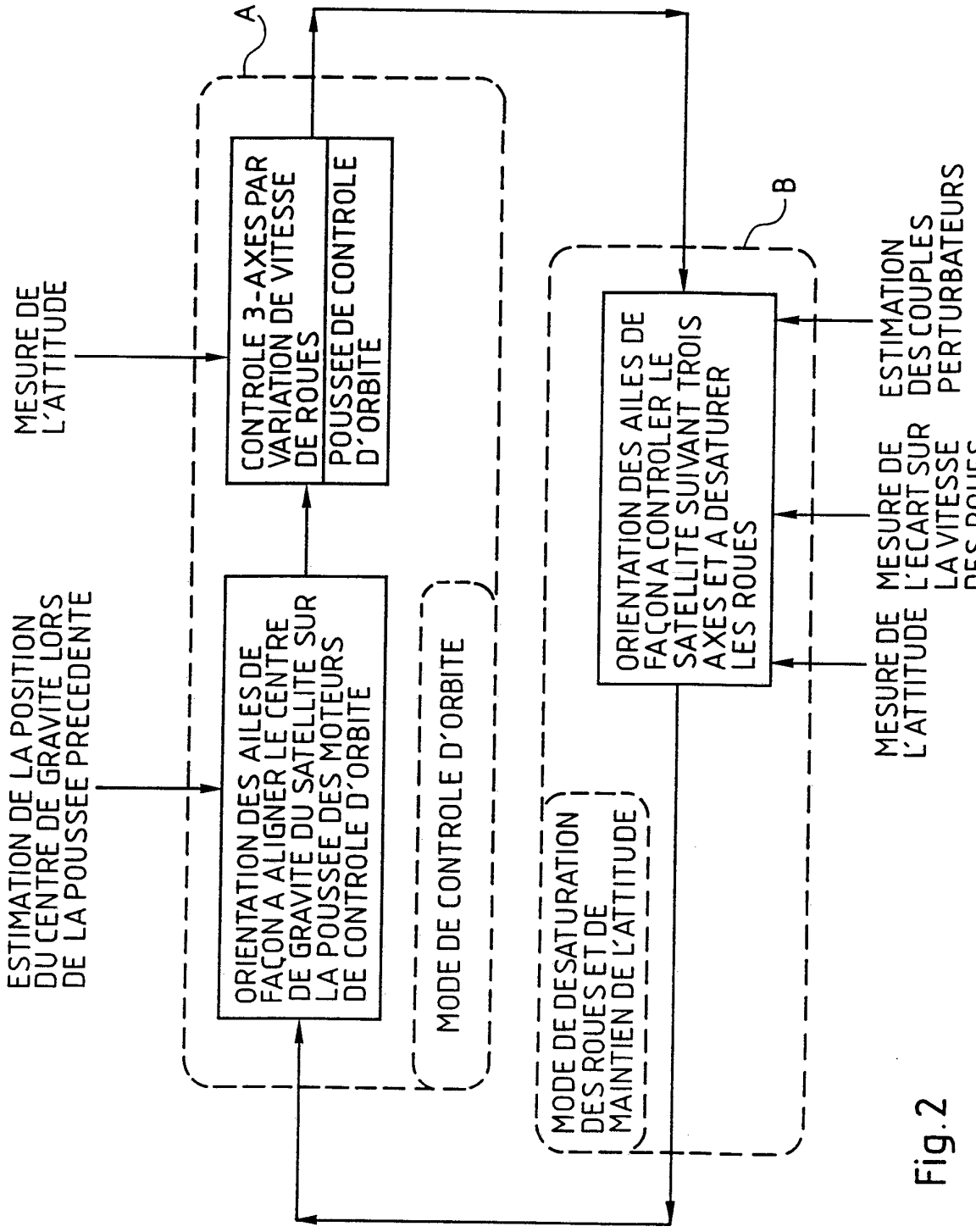

A
B
MESURE DE L'ATTITUDE
CONTROLE 3-AXES PAR VARIATION DE VITESSE DE ROUES
POUSSEE DE CONTROLE D'ORBITE
ESTIMATION DU CENTRE DE GRAVITE LORS DE LA POUSSEE PRECEDENTE
ORIENTATION DES AILES DE FAÇON A ALIGNER LE CENTRE DE GRAVITE DU SATELLITE SUR LA POUSSEE DES MOTEURS DE CONTROLE D'ORBITE
MODE DE CONTROLE D'ORBITE
ORIENTATION DES AILES DE FAÇON A CONTROLER LE SATELLITE SUIVANT TROIS AXES ET A DESATURER LES ROUES
ESTIMATION DES COUPLES PERTURBATEURS
MESURE DE L'ECART SUR LA VITESSE DES ROUES
MESURE DE L'ATTITUDE
MODE DE DESATURATION DES ROUES ET DE MAINTIEN DE L'ATTITUDE

Fig.2

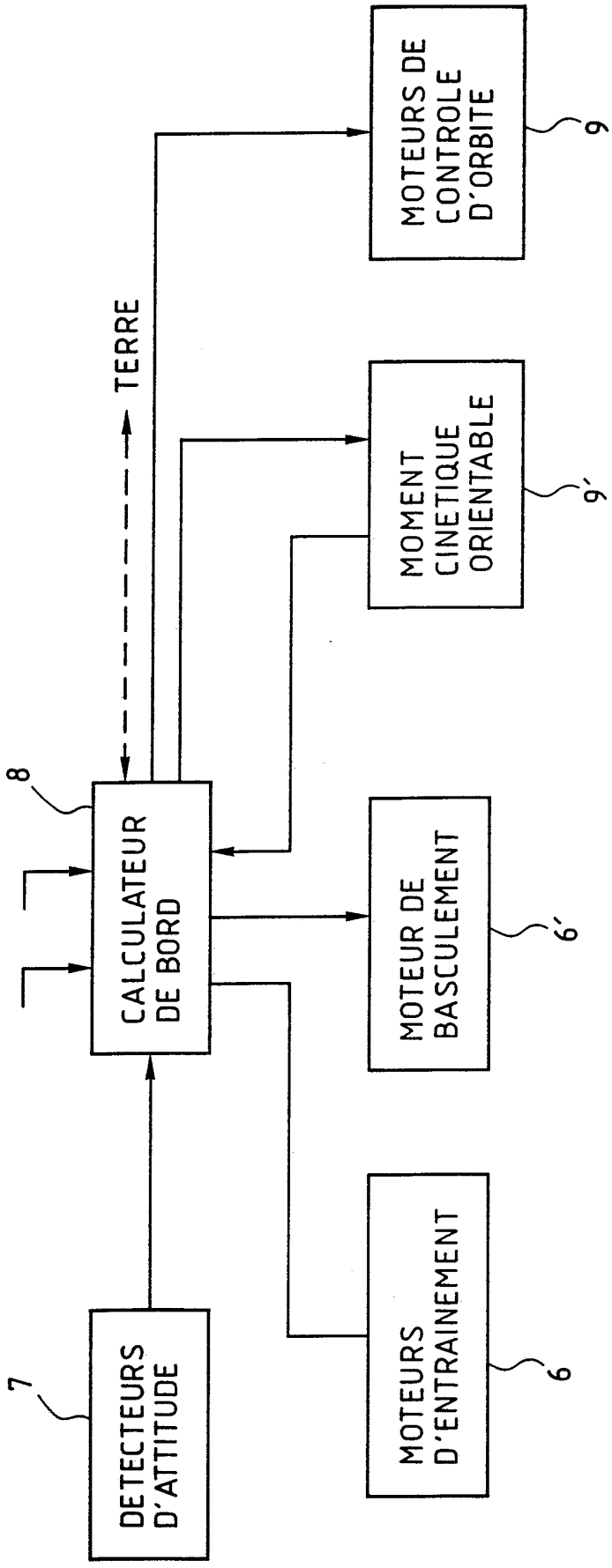

MOTEURS DE CONTROLE D'ORBITE
9
TERRE
MOMENT CINETIQUE ORIENTABLE
9'
8
CALCULATEUR DE BORD
MOTEUR DE BASCULEMENT
6'
MOTEURS D'ENTRAINEMENT
6
7
DETECTEURS D'ATTITUDE

Fig. 2A

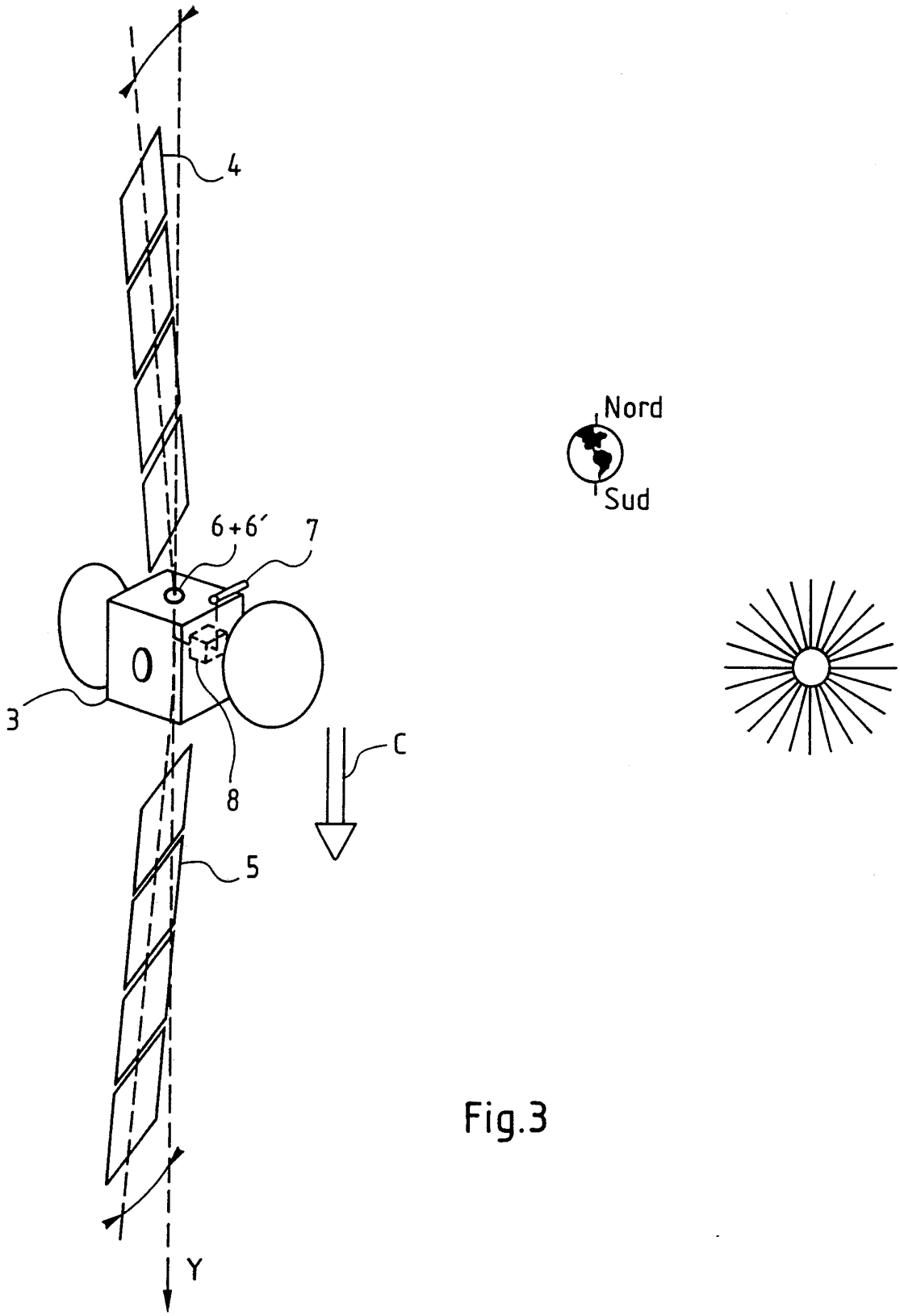


Fig.3

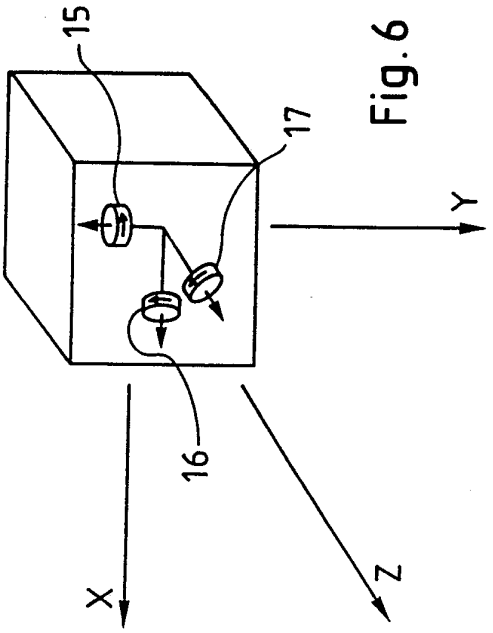


Fig.6

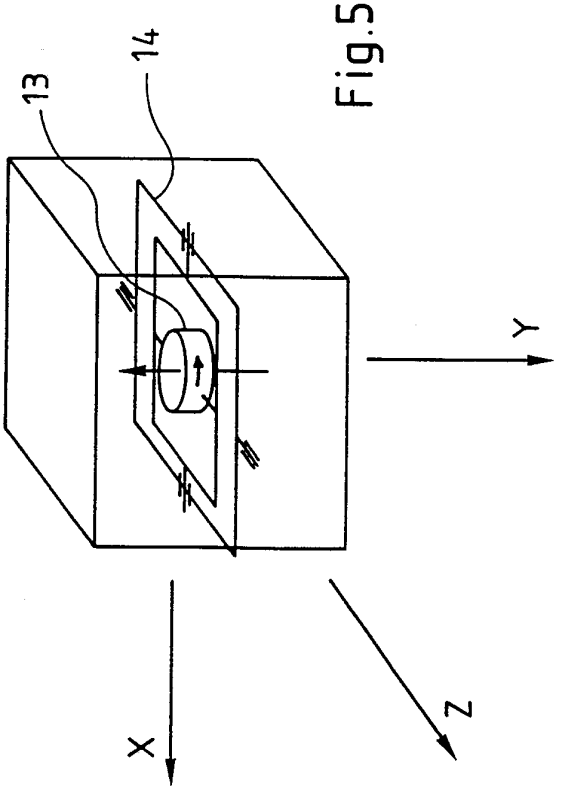


Fig.5

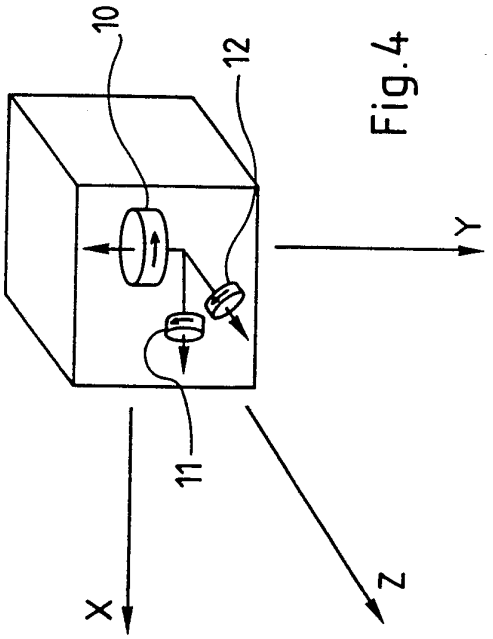


Fig.4

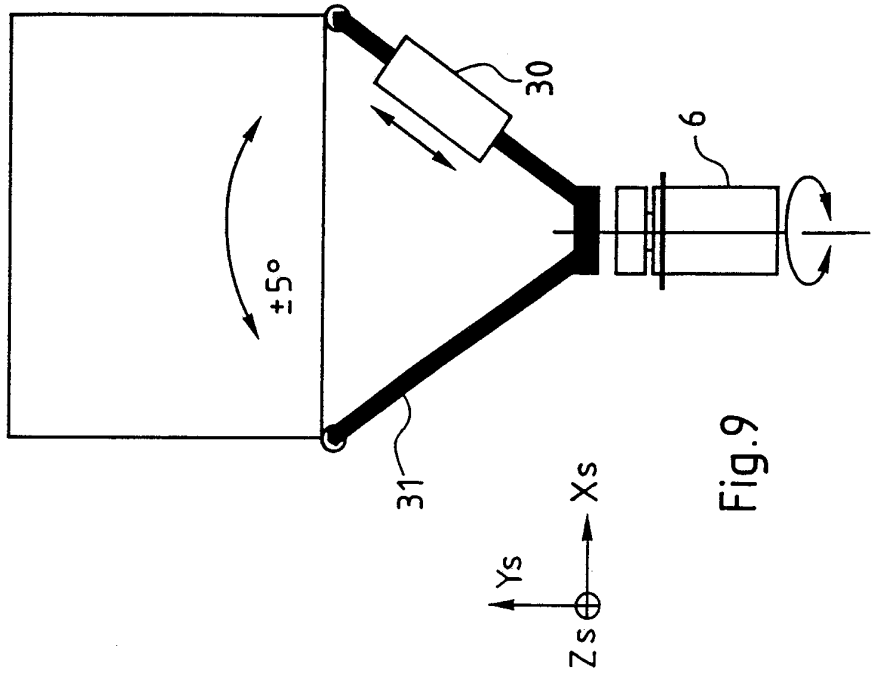
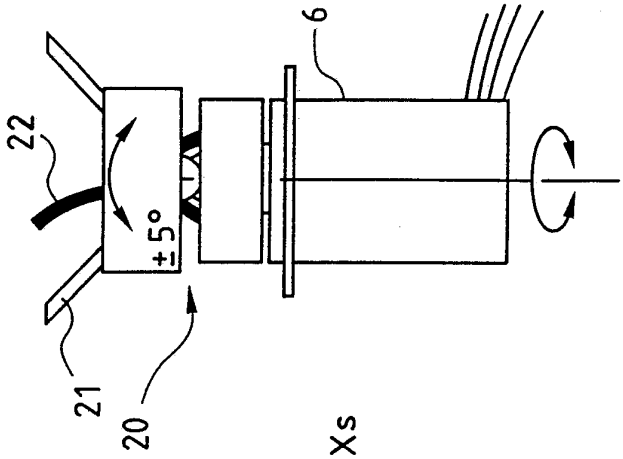


Fig.9

Fig.8



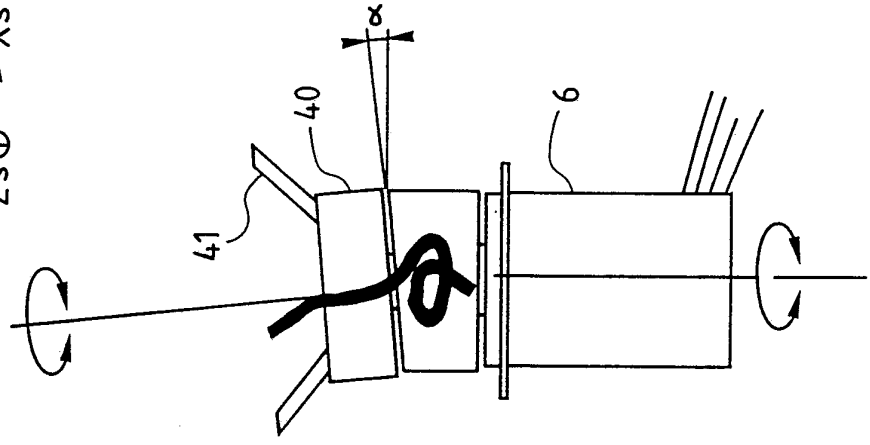


Fig.7

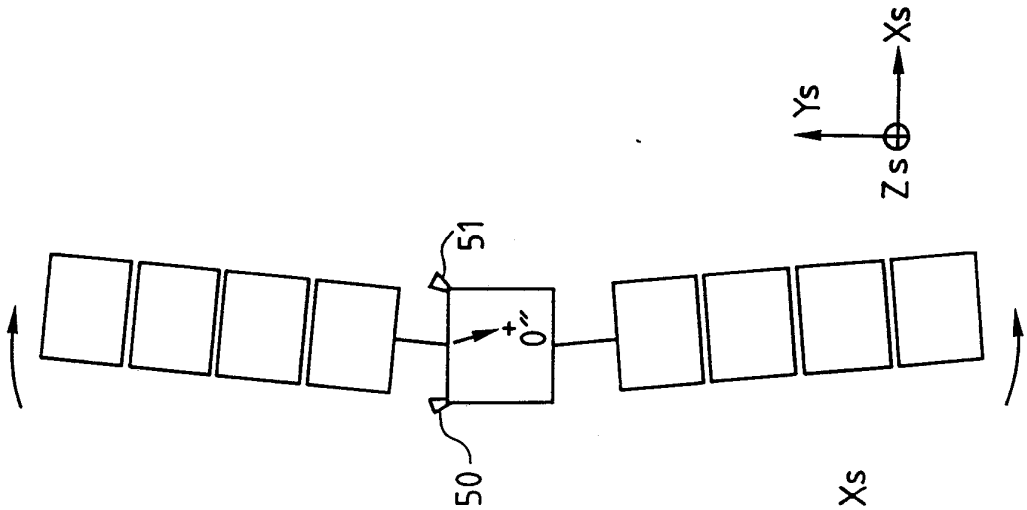


Fig.12

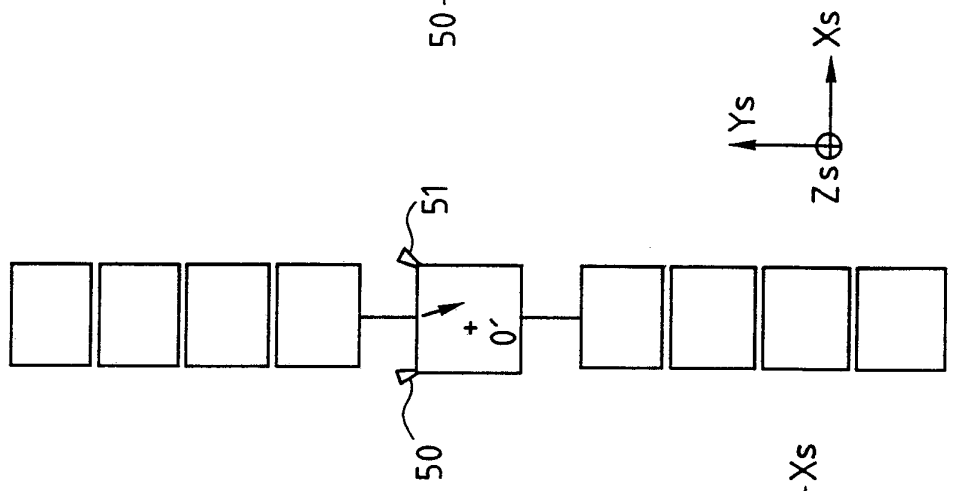


Fig.11

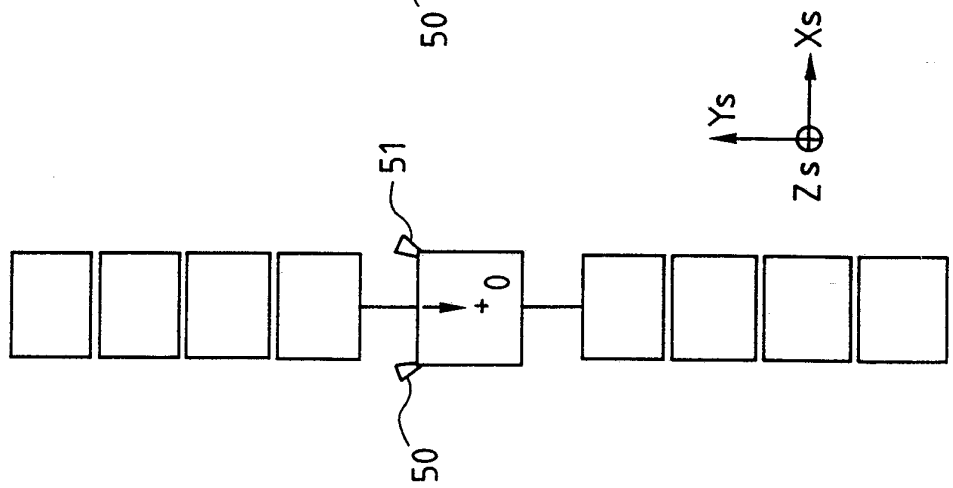


Fig.10

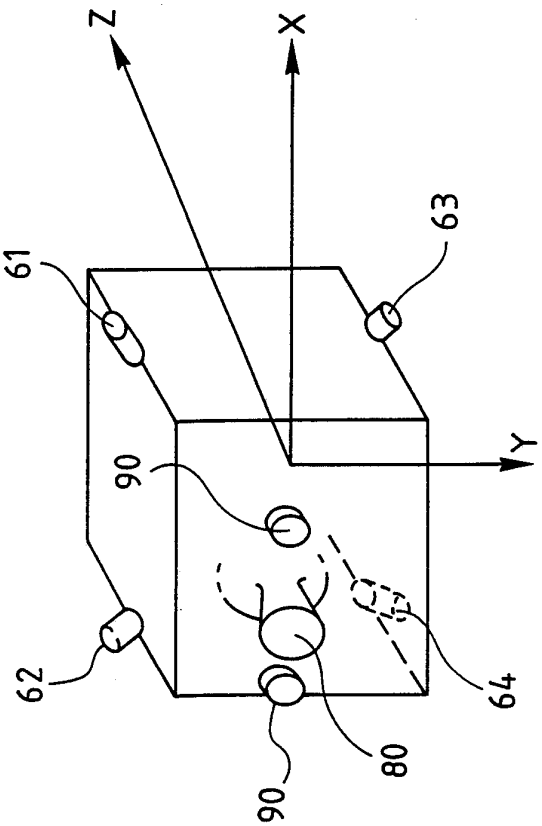

Z
X
Y
61
63
90
62
64
80
90

Fig.14

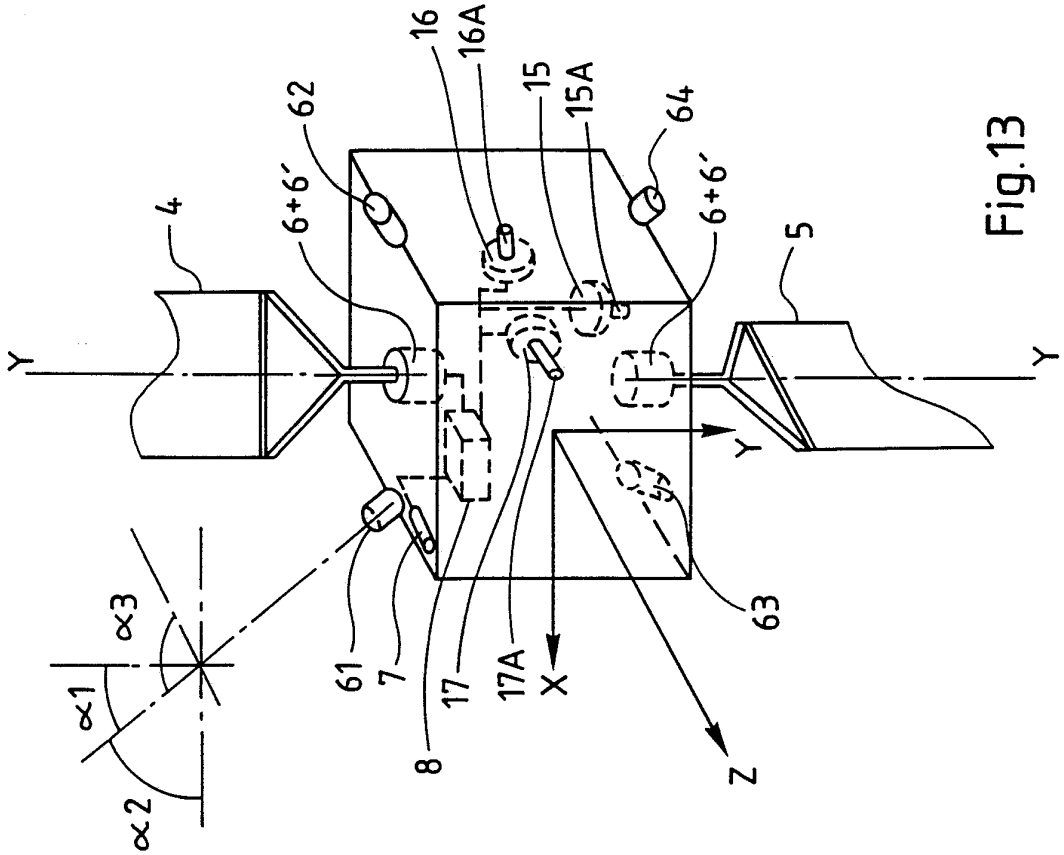

16
16A
15
15A
62
64
6+6'
6+6'
4
5
Y
Y
Y
63
61
7
8
17
17A
X
Z
α3
α1
α2

Fig.13

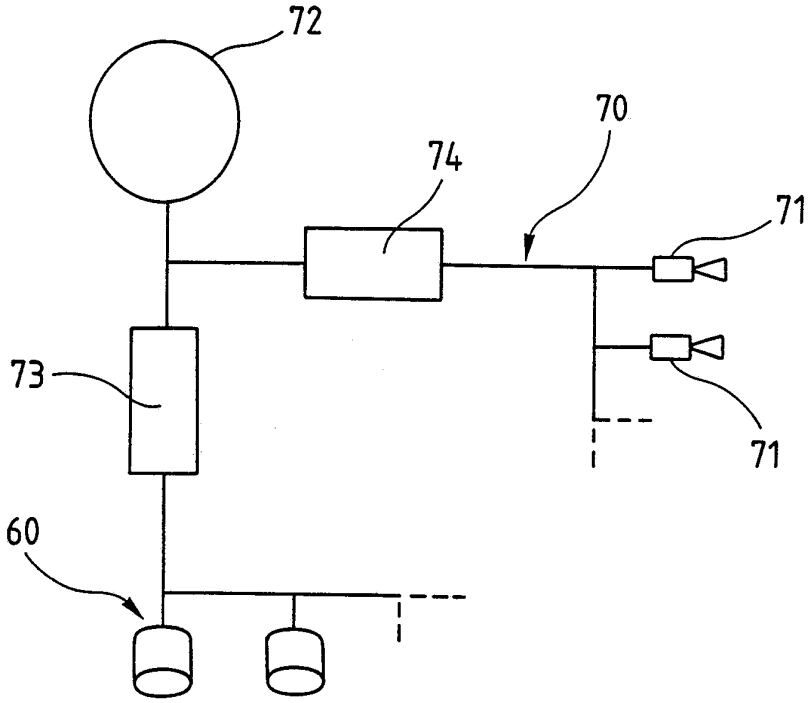


Fig.15

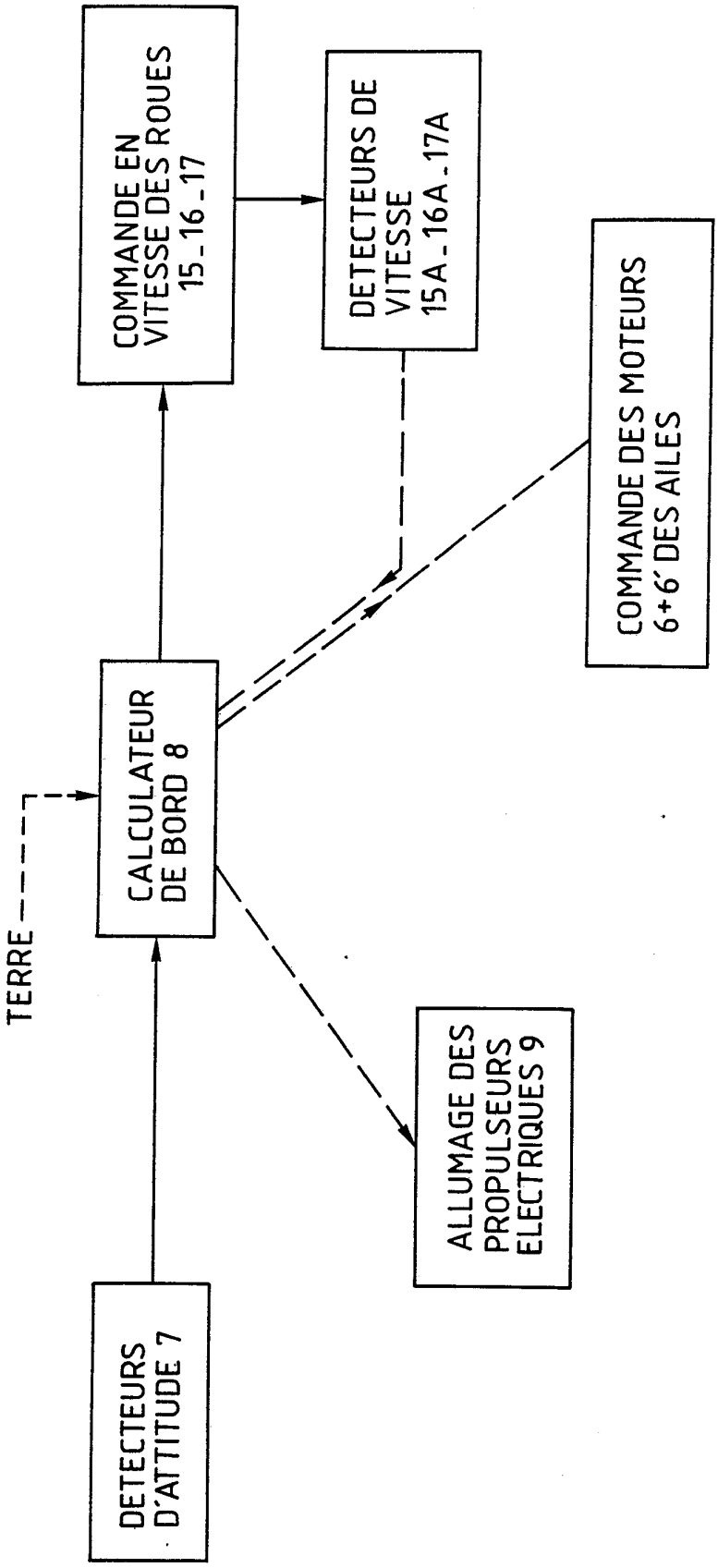

COMMANDE EN VITESSE DES ROUES 15_16_17
DETECTEURS DE VITESSE 15A_16A_17A
COMMANDE DES MOTEURS 6+6' DES AILES
CALCULATEUR DE BORD 8
TERRE
ALLUMAGE DES PROPULSEURS ELECTRIQUES 9
DETECTEURS D'ATTITUDE 7

Fig.16