

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

(19) Organisation Mondiale de la Propriété
Intellectuelle
Bureau international



(43) Date de la publication internationale
27 septembre 2007 (27.09.2007)

PCT

(10) Numéro de publication internationale
WO 2007/107604 A1

(51) Classification internationale des brevets :
G01S 13/95 (2006.01) **B64G 1/10** (2006.01)

(21) Numéro de la demande internationale :
PCT/EP2007/052756

(22) Date de dépôt international : 22 mars 2007 (22.03.2007)

(25) Langue de dépôt : français

(26) Langue de publication : français

(30) Données relatives à la priorité :
06300275.2 23 mars 2006 (23.03.2006) EP

(71) Déposant (pour tous les États désignés sauf US) : **AL-
CATEL LUCENT** [FR/FR]; 54 rue de la Boétie, F-75008
Paris (FR).

(72) Inventeurs; et

(75) Inventeurs/Déposants (pour US seulement) :
FRENKIEL, Roland [FR/FR]; Residence Eden Flore,
13-15 Avenue Maurice Jeanpierre, F-06110 Le Cannet
(FR). **DARGENT, Thierry** [FR/FR]; 84 Chemin de
l'Appié, F-06810 Auribeau Sur Siagne (FR).

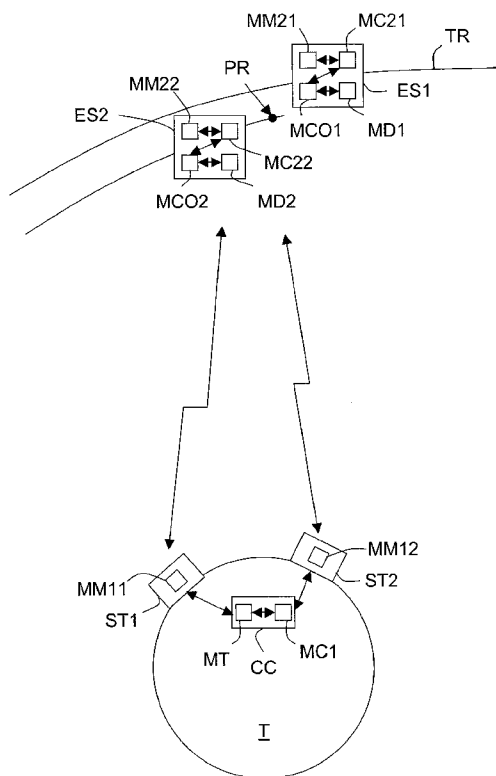
(74) Mandataire : **HEDARCHET, Stéphane**; Compagnie Fi-
nancière Alcatel Lucent, 54 rue La Boétie, F-75008 Paris
(FR).

(81) États désignés (sauf indication contraire, pour tout titre de
protection nationale disponible) : AE, AG, AL, AM, AT,
AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CN,
CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DZ, EC, EE, EG, ES, FI,
GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IS,
JP, KE, KG, KM, KN, KP, KR, KZ, LA, LC, LK, LR, LS,
LT, LU, LY, MA, MD, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ,

[Suite sur la page suivante]

(54) Title: SYSTEM FOR CONTROLLING THE DEPLOYMENT OF SPACECRAFT REQUIRED TO FLY IN FORMATION,
BY SIMULTANEOUS AND HIGH-PRECISION DETERMINATION OF THEIR POSITIONS

(54) Titre : SYSTÈME DE CONTRÔLE DU DÉPLOIEMENT D'ENGINS SPATIAUX DEVANT VOLER EN FORMATION,
PAR DÉTERMINATION SIMULTANÉE ET DE HAUTE PRÉCISION DE LEURS POSITIONS



(57) Abstract: A system is dedicated to controlling the deploy-
ment of at least two spacecraft (ES1, ES2) provided with ma-
noeuvering means (MD1, MD2) and intended to move accord-
ing to a chosen formation. This system comprises a control de-
vice (MM11, MM12, MT, MC1) comprising i) first measurement
means (MM11, MM12, MT) responsible for determining sub-
stantially simultaneously and with high accuracy the orbital po-
sitions of the spacecraft (ES1, ES2), and ii) first calculation
means (MC1) responsible for determining for each of the space-
craft, as a function of their orbital positions, manoeuvres in-
tended to position each of them at a chosen instant substan-
tially at a position chosen with respect to a reference trajec-
tory (TR), so as to place the formation in a chosen configura-
tion.

(57) Abrégé : Un système est dédié au contrôle du déploie-
ment d'au moins deux engins spatiaux (ES1, ES2) pourvus de moyens
de manoeuvre (MD1, MD2) et destinés à se déplacer selon
une formation choisie. Ce système comprend un dispositif
de contrôle (MM11, MM12, MT, MC1) comprenant i) des
premiers moyens de mesures (MM11, MM12, MT) chargés de
déterminer sensiblement simultanément et avec une précision
élevée les positions orbitales des engins spatiaux (ES1, ES2), et
ii) des premiers moyens de calcul (MC1) chargés de déterminer
pour chacun des engins spatiaux, en fonction de leurs positions
orbitales, des manoeuvres destinées à positionner chacun d'entre
eux à un instant choisi sensiblement en une position choisie

[Suite sur la page suivante]

WO 2007/107604 A1



NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PG, PH, PL, PT, RO, RS, RU,
SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, SV, SY, TJ, TM, TN, TR,
TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW.

PT, RO, SE, SI, SK, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM,
GA, GN, GQ, GW, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

Publiée :

— avec rapport de recherche internationale

(84) **États désignés** (sauf indication contraire, pour tout titre de protection régionale disponible) : ARIPO (BW, GH, GM, KE, LS, MW, MZ, NA, SD, SL, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), eurasién (AM, AZ, BY, KG, KZ, MD, RU, TJ, TM), européen (AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MT, NL, PL,

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

SYSTÈME DE CONTRÔLE DU DÉPLOIEMENT D'ENGINS SPATIAUX DEVANT VOLER EN FORMATION, PAR DÉTERMINATION SIMULTANÉE ET DE HAUTE PRÉCISION DE LEURS POSITIONS

5

L'invention concerne les engins spatiaux, comme par exemple les satellites, destinés à se déplacer en formation pour assurer collectivement une mission, et plus précisément le contrôle du déploiement de tels engins dans l'espace en vue de constituer une formation présentant une configuration choisie.

10

Dans certaines missions de vol en formation, les distances séparant les engins spatiaux (par exemple des satellites (ou « flyers »)), après déploiement, doivent être faibles, voire très faibles (par exemple une dizaine de mètres).

15

Le déploiement est initialement prévu de manière à amener tous les engins spatiaux « à poste » dans des conditions dynamiques propices à un contrôle relatif autonome. Ce déploiement peut être initié par lancement d'un ou plusieurs composites, avec un ou plusieurs lanceurs distincts. On entend ici par « composite » un module transportant temporairement plusieurs engins spatiaux, comprenant des moyens de propulsion, et duquel les engins spatiaux se séparent dès que les moyens de propulsion ne sont plus utiles. Le déploiement peut également se faire par largage direct de tous les engins spatiaux sur une orbite de transfert.

20

Ces techniques d'initiation du déploiement induisent toutes au moins deux inconvénients communs : les distances inter-satellites peuvent être telles que la visibilité entre satellites n'est pas assurée, et le « rendez-vous » des engins spatiaux peut se faire avec des mouvements relatifs finaux qui peuvent entraîner des risques de collision. On entend ici par « rendez-vous » le moment où tous les engins spatiaux se retrouvent à l'intérieur d'une sphère, dite espace de rendez-vous, de diamètre égal à la portée maximale du système de métrologie de positionnement relatif, par exemple le lien radiofréquence (RF)

25

30

inter-satellites (défini par leurs moyens de métrologie relative RF embarqués), soit typiquement 8 km pour cet exemple.

Aujourd'hui, aucune technique de déploiement de formation n'a été effectivement mise en œuvre. Seule est bien connue et maîtrisée la technique de positionnement d'un engin spatial par rapport à un astre. Celle-ci consiste à mesurer, au moyen d'une station implantée au sol, les positions successives de l'engin spatial, et à déterminer, également au sol, les manœuvres destinées à positionner l'engin par rapport à l'astre en fonction des mesures de position. Ces manœuvres sont ensuite (télé-)transmises à l'engin spatial afin qu'il les effectue à l'aide de moyens de déplacement embarqués (tuyère(s) et/ou actionneur(s)).

Certes, il a été proposé quelques méthodes de déploiement, mais aucune d'entre elle ne prend en compte la possibilité de perdre un lien RF inter-satellites entre le lancement et la mise à poste (position finale au sein de la formation). Or, lors d'un lancement au moyen d'un unique lanceur, le respect de la sphère de portée RF (ou espace de rendez-vous) n'est pas forcément assuré. Par ailleurs, les engins spatiaux ne disposent pas forcément d'une capacité de manoeuvre suffisante pour compenser les différentiels de force qui s'exercent sur chacun d'entre eux.

De plus, pour un lancement au moyen de plusieurs lanceurs, la mise en communication des éléments de types différents (composites et engins spatiaux) n'est jamais prise en considération. Or, cette mise en communication nécessite obligatoirement le recours à un moyen extérieur, du fait que dans ce cas les distances inter-satellites sont largement supérieures à la portée RF. Ce moyen extérieur ne peut être que la station au sol qui est chargée d'effectuer les mesures de position, détermine les manœuvres des engins spatiaux et transmet ces manœuvres par voix d'ondes sous la forme de corrections de trajectoire de manière à les asservir sur leurs trajectoires nominales respectives tout en assurant leur rendez-vous avec une précision compatible avec la portée RF.

L'invention a donc pour but d'améliorer la situation.

Elle propose à cet effet un système dédié au contrôle du déploiement

d'au moins deux engins spatiaux, pourvus de moyens de manœuvre et destinés à se déplacer selon une formation choisie, et comportant un dispositif de contrôle (éventuellement implanté au sol) comprenant, d'une part, des premiers moyens de mesures chargés de déterminer sensiblement
5 simultanément et avec une précision élevée les positions orbitales des engins spatiaux, et d'autre part, des premiers moyens de calcul chargés de déterminer pour chacun de ces engins spatiaux, en fonction de leurs positions orbitales, des manœuvres destinées à positionner chacun d'entre eux sensiblement à un instant choisi dans une position choisie par rapport à une trajectoire de
10 référence, compte tenu d'une loi horaire d'un engin de référence sur cette trajectoire de référence, afin de placer la formation dans une configuration choisie.

Le système de contrôle selon l'invention peut comporter d'autres caractéristiques qui peuvent être prises séparément ou en combinaison, et
15 notamment :

- l'engin de référence est soit l'un des engins spatiaux de la formation (dans ce cas les autres engins spatiaux sont appelés engins suiveurs), soit un engin fictif représentatif de l'ensemble de la formation (par exemple placé au barycentre de celle-ci) ;
- 20 - ses premiers moyens de calcul peuvent être chargés de déterminer des manœuvres destinées à positionner sensiblement chaque engin à un instant choisi en une position choisie par rapport à la trajectoire de référence et avec une vitesse relative choisie (par exemple sensiblement nulle) par rapport à l'engin de référence, compte tenu de la loi horaire de ce dernier sur sa trajectoire de référence ;
- 25 - il peut comprendre, d'une part, des seconds moyens de métrologie relative, par exemple de type radiofréquence (RF), implantés sur chacun des engins et chargés d'effectuer au moins des mesures de position de leur propre engin relativement à certains au moins des autres engins spatiaux, lorsque
30 ces derniers sont placés dans un espace dit de rendez-vous, et d'autre part, des seconds moyens de calcul implantés sur chacun des engins et chargés d'estimer les risques de collision avec certains au moins des autres engins

- spatiaux à partir au moins des mesures de position relative, et, en cas de risque de collision dépassant une valeur choisie, de déterminer les manœuvres d'évitement locales et passagères à entreprendre ;
- les seconds moyens de métrologie relative peuvent être chargés d'effectuer au moins des mesures, ainsi qu'éventuellement des estimations, de vitesse relative de leur engin spatial par rapport à certains au moins des autres engins spatiaux. Dans ce cas, les seconds moyens de calcul sont chargés d'estimer les risques de collision avec certains au moins des autres engins spatiaux à partir au moins des mesures de position relative et/ou des mesures ou estimations de vitesse relative ;
- les seconds moyens de métrologie relative et les seconds moyens de calcul peuvent être mis en fonctionnement au plus tard lors de la séparation de leurs engins respectifs par rapport à un lanceur ;
- ses premiers moyens de mesures peuvent comprendre au moins deux stations de mesures implantées au sol en des endroits choisis et chargées chacune de mesurer sensiblement simultanément au moins les distances qui les séparent des différents engins spatiaux, ainsi que des moyens de traitement chargés de déterminer les positions orbitales des engins spatiaux à partir au moins des mesures de distance sensiblement simultanées ;
- ses premiers moyens de mesures peuvent être chargés de déterminer les positions orbitales des engins spatiaux au moyen de la technique dite « Delta DOR » (pour « Delta Differential One way Range »).

L'invention propose également un dispositif de contrôle destiné à faire partie d'un système de contrôle de déploiement du type de celui présenté ci-avant.

L'invention propose également un engin spatial (comme par exemple un satellite), destiné à se déplacer en formation au sein d'un groupe d'engins spatiaux du même type, et comprenant des moyens de manœuvre, et des seconds moyens de métrologie relative et des seconds moyens de calcul d'un système de contrôle de déploiement du type de celui présenté ci-avant.

D'autres caractéristiques et avantages de l'invention apparaîtront à l'examen de la description détaillée ci-après, et du dessin annexé, sur lequel

l'unique figure illustre de façon très schématique un exemple de déploiement de deux engins spatiaux au moyen d'un système de contrôle selon l'invention. Le dessin annexé pourra non seulement servir à compléter l'invention, mais aussi contribuer à sa définition, le cas échéant.

5 L'invention a pour objet de permettre le contrôle du déploiement d'engins spatiaux dans l'espace en vue de constituer une formation présentant une configuration choisie.

Dans ce qui suit, on considère, à titre d'exemple illustratif et non limitatif, que les engins spatiaux sont des satellites d'observation
10 (éventuellement de type « flyer ») volant (ou destinés à voler) en formation afin de remplir une mission d'observation spatiale ou terrestre.

Mais, l'invention n'est pas limitée à ce type d'engin spatial. Elle concerne en effet tous les engins spatiaux destinés à voler en formation selon une configuration choisie (éventuellement modifiable).

15 L'invention intervient une fois que les engins (spatiaux) ont été séparés de leur(s) lanceur(s), ainsi qu'éventuellement d'un ou plusieurs composite(s) (ou module(s) de transport à moyens de propulsion autonomes).

L'invention propose un système destiné à contrôler le déploiement d'au moins deux engins spatiaux ESi pourvus de moyens de manœuvre MDi et
20 destinés à se déplacer selon une formation choisie. On entend ici par « déploiement » la phase permettant de positionner des engins spatiaux ESi les uns par rapport aux autres de manière à constituer une formation présentant une configuration (ou géométrie) choisie, de façon durable (bien que modifiable).

25 Dans l'exemple illustré sur l'unique figure, on n'a représenté que deux engins spatiaux ES1 et ES2 ($i = 1$ et 2), destinés à voler en formation. Mais, l'invention n'est pas limitée à ce nombre. Elle concerne en effet n'importe quel nombre d'engins spatiaux dès lors que ce nombre est supérieur ou égal à deux (2).

30 Un système de contrôle de déploiement selon l'invention comprend au moins un dispositif de contrôle implanté au sol et comprenant des premiers moyens de mesures MM1j et MT et un premier module de calcul MC1.

Dans ce qui suit on considère, à titre d'exemple illustratif et non limitatif, que le dispositif de contrôle est implanté au sol. Mais cela n'est pas obligatoire. On peut en effet envisager que la localisation se fasse par rapport à une constellation de satellites en vol (par exemple). Le dispositif de contrôle est
5 alors implanté dans des satellites de la constellation qui possèdent des horloges synchronisées.

Les premiers moyens de mesures MM1j et MT sont chargés de déterminer sensiblement simultanément et avec une précision élevée les positions orbitales des engins spatiaux ESi qui sont en phase de déploiement
10 (notamment lors de la sous-phase dite de croisière (ou « cruising ») qui doit les amener à l'intérieur d'un espace de rendez-vous). On entend ici par « espace de rendez-vous » une sphère de diamètre sensiblement égal à la portée radiofréquence (RF) entre deux engins spatiaux. Cette portée est actuellement d'environ 8 km.

15 On entend ici par précision élevée une précision typiquement de l'ordre de (ou inférieure à) quelques dizaines, voire quelques centaines, de mètres pour une distance d'environ un million de kilomètres.

Pour atteindre ce type de précision, on peut par exemple utiliser la technique dite Delta DOR (pour « Delta Differential One way Range »),
20 développée par l'ESOC et le JPL et par exemple décrite dans un article accessible à l'adresse Internet <http://www.issfd.dlr.de/papers/P0118.pdf>).

Une telle technique permet d'obtenir une précision d'environ 25 m pour une distance d'environ 1,5 millions de kilomètres (ce qui correspond au point de Lagrange 2 (ou L2) par rapport à la Terre). La mise en œuvre de cette
25 technique nécessite au moins deux stations de mesures implantées au sol STj (ici j = 1 et 2), par exemple sur la Terre, et un module de traitement MT couplé aux stations STj.

Toute autre technique de détermination de position orbitale, reposant sur l'observation d'engins par des moyens de mesures distants, orientés
30 différemment et synchrones, connue de l'homme de l'art, peut être utilisée.

Chaque station (de mesures) STj comprend un premier module de mesures MM1j capable d'émettre des signaux (par exemple radiofréquences

(RF) - la RF sert à la fois à la métrologie et de liens de communication) à destination des engins spatiaux ESi, de collecter les signaux réfléchis et d'en déduire sensiblement simultanément les distances (mesures dites de « range », en anglais) qui le séparent des différents engins spatiaux ESi, ainsi que de
5 préférence les vitesses radiales (par exemple par mesures doppler) des engins spatiaux ESi. La simultanéité des mesures effectuées par les stations STj sur les engins spatiaux ESi permet de s'affranchir des erreurs sur la mesure absolue commune à tous les engins.

Le module de traitement MT est chargé de déterminer les positions
10 orbitales des différents engins spatiaux ESi à partir des mesures de distance, et des éventuelles mesures de vitesse radiale, simultanées (à la précision des horloges synchronisées des stations sol STj) effectuées par les premiers modules de mesures MM1j des stations STj. Les positions orbitales sont par exemple déterminées au moyen d'un filtrage récursif dans le temps de
15 l'ensemble des mesures de positions/vitesses, de type filtrage de Kalman, basé sur un modèle de prédiction des trajectoires des engins spatiaux ESi fourni par la mécanique orbitale et le modèle des mesures effectuées par les stations sol STj.

Comme cela est illustré sur l'unique figure, le module de traitement MT
20 peut par exemple être implanté dans un centre de calcul CC séparé physiquement des stations STj. Mais, en variante, il peut être implanté dans l'une des stations STj.

Le premier module de calcul MC1, du système de contrôle, est chargé de déterminer les manœuvres (ou plans de manœuvre) de chaque engin
25 spatial ESi en fonction des positions orbitales déterminées simultanément par les premiers moyens de mesures MM1j et MT. Plus précisément, le premier module de calcul MC1 détermine pour chaque engin spatial ESi les manœuvres destinées à le positionner à un instant choisi sensiblement en une position choisie (ou point de rendez-vous) PR par rapport à une trajectoire de
30 référence TR, compte tenu de la loi horaire d'un engin de référence sur cette trajectoire de référence TR.

On entend ici par « loi horaire » la loi qui régit le déplacement de

l'engin de référence sur sa trajectoire de référence TR, et donc qui permet de connaître à chaque instant sa position théorique (ainsi qu'éventuellement sa vitesse vectorielle) par rapport à cette trajectoire de référence TR.

Par ailleurs, on entend ici par « manœuvres » une ou des commandes (télé-)transmises depuis le sol vers un engin spatial ESi et destinées à corriger sa trajectoire en cours afin qu'il se dirige vers le rendez-vous.

Comme cela est illustré sur la figure, l'engin de référence est par exemple l'un (ES1) des engins spatiaux de la formation. Dans ce cas, les autres engins spatiaux ES2 sont appelés engins suiveurs. Le premier module de calcul MC1 détermine alors tout d'abord les manœuvres destinées à positionner l'engin de référence ES1, sensiblement sur une trajectoire de référence TR choisie. Puis, il détermine pour chaque engin suiveur ES2, les manœuvres destinées à le positionner à un instant choisi sensiblement en une position choisie (ou point de rendez-vous) PR par rapport à la trajectoire de référence TR, compte tenu de la loi horaire de l'engin de référence ES1 sur sa trajectoire de référence TR.

Mais, dans une variante, l'engin de référence peut être un engin fictif qui représente l'ensemble de la formation. Par exemple cet engin fictif est placé au barycentre de la formation et sa trajectoire est la trajectoire de référence TR. Dans ce cas, tous les engins spatiaux ESi de la formation sont des engins suiveurs. Le premier module de calcul MC1 détermine alors tout d'abord la trajectoire de référence TR de l'engin fictif (de référence). Puis, il détermine pour chaque engin spatial ES1, ES2, les manœuvres destinées à le positionner à un instant choisi sensiblement en une position choisie (ou point de rendez-vous) PR par rapport à la trajectoire de référence TR, compte tenu de la loi horaire de l'engin fictif (de référence) sur sa trajectoire de référence TR.

On considère dans ce qui suit, à titre d'exemple illustratif et non limitatif, que l'engin de référence est l'engin spatial ES1 de la formation.

Il est important de noter qu'à chaque engin suiveur ES2 correspond une position choisie PR qui constitue sensiblement sa position finale par rapport à l'engin de référence ES1, et donc au sein de la formation choisie (aux éventuelles corrections locales et finales près sur lesquelles on reviendra plus

loin). L'objectif est donc de déterminer pour chaque engin suiveur ES2 un point de rendez-vous spécifique PR par rapport à l'engin suiveur ES1, compte tenu de sa trajectoire de référence TR, puis les manœuvres qui vont lui permettre de se rendre en ce point de rendez-vous PR. Un point de rendez-vous PR est un point d'un espace à cinq dimensions définies par exemple par les cinq premiers paramètres orbitaux (le sixième, par exemple la position sur orbite, étant libre).

Grâce aux « plans de manœuvre » ainsi définis par le premier module de calcul MC1 pour chacun desdits engins spatiaux ESi on est en mesure de constituer la formation selon une configuration choisie.

Le premier module de calcul MC1 peut par exemple être implanté dans le centre de calcul CC, comme illustré sur l'unique figure. Mais, en variante, il peut être implanté dans l'une des stations STj.

Les plans de manœuvre sont par exemple retransmis aux différents engins spatiaux ESi par le centre de calcul CC (lorsqu'il contient le premier module de calcul MC1 et dispose de moyens d'émission adaptés) ou bien par l'une des stations au sol STj.

On notera que plusieurs plans de manœuvre successifs peuvent être éventuellement nécessaires pour qu'un engin suiveur ES2 puisse parvenir au niveau de son point de rendez-vous spécifique PR. Par conséquent, les premiers moyens de mesure MM1j peuvent être configurés pour effectuer des mesures de distances, ainsi que préférentiellement de vitesses radiales, soit périodiquement, soit sur ordre, par exemple du premier module de calcul MC1.

De préférence, les manœuvres (ou plan de manœuvre) que le module de calcul MC1 détermine pour un engin suiveur ES2 sont destinées à le positionner à un instant choisi non seulement sensiblement au niveau d'une position choisie (ou point de rendez-vous) PR par rapport à la trajectoire de référence TR, mais également avec une vitesse relative choisie par rapport à l'engin de référence ES1. Cette vitesse relative est par exemple choisie sensiblement égale à zéro (0), afin de figer la formation dans la configuration choisie.

Cela se fait en prenant en compte la loi horaire extrapolée, éventuellement corrigée, de l'engin de référence ES1, c'est-à-dire l'estimation

totale des positions et vitesses. Le filtre de kalman estime tout en même temps, grâce à une accumulation de mesures de distances ainsi que de préférence de vitesses radiales sur un horizon de temps donné. La prédiction donne également la loi horaire future, avec un biais qui diverge avec le temps depuis la dernière mesure.

Classiquement, lorsqu'un engin spatial ESi reçoit du sol des instructions définissant les manœuvres qui ont été déterminées pour lui, il les communique à un module de correction d'orbite MCOi qu'il comprend. Ce dernier, partie intégrante du logiciel de contrôle bord semi-autonome, plus connu sous l'acronyme anglais GNC (pour « Guidance Navigation and Control »), est chargé de convertir à chaque pas de temps du GNC les instructions de manœuvre reçues du sol en force et/ou couple, puis de convertir ces force et/ou couple en commande(s) qu'il transmet aux moyens de manœuvre MDi de son engin spatial ESi sous une forme compréhensible.

Les moyens de manœuvre MDi peuvent être de tout type. Il peut notamment s'agir de tuyère(s) et/ou d'actionneur(s), par exemple chimique(s), notamment pour les manœuvres impulsives, ou plasmique(s), à gaz froid, à émission de champ électrique ou électromagnétique, notamment pour les manœuvres à poussée continue.

On notera qu'en variante les positions relatives peuvent être déterminées à partir des différentiels des mesures de chacune des stations sol STj plutôt que par l'estimation des positions absolues de chacun des engins spatiaux ESi. La covariance de cette grandeur différentielle étant forte, cela permet d'améliorer la précision d'estimation, une fois entrée dans les données constantes du filtre de Kalman. Le modèle de prédiction utilisé peut alors être celui des perturbations différentielles entre deux engins spatiaux ESi donnés, en supposant que l'on a préalablement fait la mesure de position absolue de l'un des engins spatiaux ESi, par exemple celui de référence.

Le système de contrôle contient de préférence, en complément de son dispositif de contrôle implanté au sol (MM1j, MT, MC1), des seconds moyens de métrologie relative MM2i et des seconds modules de calcul MC2i implantés au moins dans chacun des engins suiveurs ES2 (ainsi qu'éventuellement dans

l'engin de référence ES1).

Les seconds moyens de métrologie relative MM2i sont chargés d'effectuer au moins des ensembles de mesures instantanées de position relative de l'engin spatial ESi dans lequel ils sont implantés par rapport à
5 certains au moins des autres engins spatiaux ESi' lorsqu'ils se trouvent à l'intérieur de l'espace de rendez-vous, c'est-à-dire à portée radio lorsque les mesures sont de type radiofréquence (RF).

Les seconds moyens de métrologie relative MM2i peuvent être d'un autre type que radiofréquence.

10 Ils peuvent également et éventuellement effectuer des mesures de vitesses relatives qui complètent les ensembles de mesures instantanées de positions relatives et permettent de déterminer plus finement certaines au moins des positions relatives des autres engins spatiaux ESi' par rapport à leur engin spatial ESi.

15 Chaque second module de calcul MC2i est chargé d'estimer les risques de collision de son engin spatial ESi avec chaque autre engin spatial ESi' (i≠i'), objet de mesures, à partir au moins des mesures de position relative et des éventuelles mesures de vitesse relative effectuées par les seconds moyens de métrologie relative MM2i associés. Par exemple, le second module
20 de calcul MC2i délivre, pour chaque engin spatial ESi' objet de mesures, une valeur représentative de la probabilité qu'il entre en collision avec son engin spatial ESi. Le second module de calcul MC2i peut alors comparer chaque valeur de probabilité à une valeur seuil, et lorsqu'une valeur de probabilité est supérieure à la valeur seuil (c'est-à-dire en cas de risque de collision) il
25 détermine des manœuvres d'évitement locales et passagères destinées à permettre à son engin spatial ESi d'éviter au moins un autre engin spatial ESi'.

Afin d'améliorer la précision des estimations de risque de collision, les seconds moyens de métrologie relative MM2i peuvent être également chargés d'effectuer des estimations (prédiction) des positions relatives et
30 éventuellement des vitesses vectorielles relatives de leur engin spatial ESi par rapport à chaque autre engin spatial ESi' objet d'une mesure de distance et de direction relative. Pour ce faire, ils peuvent par exemple comprendre un filtre de

Kalman chargé de donner les positions et vitesses relatives depuis le début de la campagne de mesures jusqu'au dernier instant de mesure, c'est-à-dire la loi horaire, permettant alors d'extrapoler leurs valeurs dans le futur, à condition de connaître l'effet des actionneurs et des perturbations différentielles. On notera
5 que le biais de l'estimation dans le futur (extrapolation) croît avec le temps. A priori on n'utilise pas de filtre de Kalman en mode sauvegarde, mais cela peut être envisagé.

Le second module de calcul MC2i est chargé d'estimer les risques de collision de son engin spatial ESi avec chaque autre engin spatial ESi' objet de
10 mesures, à partir des mesures et/ou estimations de position relative et éventuellement des mesures et/ou estimations de vitesse relative.

Les seconds moyens de métrologie relative MM2i et le second module de calcul MC2i, qui sont implantés au moins dans chaque engin suiveur ES2, constituent ce que l'homme de l'art appelle généralement un dispositif
15 d'anticollision (ou d'évitement). Tout type de dispositif d'anticollision (ou d'évitement) connu de l'homme de l'art peut être utilisé dans un engin spatial ESi.

Les manœuvres d'évitement décidées par un second module de calcul MC2i sont de préférence prioritaires par rapport aux manœuvres (ou plan de
20 manœuvre) déterminées au sol pour son engin spatial ESi. Par conséquent, chaque fois qu'un second module de calcul MC2i décide que des manœuvres d'évitement doivent être effectuées par son engin spatial ESi, il les communique au module de correction d'orbite MCOi (par exemple de type GNC) associé. Ce dernier les convertit en commande(s) de correction de
25 trajectoire, puis il les transmet aux moyens de manœuvre MDi de son engin spatial ESi afin qu'ils les exécutent.

De préférence, les seconds moyens de métrologie relative MM2i et le second module de calcul MC2i, qui sont implantés au moins dans chaque engin suiveur ES2, sont agencés de manière à pouvoir être mis en fonctionnement
30 (ou activés) au plus tard lorsque leur engin spatial se sépare du lanceur ou de l'éventuel composite qui les transporte momentanément. Ainsi, chaque engin spatial ESi peut faire l'objet d'une détection de collision dès le début de la

phase de déploiement.

Lorsqu'un engin suiveur ES2 est parvenu au niveau de son point de rendez-vous spécifique PR, il peut arriver que l'engin de référence ES1 ait légèrement varié de sa trajectoire de référence TR et/ou qu'il n'ait pas exactement suivi sa loi horaire et/ou que sa vitesse relative par rapport à l'engin suiveur ES2 ne soit pas celle choisie au sol. Dans ce cas, le point de rendez-vous spécifique PR et/ou la vitesse relative de l'engin suiveur ES2 doit (doivent) être corrigé(s). Les mesures effectuées au sol n'étant pas suffisamment précises, les seconds moyens de métrologie relative MM2i et le second module de calcul MC2i, qui sont implantés dans l'engin spatial ESi, peuvent alors être chargés de positionner précisément ce dernier compte tenu de la position réelle de l'engin de référence ES1. Ils sont en effet capables de déterminer la position relative (et la vitesse relative) de leur engin suiveur ES2 par rapport à l'engin de référence ES1, puis de la (les) comparer à la position relative prévue (et/ou la vitesse relative prévue), et de déterminer les manœuvres correctrices que doit effectuer leur engin suiveur ES2 pour qu'il soit correctement et précisément positionné par rapport à l'engin de référence ES1, avec la vitesse relative prévue. Cette correction finale peut se faire de façon complètement autonome à bord, mais elle est déclenchée soit à la demande du sol, soit automatiquement une fois que l'engin suiveur ES2 est parvenu au niveau du point de rendez-vous PR initialement déterminé par le sol.

Les premier MC1 et seconds MC2i modules de calcul, les modules de correction d'orbite MCOi et le module de traitement MT, peuvent être réalisés sous la forme de circuits électroniques, de modules logiciels (ou informatiques), ou d'une combinaison de circuits et de logiciels.

On notera que l'invention permet de réintégrer dans une formation un engin spatial (suiveur) qui s'est éloigné de l'engin de référence d'une distance supérieure à la portée radio (typiquement 8 km).

Par ailleurs, on notera qu'en choisissant de définir chaque point de rendez-vous par rapport à l'orbite finale de l'engin de référence, on s'affranchit des problèmes de contrôle pendant la sous-phase de croisière (ou transfert), hormis l'éventuelle (et préférentielle) mise en œuvre d'une fonction d'anti-

collision. Cela permet de simplifier le travail du module de correction d'orbite (GNC) pendant cette sous-phase et donc d'optimiser la consommation puisqu'elle est réduite aux besoins liés à la navigation et au guidage.

5 L'invention ne se limite pas aux modes de réalisation de système de contrôle, de dispositif de contrôle et d'engin spatial décrits ci-avant, seulement à titre d'exemple, mais elle englobe toutes les variantes que pourra envisager l'homme de l'art dans le cadre des revendications ci-après.

Dans ce qui précède on a décrit une mise en œuvre de l'invention dans laquelle les premiers moyens de mesures et les premiers moyens de calcul du
10 dispositif de contrôle sont implantés au sol (dans des stations sol). Mais, les premiers moyens de mesures et/ou les premiers moyens de calcul du dispositif de contrôle peuvent être implantés dans des satellites d'une constellation en vol qui possèdent des horloges synchronisées. Par exemple, les premiers
moyens de mesures du dispositif de contrôle peuvent être implantés dans les
15 satellites d'une constellation en vol, tandis que les premiers moyens de calcul du dispositif de contrôle sont implantés dans une station au sol. La localisation des engins spatiaux, qui doivent être placés selon une configuration choisie, se fait alors par rapport à la constellation de satellites en vol.

REVENDECATIONS

1. Système de contrôle de déploiement d'au moins deux engins spatiaux (ESi) pourvus de moyens de manœuvre (MDi) et destinés à se déplacer selon une formation choisie, caractérisé en ce qu'il comprend un dispositif de contrôle comprenant i) des premiers moyens de mesures (MM1j, MT) agencés pour déterminer sensiblement simultanément et avec une précision élevée les positions orbitales desdits engins spatiaux (ESi), et ii) des premiers moyens de calcul (MC1) agencés pour déterminer pour chacun desdits engins spatiaux (ESi), en fonction desdites positions orbitales, des manœuvres destinées à positionner chacun d'entre eux à un instant choisi sensiblement en une position choisie par rapport à une trajectoire de référence (TR), compte tenu d'une loi horaire d'un engin de référence (ES1) sur ladite trajectoire de référence (TR), de manière à placer ladite formation dans une configuration choisie.

2. Système selon la revendication 1, caractérisé en ce que ledit engin de référence est l'un desdits engins spatiaux (ESi) de ladite formation, lesdits autres engins spatiaux de la formation étant alors appelés engins suiveurs.

3. Système selon la revendication 1, caractérisé en ce que ledit engin de référence est un engin fictif représentatif de l'ensemble de ladite formation.

4. Système selon l'une des revendications 1 à 3, caractérisé en ce que lesdits premiers moyens de calcul (MC1) sont agencés pour déterminer des manœuvres destinées à positionner sensiblement chaque engin (ES2) à un instant choisi en une position choisie par rapport à ladite trajectoire de référence (TR) et avec une vitesse relative choisie par rapport audit engin de référence (ES1), compte tenu de ladite loi horaire dudit engin de référence (ES1) sur sa trajectoire de référence (TR).

5. Système selon la revendication 4, caractérisé en ce que lesdits premiers moyens de calcul (MC1) sont agencés pour déterminer des manœuvres destinées à positionner sensiblement chaque engin (ES2) avec une vitesse relative sensiblement nulle par rapport audit engin de référence (ES1).

6. Système selon l'une des revendications 1 à 5, caractérisé en ce qu'il comprend i) des seconds moyens de métrologie relative (MM2i) implantés sur chacun desdits engins (ES2) et agencés pour effectuer au moins des mesures de positions relatives entre leur engin (ESi) et certains au moins desdits autres engins spatiaux (ESi') lorsque ces derniers sont placés dans un espace dit de rendez-vous, et pour déduire au moins desdites mesures certaines au moins des positions relatives de leur engin spatial (ESi) par rapport auxdits autres engins spatiaux (ESi'), et ii) des seconds moyens de calcul (MC2i) implantés sur chacun desdits engins (ES2) et agencés pour estimer des risques de collision avec certains au moins des autres engins spatiaux à partir au moins desdites mesures de position relative, et, en cas de risque de collision dépassant une valeur choisie, pour déterminer des manœuvres d'évitement locales et passagères.

7. Système selon la revendication 6, caractérisé en ce que lesdits seconds moyens de métrologie relative (MM2i) sont agencés pour effectuer des estimations de vitesse relative de leur engin spatial (ESi) par rapport à certains au moins des autres engins spatiaux (ESi'), et en ce que lesdits seconds moyens de calcul (MC2i) sont agencés pour estimer lesdits risques de collision avec certains au moins des autres engins spatiaux (ESi') à partir au moins desdites mesures de position relative et/ou desdites mesures de vitesse relative.

8. Système selon l'une des revendications 6 et 7, caractérisé en ce que lesdits seconds moyens de métrologie relative (MM2i) et lesdits seconds moyens de calcul (MC2i) sont propres à être mis en fonctionnement au plus tard lors de la séparation de leurs engins spatiaux respectifs (ESi) par rapport à un lanceur.

9. Système selon l'une des revendications 1 à 8, caractérisé en ce que lesdits premiers moyens de mesures comprennent au moins deux stations de mesures (SMj) implantées au sol en des endroits choisis et agencées chacune pour mesurer sensiblement simultanément au moins les distances qui les séparent desdits engins spatiaux, et des moyens de traitement (MT) agencés pour déterminer lesdites positions orbitales desdits engins spatiaux (ESi) à

partir au moins desdites mesures de distance sensiblement simultanées.

10. Système selon l'une des revendications 1 à 9, caractérisé en ce que lesdits premiers moyens de mesures (MM1i) sont agencés pour déterminer lesdites positions orbitales des engins spatiaux (ESi) au moyen d'une technique dite « Delta DOR ».

11. Système selon l'une des revendications 1 à 10, caractérisé en ce que ledit dispositif de contrôle (MM1j, MT, MC1) est implanté au sol.

12. Dispositif de contrôle (MM1j, MT, MC1), caractérisé en ce qu'il est propre à faire partie d'un système de contrôle de déploiement selon l'une des revendications précédentes.

13. Engin spatial (ESi), comprenant des moyens de manœuvre (MDi) et destiné à se déplacer en formation au sein d'un groupe d'engins spatiaux du même type, caractérisé en ce qu'il comprend des seconds moyens de métrologie relative (MM2i) et des seconds moyens de calcul (MC2i) d'un système de contrôle de déploiement selon l'une des revendications 1 à 11.

14. Engin spatial selon la revendication 13, caractérisé en ce qu'il est agencé sous la forme d'un satellite.

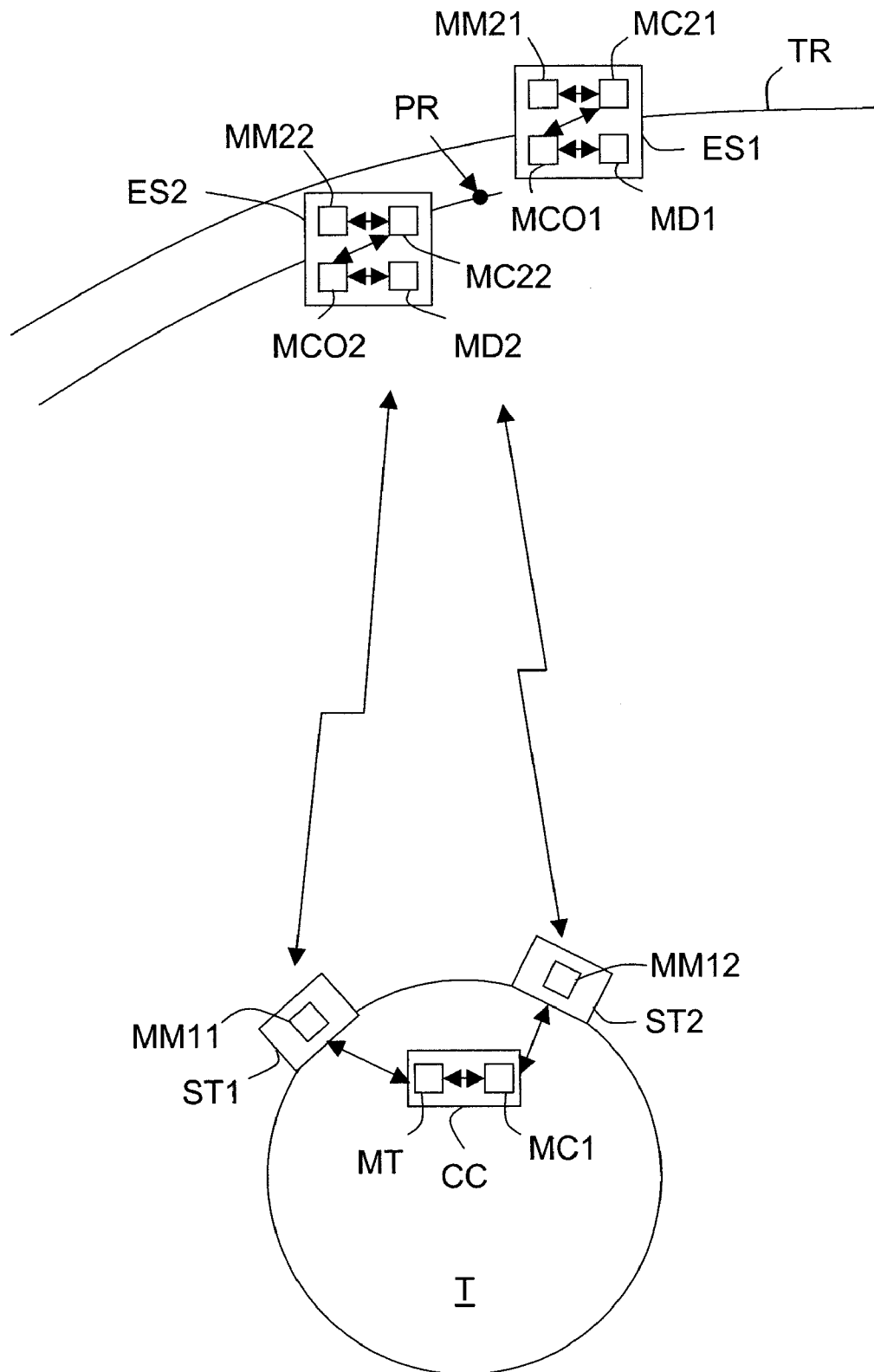


Figure unique

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No

PCT/EP2007/052756

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER
 INV. G01S13/95 B64G1/10

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

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)

B64G H04B

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

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practical, search terms used)

EPO-Internal, INSPEC, COMPENDEX

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
X	US 4 375 697 A (VISHER ET AL) 1 March 1983 (1983-03-01)	1,2, 11-14
Y	column 5, line 29 - line 39; figures 1,3 column 6, line 28 - line 34 column 8, line 48 - line 53 column 8, line 67 - column 9, line 13 column 13, line 62 - column 14, line 16 column 10, line 20 - line 43 column 11, line 11 - column 12, line 27 -----	3-10
X	US 5 979 830 A (KELLERMEIER ET AL) 9 November 1999 (1999-11-09)	1,2, 11-14
Y	column 4, line 48 - column 5, line 24; figures 3,4 column 6, line 29 - column 8, line 5 ----- -/--	3-10



Further documents are listed in the continuation of Box C.



See patent family annex.

* Special categories of cited documents :

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

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

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

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

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

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

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

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

"&" document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search

22 June 2007

Date of mailing of the international search report

02/07/2007

Name and mailing address of the ISA/

European Patent Office, P.B. 5818 Patentlaan 2
 NL - 2280 HV Rijswijk
 Tel. (+31-70) 340-2040, Tx. 31 651 epo nl,
 Fax: (+31-70) 340-3016

Authorized officer

Mercier, Francois

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No

PCT/EP2007/052756

C(Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
Y	THE CONSULTATIVE COMMITTEE FOR SPACE DATA SYSTEM: "Navigation Data Definitions and Conventions" GREEN BOOK, [Online] no. 500.0-G-2, 1 November 2005 (2005-11-01), - 1 November 2005 (2005-11-01) pages 6-1-6-7, XP002393268 Washington, USA Retrieved from the Internet: URL: http://public.ccsds.org/publications/archive/500x0g2.pdf [retrieved on 2006-08-03] pages 6-1, line 1 - pages 6-7, line 10 -----	3-11
X	US 6 725 012 B1 (JANSON SIEGFRIED W ET AL) 20 April 2004 (2004-04-20) abstract; figure 1 column 2, line 34 - line 62 column 10, line 12 - line 50 -----	1 3
X	CA 2 255 127 A1 (OERLIKON CONTRAVES AG) 16 August 1999 (1999-08-16) page 4, line 14 - page 7, line 17; figures 1-4 -----	1
X	FR 2 689 855 A (DEUTSCHE FORSCHUNGSANSTALT LUFT) 15 October 1993 (1993-10-15) page 6, line 2 - page 7, line 10 page 11, line 5 - page 12, line 27; figures 1-3 -----	1
Y	DEININGER W D ET AL: "Formation flying activities and capabilities at ball aerospace" AEROSPACE CONFERENCE, 2003. PROCEEDINGS. 2003 IEEE MARCH 8-15, 2003, PISCATAWAY, NJ, USA, IEEE, vol. 6, 8 March 2003 (2003-03-08), pages 62599-62614, XP010660555 ISBN: 0-7803-7651-X page 13, right-hand column, line 12 - line 24; table 4 -----	9-11
A	EUR SPACE AGENCY SPEC PUBL ESA SP; EUROPEAN SPACE AGENCY, (SPECIAL PUBLICATION) ESA SP; PROCEEDINGS OF THE 18TH INTERNATIONAL SYMPOSIUM ON SPACE FLIGHT DYNAMICS 2004, no. 548, 2004, pages 189-194, XP009070403 page 190, left-hand column, line 1 - right-hand column, line 5 ----- -/--	10

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No

PCT/EP2007/052756

C(Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT		
Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	VAILLON L ET AL: "Precision formation flying design for the SMART-2 and SMART-3 technology demonstration missions" INTERNATIONAL WORKSHOP ON SATELLITE CONSTELLATIONS AND FORMATION FLYING, 24 February 2003 (2003-02-24), pages 91-99, XP002320334 the whole document -----	1

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International application No

PCT/EP2007/052756

Patent document cited in search report		Publication date	Patent family member(s)	Publication date
US 4375697	A	01-03-1983	NONE	
US 5979830	A	09-11-1999	CA 2216009 A1 DE 59701839 D1 EP 0843245 A2 JP 10147296 A	15-05-1998 13-07-2000 20-05-1998 02-06-1998
US 6725012	B1	20-04-2004	NONE	
CA 2255127	A1	16-08-1999	DE 59800354 D1 EP 0887656 A1 JP 11255200 A US 6219617 B1	04-01-2001 30-12-1998 21-09-1999 17-04-2001
FR 2689855	A	15-10-1993	DE 4243395 A1	24-06-1993

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale n°
PCT/EP2007/052756

A. CLASSEMENT DE L'OBJET DE LA DEMANDE
INV. G01S13/95 B64G1/10

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

B. DOMAINES SUR LESQUELS LA RECHERCHE A PORTE

Documentation minimale consultée (système de classification suivi des symboles de classement)
B64G H04B

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

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

C. DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS

Catégorie*	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
X Y	US 4 375 697 A (VISHER ET AL) 1 mars 1983 (1983-03-01) colonne 5, ligne 29 - ligne 39; figures 1,3 colonne 6, ligne 28 - ligne 34 colonne 8, ligne 48 - ligne 53 colonne 8, ligne 67 - colonne 9, ligne 13 colonne 13, ligne 62 - colonne 14, ligne 16 colonne 10, ligne 20 - ligne 43 colonne 11, ligne 11 - colonne 12, ligne 27	1,2, 11-14 3-10
X Y	US 5 979 830 A (KELLERMEIER ET AL) 9 novembre 1999 (1999-11-09) colonne 4, ligne 48 - colonne 5, ligne 24; figures 3,4 colonne 6, ligne 29 - colonne 8, ligne 5	1,2, 11-14 3-10
	----- -/--	

☒ Voir la suite du cadre C pour la fin de la liste des documents

☒ Les documents de familles de brevets sont indiqués en annexe

* Catégories spéciales de documents cités:

- *A* document définissant l'état général de la technique, non considéré comme particulièrement pertinent
- *E* document antérieur, mais publié à la date de dépôt international ou après cette date
- *L* document pouvant jeter un doute sur une revendication de priorité ou cité pour déterminer la date de publication d'une autre citation ou pour une raison spéciale (telle qu'indiquée)
- *O* document se référant à une divulgation orale, à un usage, à une exposition ou tous autres moyens
- *P* document publié avant la date de dépôt international, mais postérieurement à la date de priorité revendiquée

- *T* document ultérieur publié après la date de dépôt international ou la date de priorité et n'appartenant pas à l'état de la technique pertinent, mais cité pour comprendre le principe ou la théorie constituant la base de l'invention
- *X* document particulièrement pertinent; l'invention revendiquée ne peut être considérée comme nouvelle ou comme impliquant une activité inventive par rapport au document considéré isolément
- *Y* document particulièrement pertinent; l'invention revendiquée ne peut être considérée comme impliquant une activité inventive lorsque le document est associé à un ou plusieurs autres documents de même nature, cette combinaison étant évidente pour une personne du métier
- *Z* document qui fait partie de la même famille de brevets

Date à laquelle la recherche internationale a été effectivement achevée

22 juin 2007

Date d'expédition du présent rapport de recherche internationale

02/07/2007

Norm et adresse postale de l'administration chargée de la recherche internationale

Office Européen des Brevets, P.B. 5818 Patentlaan 2
NL - 2280 HV Rijswijk
Tel. (+31-70) 340-2040, Tx. 31 651 epo nl,
Fax: (+31-70) 340-3016

Fonctionnaire autorisé

Mercier, Francois

C(suite). DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS		
Catégorie*	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
Y	THE CONSULTATIVE COMMITTEE FOR SPACE DATA SYSTEM: "Navigation Data Definitions and Conventions" GREEN BOOK, [Online] no. 500.0-G-2, 1 novembre 2005 (2005-11-01), - 1 novembre 2005 (2005-11-01) pages 6-1-6-7, XP002393268 Washington, USA Extrait de l'Internet: URL: http://public.ccsds.org/publications/archive/500x0g2.pdf [extrait le 2006-08-03] pages 6-1, ligne 1 - pages 6-7, ligne 10	3-11
X	US 6 725 012 B1 (JANSON SIEGFRIED W ET AL) 20 avril 2004 (2004-04-20)	1
Y	abrégé; figure 1 colonne 2, ligne 34 - ligne 62 colonne 10, ligne 12 - ligne 50	3
X	CA 2 255 127 A1 (OERLIKON CONTRAVES AG) 16 août 1999 (1999-08-16) page 4, ligne 14 - page 7, ligne 17; figures 1-4	1
X	FR 2 689 855 A (DEUTSCHE FORSCHUNGSANSTALT LUFT) 15 octobre 1993 (1993-10-15) page 6, ligne 2 - page 7, ligne 10 page 11, ligne 5 - page 12, ligne 27; figures 1-3	1
Y	DEININGER W D ET AL: "Formation flying activities and capabilities at ball aerospace" AEROSPACE CONFERENCE, 2003. PROCEEDINGS. 2003 IEEE MARCH 8-15, 2003, PISCATAWAY, NJ, USA, IEEE, vol. 6, 8 mars 2003 (2003-03-08), pages 62599-62614, XP010660555 ISBN: 0-7803-7651-X page 13, colonne de droite, ligne 12 - ligne 24; tableau 4	9-11
A	EUR SPACE AGENCY SPEC PUBL ESA SP; EUROPEAN SPACE AGENCY, (SPECIAL PUBLICATION) ESA SP; PROCEEDINGS OF THE 18TH INTERNATIONAL SYMPOSIUM ON SPACE FLIGHT DYNAMICS 2004, no. 548, 2004, pages 189-194, XP009070403 page 190, colonne de gauche, ligne 1 - colonne de droite, ligne 5	10
	-/--	

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande Internationale n°

PCT/EP2007/052756

C(suite). DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS		
Catégorie*	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
A	VAILLON L ET AL: "Precision formation flying design for the SMART-2 and SMART-3 technology demonstration missions" INTERNATIONAL WORKSHOP ON SATELLITE CONSTELLATIONS AND FORMATION FLYING, 24 février 2003 (2003-02-24), pages 91-99, XP002320334 le document en entier -----	1

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Renseignements relatifs aux membres de familles de brevets

Demande internationale n°

PCT/EP2007/052756

Document brevet cité au rapport de recherche		Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
US 4375697	A	01-03-1983	AUCUN	
US 5979830	A	09-11-1999	CA 2216009 A1	15-05-1998
			DE 59701839 D1	13-07-2000
			EP 0843245 A2	20-05-1998
			JP 10147296 A	02-06-1998
US 6725012	B1	20-04-2004	AUCUN	
CA 2255127	A1	16-08-1999	DE 59800354 D1	04-01-2001
			EP 0887656 A1	30-12-1998
			JP 11255200 A	21-09-1999
			US 6219617 B1	17-04-2001
FR 2689855	A	15-10-1993	DE 4243395 A1	24-06-1993