

①⑨ RÉPUBLIQUE FRANÇAISE  
—  
**INSTITUT NATIONAL  
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE**  
—  
COURBEVOIE  
—

①① N° de publication : **3 133 932**  
(à n'utiliser que pour les  
commandes de reproduction)  
②① N° d'enregistrement national : **22 02601**

⑤① Int Cl<sup>8</sup> : **G 05 D 1/12 (2022.01), B 64 G 1/24, B 64 G 99/00**

⑫

## BREVET D'INVENTION

**B1**

⑤④ Procédé pour un contrôle d'orbite autonome et satellite configuré pour la mise en œuvre du procédé.

②② Date de dépôt : 24.03.22.

③⑦ Priorité :

④③ Date de mise à la disposition du public  
de la demande : 29.09.23 Bulletin 23/39.

④⑤ Date de la mise à disposition du public du  
brevet d'invention : 11.10.24 Bulletin 24/41.

⑤⑥ Liste des documents cités dans le rapport de  
recherche :

*Se reporter à la fin du présent fascicule*

⑥⑦ Références à d'autres documents nationaux  
apparentés :

○ Demande(s) d'extension :

⑦① Demandeur(s) : *Centre National d'Études Spatiales  
Etablissement public — FR.*

⑦② Inventeur(s) : THOMASSIN Jérôme.

⑦③ Titulaire(s) : Centre National d'Études Spatiales  
Etablissement public.

⑦④ Mandataire(s) : CABINET GERMAIN ET MAUREAU.

**FR 3 133 932 - B1**



## Description

### **Titre de l'invention : Procédé pour un contrôle d'orbite autonome et satellite configuré pour la mise en œuvre du procédé**

- [0001] La présente invention concerne le domaine du contrôle d'orbite autonome et en particulier de la gestion des risques de collision.
- [0002] Il est connu de déléguer au système satellite bord le contrôle d'orbite autonome, i.e. la planification et la réalisation des corrections orbitales permettant de se maintenir sur l'orbite de la mission du satellite.
- [0003] Le maintien à poste sur des orbites basses par la mise en œuvre d'un contrôle d'orbite autonome implique la réalisation de manœuvres de contrôle d'orbite fréquentes et non prédictibles par le sol. Elles sont en effet calculées et réalisées de façon autonome par le bord et avec une anticipation courte ne permettant pas la prise en compte du plan de manœuvres par le segment sol. L'orbite précise suivie par le satellite n'est donc pas formellement connue au sol, seule la tenue de sa fenêtre de maintien à poste est garantie.
- [0004] Avec un contrôle d'orbite autonome en orbite basse, la fenêtre de maintien à poste est étroite. Le contrôle d'orbite autonome s'asservit finement autour de son orbite de guidage. A ce titre, les manœuvres de maintien à poste sont fréquentes et petites, particulièrement à basse altitude. La conséquence est une forte sensibilité du contrôle aux variations de la dynamique orbitale dues aux perturbations. En particulier, pour les orbites très basses, le frottement atmosphérique est une force prépondérante fortement dépendante de l'activité solaire. Sur des courtes périodes, l'activité solaire est fluctuante et peu prédictible. A ce titre, le COA ne sait pas anticiper son besoin de correction sur un horizon temporel trop long et doit être réactif. Par exemple, le besoin de réactivité est de l'ordre de 2 à 3 orbites pour un satellite sur une orbite à 500 km.
- [0005] La gestion habituelle des risques de collision par le segment sol apparaît fortement contrainte de par la méconnaissance de cette trajectoire future et par les temps de réaction et de latence différents entre le système bord et cette gestion par le sol.
- [0006] L'invention a donc pour but de proposer une solution à tout ou partie de ces problèmes.
- [0007] A cet effet, la présente invention concerne un procédé pour un contrôle d'orbite autonome d'un satellite intégrant à bord du satellite un maintien à poste du satellite et un évitement d'une collision du satellite avec au moins un objet spatial, le procédé comprenant les étapes suivantes :
- activation du procédé à un instant d'activation;
  - utilisation d'un précédent plan de manœuvres déterminé sur un précédent horizon

de prédiction pour garantir le maintien à poste du satellite et/ou la gestion des risques de collision, le précédent plan de manœuvres comprenant, lorsqu'il n'est pas vide, au moins une précédente manœuvre, l'au moins une précédente manœuvre étant définie pour être mise en œuvre à une date à l'intérieur du précédent horizon de prédiction du précédent plan de manœuvres, le précédent horizon de prédiction comprenant une précédente partie figée comprise entre un début du précédent horizon de prédiction et une fin de la précédente partie figée, le précédent plan de manœuvres étant l'un parmi un plan de manœuvres déterminé sur le précédent horizon de prédiction, un nouveau plan de manœuvres déterminé sur le précédent horizon de prédiction, un autre plan de manœuvres déterminé sur le précédent horizon de prédiction, ou le précédent plan de manœuvres comprenant un plan de manœuvres d'évitement déterminé sur un précédent horizon d'évitement,

- si le précédent plan de manœuvres comprend un plan de manœuvres d'évitement déterminé sur un précédent horizon d'évitement, et si une fin dudit précédent horizon d'évitement est antérieure à la fin de la précédente partie figée, ou si le précédent plan de manœuvres n'est pas un plan de manœuvres d'évitement, les étapes suivantes sont mises en œuvre:

- détermination d'un plan de manœuvres sur un horizon de prédiction pour garantir le maintien à poste du satellite, ledit plan de manœuvres comprenant au moins une précédente manœuvre du précédent plan de manœuvres, lorsqu'il n'est pas vide, si l'au moins une précédente manœuvre est définie pour être mise en œuvre à une date à l'intérieur de la précédente partie figée et à l'intérieur de l'horizon de prédiction du plan de manœuvres, l'horizon de prédiction ayant une durée égale à la durée du précédent horizon de prédiction, un début de l'horizon de prédiction étant décalé dans le temps par rapport au début du précédent horizon de prédiction, le décalage dans le temps étant égal à un délai d'activation, le plan de manœuvres comprenant en outre, lorsqu'il n'est pas vide, au moins une manœuvre, l'au moins une manœuvre étant définie pour être mise en œuvre pendant une partie calculée de l'horizon de prédiction comprise entre la fin de la précédente partie figée et la fin de l'horizon de prédiction, le plan de manœuvres étant déterminé en fonction de créneaux autorisés sur l'horizon de prédiction par un programme de mission du satellite;

- identification, pour une trajectoire correspondant à une exécution du plan de manœuvres déterminé, d'un risque identifié de collision avec l'au moins un objet spatial et détermination d'un niveau de risque de collision avec l'au moins un objet spatial ;

- si le niveau de risque est inférieur ou égal à un seuil prédéterminé, transmission du plan de manœuvres à un système de commande de propulsion et de contrôle d'attitude du satellite pour exécution des manœuvres de la précédente partie figée, l'étape de

transmission comprenant une étape de sauvegarde, dans laquelle le plan de manœuvres devient le précédent plan de manœuvres ;

- si le niveau de risque est supérieur au seuil prédéterminé:

- détermination d'un nouveau plan de manœuvres sur l'horizon de prédiction pour garantir le maintien à poste du satellite, ledit nouveau plan de manœuvres comprenant au moins une précédente manœuvre du précédent plan de manœuvres, lorsqu'il n'est pas vide, si l'au moins une précédente manœuvre est définie pour être mise en œuvre à une date à l'intérieur du précédent horizon de prédiction et à l'intérieur de l'horizon de prédiction du nouveau plan de manœuvres, le nouveau plan de manœuvres comprenant en outre, lorsqu'il n'est pas vide, au moins une nouvelle manœuvre, l'au moins une nouvelle manœuvre étant définie pour être mise en œuvre sur une nouvelle partie calculée de l'horizon de prédiction comprise entre la fin du précédent plan de manœuvres et la fin de l'horizon de prédiction, le nouveau plan de manœuvres étant déterminé en fonction de créneaux autorisés sur l'horizon de prédiction par un précédent programme de mission du satellite;

- identification, pour une nouvelle trajectoire correspondant à une exécution du nouveau plan de manœuvres déterminé, d'un nouveau risque identifié de collision avec au moins un nouvel objet spatial et détermination d'un nouveau niveau de risque de collision avec l'au moins un nouvel objet spatial, l'au moins un nouvel objet et l'au moins un objet pouvant être identiques;

- si le nouveau niveau de risque est inférieur ou égal à un nouveau seuil prédéterminé, transmission du nouveau plan de manœuvres au système de commande de propulsion et de contrôle d'attitude du satellite pour exécution des manœuvres de la précédente partie figée, l'étape de transmission comprenant une étape de sauvegarde, dans laquelle le nouveau plan de manœuvres devient le précédent plan de manœuvres;

- activation du procédé au moins une fois à un instant d'activation suivant, l'instant d'activation suivant étant l'instant d'activation décalé du délai d'activation.

[0008] Selon ces dispositions, les manœuvres du plan de manœuvres sont calculées sur un horizon de prédiction de manière à obtenir un niveau de risque de collision acceptable sur la base des conjonctions connues à l'instant d'activation considéré, en assurant le maintien à poste pour la mission, dans le cas où il n'y pas de risque de collision identifié.

[0009] Selon un mode de mise en œuvre, l'invention comprend une ou plusieurs des caractéristiques suivantes, seules ou en combinaison techniquement acceptable.

[0010] Selon un mode de mise en œuvre, l'instant d'activation du procédé est un instant de passage du satellite au nœud ascendant de l'orbite du satellite.

[0011] Selon un mode de mise en œuvre, le procédé comprend en outre les étapes suivantes, si le nouveau niveau de risque est supérieur au seuil prédéterminé:

- détermination d'un autre plan de manœuvres sur l'horizon de prédiction, l'autre plan de manœuvres comprenant seulement l'au moins une précédente manœuvre du précédent plan de manœuvres, lorsqu'il n'est pas vide, si l'au moins une précédente manœuvre est définie pour être mise en œuvre à une date à l'intérieur de la précédente partie figée et à l'intérieur de l'horizon de prédiction dudit autre plan de manœuvres, l'autre plan de manœuvres ne comprenant aucune manœuvre si l'au moins une précédente manœuvre n'est pas définie pour être mise en œuvre pendant la précédente partie figée et à l'intérieur de horizon de prédiction;
- identification, pour une autre trajectoire correspondant à une exécution de l'autre plan de manœuvres, d'un autre risque identifié de collision avec au moins un autre objet spatial et détermination d'un autre niveau de risque de collision avec l'au moins un autre objet spatial, l'au moins un autre objet spatial et l'au moins un objet spatial pouvant être identiques;
- si l'autre niveau de risque est inférieur ou égal à un autre seuil prédéterminé, transmission de l'autre plan de manœuvres au système de commande de propulsion et de contrôle d'attitude du satellite pour exécution des manœuvres de la précédente partie figée, l'étape de transmission comprenant une étape de sauvegarde, dans laquelle l'autre plan de manœuvres devient le précédent plan de manœuvres;

[0012] Selon ces dispositions, si la modification de la trajectoire ne permet pas de réduire le risque de collision à un niveau acceptable, l'autre plan de manœuvres sans manœuvres calculées permet d'obtenir une trajectoire pouvant servir de base de référence pour une détermination de manœuvres d'évitements spécifiques. Les manœuvres de l'autre plan de manœuvres ne sont pas calculées et ne garantissent donc plus la réalisation du maintien à poste de manière à proposer une solution calculatoire rapide permettant une modification substantielle de la trajectoire afin de modifier le risque de collision identifié.

[0013] Selon un mode de mise en œuvre, le procédé comprend en outre les étapes suivantes, si l'autre niveau de risque est supérieur à l'autre seuil prédéterminé:

- détermination d'un plan de manœuvres d'évitement sur un horizon d'évitement, le plan de manœuvres d'évitement comprenant l'au moins une précédente manœuvre du précédent plan de manœuvres, lorsqu'il n'est pas vide, si l'au moins une précédente manœuvre est définie pour être mise en œuvre pendant la précédente partie figée du précédent horizon de prédiction, le plan de manœuvres d'évitement comprenant en outre au moins une manœuvre d'évitement pour éviter la collision avec l'autre objet spatial;
- transmission du plan de manœuvres d'évitement au système de commande de propulsion et de contrôle d'attitude du satellite pour exécution des manœuvres de la précédente partie figée, l'étape de transmission comprenant une étape de sauvegarde,

dans laquelle le plan de manœuvres d'évitement et une partie sans manœuvre comprise entre une fin de l'horizon d'évitement et la fin de l'horizon de prédiction deviennent ensemble le précédent plan de manœuvres.

- [0014] Selon ces dispositions, les manœuvres du plan de manœuvres sont calculées sur un horizon de prédiction de manière à garantir un niveau de risque de collision acceptable sur la base des conjonctions connues à l'instant d'activation considéré, en assurant un évitement des collisions identifiées pénalisant le moins possible la mission.
- [0015] Selon un mode de mise en œuvre, le plan de manœuvres d'évitement est déterminé en utilisant des créneaux prioritaires autorisés par le programme de mission du satellite.
- [0016] Selon un mode de mise en œuvre, un début de l'horizon d'évitement coïncide avec le début de l'horizon de prédiction, et dans lequel une fin de l'horizon d'évitement est déterminée en fonction d'un instant de plus petit rapprochement du satellite avec l'autre objet spatial.
- [0017] Selon un mode de mise en œuvre, la fin de l'horizon d'évitement est l'instant de plus petit rapprochement du satellite avec l'autre objet spatial, augmenté d'une période de temps prédéterminée, les créneaux prioritaires utilisés pour l'au moins une manœuvre d'évitement étant positionnés avant l'instant de plus petit rapprochement du satellite avec l'autre objet spatial, des créneaux complémentaires étant positionnés sur la période de temps prédéterminée pour des manœuvres complémentaires destinées à assurer un retour du satellite sur une orbite de référence.
- [0018] Selon un mode de mise en œuvre, les créneaux prioritaires autorisés pour la détermination du plan de manœuvres d'évitement sont déterminés en fonction des créneaux autorisés sur l'horizon de prédiction par le programme de mission pour favoriser le maintien à poste et en fonction d'autres créneaux autorisés par un autre programme de mission défini pour favoriser l'évitement.
- [0019] Selon un mode de mise en œuvre, les autres créneaux autorisés par l'autre programme de mission comprennent les créneaux complémentaires autorisés pour les manœuvres complémentaires destinées à assurer le retour du satellite sur l'orbite de référence.
- [0020] Selon un mode de mise en œuvre, le procédé comprend le programme de mission nominal et l'autre programme de mission comprennent une période de reprise commune comprise entre un premier instant de reprise et un deuxième instant de reprise, les créneaux alloués pour la détermination du plan de manœuvres d'évitement étant les créneaux de l'autre programme de mission qui sont compris dans la période de reprise, et les créneaux du programme de mission nominal qui ne sont pas compris dans la période de reprise.
- [0021] Selon un mode de mise en œuvre, le procédé comprend en outre les étapes suivantes,

si le précédent plan de manœuvres, sauvegardé suite à l'activation du procédé, comprend un plan de manœuvres d'évitement déterminé sur un précédent horizon d'évitement, et si la fin dudit précédent horizon d'évitement est postérieure à la fin de la précédente partie figée dudit précédent plan de manœuvres:

- mise à jour, pour une trajectoire correspondant à une exécution du précédent plan de manœuvres déterminé, d'un risque identifié de collision avec l'au moins un objet spatial et détermination d'un niveau de risque de collision avec l'au moins un objet spatial ;
- détermination d'un plan de manœuvres d'évitement sur un autre horizon d'évitement ;
- détermination d'un plan de manœuvres sur une autre partie calculée de l'horizon de prédiction, l'autre partie calculée étant comprise entre la fin de l'autre horizon d'évitement et la fin de l'horizon de prédiction,
- transmission du plan de manœuvres d'évitement et du plan de manœuvres au système de commande de propulsion et de contrôle d'attitude du satellite pour exécution des manœuvres de la précédente partie figée, l'étape de transmission comprenant une étape de sauvegarde, dans laquelle le plan de manœuvres d'évitement et le plan de manœuvres deviennent ensemble le précédent plan de manœuvres.

[0022] Selon un mode de mise en œuvre, le délai d'activation est égale à une durée d'une orbite du satellite.

[0023] Selon un mode de mise en œuvre, la durée de l'horizon de prédiction est égale à une durée d'au moins 3 orbites successives du satellite.

[0024] Selon un mode de mise en œuvre la durée de l'horizon de prédiction est égale à une durée d'un nombre d'orbites successives, le nombre d'orbites successives étant compris entre 10 et 20, le nombre d'orbites successives étant de préférence égale à 14 ou 15.

[0025] Selon un mode de mise en œuvre, la durée de la précédente partie figée (PPF) est égale à une durée de 3 orbites successives du satellite.

[0026] Selon un aspect, l'invention concerne également un satellite comprenant un dispositif de contrôle d'orbite autonome, le dispositif étant configuré pour assurer de manière autonome à bord du satellite une fonction de maintien à poste du satellite et une fonction d'évitement d'une collision du satellite avec au moins un objet spatial, le satellite comprenant :

- un équipement configuré pour activer le dispositif à un instant d'activation le dispositif comprenant :

- un moyen de détermination d'un plan de manœuvres pour garantir le maintien à poste du satellite, le plan de manœuvres comprenant, lorsqu'il n'est pas vide, au moins une manœuvre, l'au moins une manœuvre étant définie pour être mise en œuvre à une

date à l'intérieur d'un horizon de prédiction du plan de manœuvres, l'horizon de prédiction ayant une durée comprise entre un début de l'horizon de prédiction correspondant à l'instant d'activation et une fin de l'horizon de prédiction, le plan de manœuvres étant déterminé à partir d'un précédent plan de manœuvres comprenant, lorsqu'il n'est pas vide, au moins une précédente manœuvre, l'au moins une précédente manœuvre étant définie pour être mise en œuvre à une date à l'intérieur d'un précédent horizon de prédiction du précédent plan de manœuvres, le précédent horizon de prédiction ayant une durée égale à la durée de l'horizon de prédiction, le début de l'horizon de prédiction étant décalé dans le temps par rapport à un début du précédent horizon de prédiction, le décalage dans le temps étant égal à un délai d'activation, l'horizon de prédiction comprenant une partie figée comprise entre le début de l'horizon de prédiction et une fin de la première figée, et une partie calculée comprise entre la fin de la partie figée et la fin de l'horizon de prédiction, le plan de manœuvres étant déterminé en fonction de créneaux autorisés sur l'horizon de prédiction par un programme de mission, l'au moins une manœuvre du plan de manœuvres comprenant l'au moins une précédente manœuvre du précédent plan de manœuvres si l'au moins une précédente manœuvre est définie pour être mise en œuvre pendant la partie figée de l'horizon de prédiction;

- un moyen d'identification d'un risque identifié de collision avec l'au moins un objet spatial et détermination d'un niveau de risque de collision avec l'au moins un objet spatial ;

- un moyen de vérification si le niveau de risque est inférieur ou égal à un seuil prédéterminé ;

- un moyen transmission configuré pour transmettre le plan de manœuvres à un système de commande de propulsion et de contrôle d'attitude du satellite et pour sauvegarder le plan de manœuvres de sorte que le plan de manœuvres devient le précédent plan de manœuvres si le niveau de risque est inférieur ou égal à un seuil prédéterminé ;

[0027] - le moyen de détermination étant configuré, si le niveau de risque est supérieur au seuil prédéterminé, pour déterminer un nouveau plan de manœuvres, le nouveau plan de manœuvres comprenant, lorsqu'il n'est pas vide, l'au moins une précédente manœuvre du précédent plan de manœuvres si l'au moins une précédente manœuvre est définie pour être mise en œuvre à une date à l'intérieur du précédent horizon de prédiction et à l'intérieur de l'horizon de prédiction;

- le moyen d'identification étant configuré pour identifier un nouveau risque de collision avec au moins un nouvel objet spatial et pour déterminer un nouveau niveau de risque de collision avec l'au moins un nouvel objet spatial;

- le moyen de vérification étant configuré pour vérifier si le nouveau niveau de risque est inférieur ou égal à un nouveau seuil prédéterminé ;

- le moyen de transmission étant configuré pour transmettre le nouveau plan de manœuvres au système de commande de propulsion et de contrôle d'attitude du satellite et pour sauvegarder le nouveau plan de manœuvres de sorte que le nouveau plan de manœuvres devient le précédent plan de manœuvres, si le nouveau niveau de risque est inférieur ou égal à un nouveau seuil prédéterminé;
- le moyen de détermination étant configuré pour déterminer une trajectoire sans manœuvre si le nouveau niveau de risque est supérieur au seuil prédéterminé;
- le moyen d'identification étant configuré pour identifier un autre risque de collision avec au moins un autre objet spatial et pour déterminer un autre niveau de risque de collision avec l'au moins un autre objet spatial;
- le moyen de vérification étant configuré pour vérifier si l'autre niveau de risque est inférieur ou égal à un autre seuil prédéterminé ;
- le moyen transmission étant configuré pour transmettre l'autre plan de manœuvres au système de commande de propulsion et de contrôle d'attitude du satellite et pour sauvegarder l'autre plan de manœuvres de sorte que l'autre plan de manœuvres devient le précédent plan de manœuvres, si l'autre niveau de risque est inférieur ou égal à un autre seuil prédéterminé;
- le moyen de détermination étant configuré pour déterminer un plan de manœuvres d'évitement si le niveau de risque est supérieur à l'autre seuil prédéterminé, le plan de manœuvres d'évitement comprenant au moins une manœuvre d'évitement pour éviter la collision avec l'autre objet spatial, en utilisant des créneaux prioritaires.
- le moyen de transmission étant configuré pour transmettre le plan de manœuvres d'évitement au système de commande de propulsion et de contrôle d'attitude du satellite et pour sauvegarder le plan de manœuvres d'évitement de sorte que le plan de manœuvres d'évitement et une partie sans manœuvre deviennent le précédent plan de manœuvres.

[0028] Selon un mode de réalisation, le satellite comprend en outre un moyen de vérification du contenu du précédent plan de manœuvre, de sorte que le moyen d'identification est configuré pour mettre à jour, pour une trajectoire correspondant à une exécution du précédent plan de manœuvres déterminé, un risque identifié de collision avec l'au moins un objet spatial et détermination d'un niveau de risque de collision avec l'au moins un objet spatial, et le moyen de détermination est configuré pour déterminer un plan de manœuvres d'évitement sur un autre horizon d'évitement, et pour déterminer un plan de manœuvres sur une autre partie calculée de l'horizon de prédiction comprise entre la fin de l'autre horizon d'évitement et la fin de l'horizon de prédiction, et le moyen de transmission est configuré pour transmettre le plan de manœuvres d'évitement et le plan de manœuvres au système de commande de propulsion et de contrôle d'attitude du satellite pour exécution des manœuvres de la précédente partie

figée, et pour sauvegarder ledit plan de manœuvres d'évitement et ledit plan de manœuvre, si le précédent plan de manœuvres comprend un plan de manœuvres d'évitement déterminé sur un précédent horizon d'évitement, et si la fin dudit précédent horizon d'évitement est postérieure à la fin de la précédente partie figée dudit précédent plan de manœuvre.

- [0029] Pour sa bonne compréhension, un mode de réalisation et/ou de mise en oeuvre de l'invention est décrit en référence aux dessins ci-annexés représentant, à titre d'exemple non limitatif, une forme de réalisation ou de mise en œuvre respectivement d'un dispositif et/ou d'un procédé selon l'invention. Les mêmes références sur les dessins désignent des éléments similaires ou des éléments dont les fonctions sont similaires.
- [0030] [Fig.1] est une représentation selon un axe du temps d'une succession de passage d'un satellite au nœud ascendant de l'orbite, correspondant à la succession des activations du procédé selon l'invention pour le contrôle d'orbite autonome.
- [0031] [Fig.2] est une autre représentation selon un axe du temps d'une autre succession des activations du procédé selon l'invention pour le contrôle d'orbite autonome, dans laquelle un passage d'un satellite au nœud ascendant de l'orbite ne donne pas lieu à une activation car l'activation précédente n'est pas terminée.
- [0032] [Fig.3] est une représentation selon un axe du temps d'un plan de manœuvres déterminé sur un horizon de prédiction au cours d'une première étape du procédé selon l'invention.
- [0033] [Fig.4] est une autre représentation selon un axe du temps de trois plans de manœuvres déterminés successivement sur un horizon de prédiction glissant au cours d'une première étape du procédé selon l'invention.
- [0034] [Fig.5] est une autre représentation selon un axe du temps d'un précédent plan de manœuvres déterminé sur un précédent horizon de prédiction au cours d'une étape du procédé selon l'invention, et du nouveau plan de manœuvres déterminé sur un horizon de prédiction au cours d'une autre étape du procédé selon l'invention, après la détection d'un risque de collision avec le plan de manœuvres déterminé sur l'horizon de prédiction au cours d'une étape précédente du procédé selon l'invention.
- [0035] [Fig.6] est une autre représentation selon un axe du temps d'un précédent plan de manœuvres déterminé sur un précédent horizon de prédiction au cours d'une étape du procédé selon l'invention, et d'un autre plan de manœuvres déterminé sur un horizon de prédiction au cours d'une autre étape du procédé selon l'invention, après la détection d'un risque de collision avec le nouveau plan de manœuvres déterminé sur l'horizon de prédiction au cours d'une étape précédente du procédé selon l'invention.
- [0036] [Fig.7] est une autre représentation selon un axe du temps d'un plan de manœuvres déterminé sur un horizon de prédiction qui devient un précédent plan de manœuvres

- déterminé sur un précédent horizon de prédiction au cours d'une étape de sauvegarde.
- [0037] [Fig.8] est une autre représentation selon un axe du temps d'un précédent plan de manœuvres déterminé sur un précédent horizon de prédiction au cours d'une étape du procédé selon l'invention, et d'un plan de manœuvres d'évitement déterminé sur un horizon d'évitement, associé à un plan de manœuvres déterminé sur un horizon de prédiction au cours d'une autre étape du procédé selon l'invention, après la détection d'un risque de collision avec le nouveau plan de manœuvres et avec l'autre plan de manœuvres sans manœuvre déterminé sur l'horizon de prédiction, au cours d'une étape précédente du procédé selon l'invention.
- [0038] [Fig.9] est une autre représentation selon un axe du temps d'un plan de manœuvres d'évitement déterminé sur un horizon d'évitement qui devient un précédent plan de manœuvres déterminé sur un précédent horizon de prédiction au cours d'une autre étape de sauvegarde après une étape de détermination d'un plan de manœuvres d'évitement.
- [0039] [Fig.10a] est une représentation selon un axe du temps d'un premier cas de précédent plan de manœuvres, qui conditionne le séquençement des étapes du procédé selon un mode de mise en œuvre de l'invention.
- [0040] [Fig.10b] est une représentation selon un axe du temps d'un deuxième cas de précédent plan de manœuvres, qui conditionne le séquençement des étapes du procédé selon un mode de mise en œuvre de l'invention.
- [0041] [Fig.10c] est une représentation selon un axe du temps d'un troisième cas de précédent plan de manœuvres, qui conditionne le séquençement des étapes du procédé selon un mode de mise en œuvre de l'invention.
- [0042] [Fig.11] est une représentation selon un axe du temps d'un précédent plan de manœuvres selon le troisième cas représenté sur la [Fig.10c], et d'un plan de manœuvres d'évitement déterminé sur un autre horizon d'évitement, associé à un plan de manœuvres déterminé sur un horizon de prédiction comprenant une autre partie calculée qui commence à la fin de l'autre horizon de prédiction.
- [0043] [Fig.12] est un diagramme du séquençement des étapes du procédé selon un mode de mise en œuvre de l'invention correspondant à la revendication indépendante.
- [0044] [Fig.13] est un autre diagramme du séquençement des étapes du procédé selon des modes complémentaires de mise en œuvre de l'invention.
- [0045] Pour pouvoir gérer les risques de collision, il faut pouvoir détecter le risque et, au besoin, anticiper une éventuelle manœuvre d'évitement. Le système bord bénéficie à cet effet des informations à jour de conjonctions, i.e. les dates et positions prévisionnelles de croisement de la trajectoire nominale du satellite et de la trajectoire d'un autre objet spatial, et de procédés algorithmiques pour calculer le risque associé à ces conjonctions sur un horizon temporel suffisamment long pour garantir la mise en place

d'une solution d'évitement efficace qui tienne compte des contraintes de la plateforme et de son système propulsif.

- [0046] Pour identifier le risque sur cet horizon temporel, il faut avoir la connaissance de la trajectoire future du satellite, i.e. avoir la connaissance d'un plan de manœuvres prévues sur cet horizon. Au-delà d'un certain horizon, les manœuvres prévues par le contrôle d'orbite autonome ne sont plus réalistes à cause de la mauvaise estimation de la dynamique orbitale future. Par ailleurs, au-delà d'un certain horizon, la fiabilité des informations de conjonction diminue fortement. Par exemple pour un satellite délivrant une poussée faible de l'ordre de 4mN/100 kg et ayant des contraintes sur le placement des manœuvres, il faut considérer un horizon d'environ 20 à 24h pour à la fois garantir la capacité de mise en place d'une solution d'évitement, et bénéficier d'information de conjonction suffisamment à jour, et garantir le maintien à poste satisfaisant.
- [0047] En contrôle d'orbite autonome, le segment sol n'a pas de connaissance a priori des corrections orbitales qui seront mises en œuvre par le système bord. Ainsi les activités de planification de la mission et des passages stations sont réalisées uniquement à partir de l'orbite de référence. Cela explique le besoin de contrôle fin du contrôle d'orbite autonome autour de son orbite de guidage afin que le satellite soit suffisamment proche de son orbite de référence pour que le sol ne considère que cette dernière. Les créneaux d'orbite autorisés sur lesquels le contrôle d'orbite autonome peut positionner ses corrections orbitales correspondent à des créneaux libres d'activité programmée par la mission et libres de contraintes diverses (éblouissement instrument, contraintes d'éclipse, etc...). Le contrôle d'orbite autonome représente donc un grand avantage pour le segment sol qui peut planifier ses activités sur une orbite connue à l'avance et sans se soucier des activités de maintien à poste et de leurs conséquences. En revanche, les actions du contrôle d'orbite qui amèneraient à des sorties de fenêtres ne sont pas concertées avec le sol et peuvent conduire à une indisponibilité de la mission. Ceci est particulièrement vrai dans le cas où des solutions d'évitement de collision en urgence sont définies au détriment de la mission.
- [0048] Les études de performances de l'algorithme de contrôle d'orbite autonome ont montré qu'il est possible de définir un horizon sur lequel les manœuvres sont définies à l'avance et potentiellement ajustables, tout en garantissant a minima le maintien à poste.
- [0049] A contrario, avec la gestion par le bord du risque de collision, le contrôle d'orbite autonome a tout intérêt à pouvoir remettre en question son plan de manœuvres à chaque activation pour coller au mieux avec l'évolution des perturbations orbitales et l'évolution des contraintes missions. Le contrôle d'orbite autonome a seulement l'obligation de calculer un plan de manœuvres complet sur tout l'horizon de prédiction pour pouvoir déterminer le risque de collision associé.

- [0050] Les manœuvres calculées sur l'horizon de calcul de risque, i.e. horizon de prédiction, constituent donc un plan de manœuvres back-up pour lequel on garantit qu'il est sans risque en l'état des connaissances de débris à l'instant de cette activation, et qu'il assure a minima le maintien à poste et sur une mission acceptable.
- [0051] Le contrôle d'orbite autonome est activé par le système bord du satellite, typiquement une fois par orbite, par exemple à chaque détection, par le navigateur bord, d'un passage au nœud ascendant NA de l'orbite. Le navigateur bord délivre un bulletin de l'état orbital qui sera utilisé par le contrôle d'orbite autonome pour calculer son plan de manœuvres à venir.
- [0052] Le segment sol traite en amont, au fur et à mesure de leur réception, les informations de conjonctions, sur la base de l'orbite de référence, et fournit au bord dès que possible les informations de conjonctions utiles sous un format approprié, en fonction des passages en visibilité station et donc de manière désynchronisée des activations du contrôle d'orbite autonome.
- [0053] De même les créneaux autorisés par le programme de mission pour les manœuvres de maintien à poste sont transmises par le segment sol au système bord en dépendance des passages en visibilité station et donc de manière désynchronisée des activations du contrôle d'orbite autonome.
- [0054] La [Fig.1] est une représentation, selon un axe du temps, des activations ACOA successives du procédé selon l'invention, et des transmissions des informations de conjonctions TIC d'une part, des transmissions des créneaux de manœuvres autorisés TCMA pour les manœuvres de maintien à poste d'autre part, en fonctions des passages en visibilité station S.
- [0055] Lorsque la séquence calculatoire est longue, i.e. lorsque la mise en œuvre du procédé selon l'invention est d'une durée supérieure à un intervalle de temps entre deux activations ACOA du procédé, l'activation suivante du procédé peut être décalée, d'une orbite par exemple, comme cela est illustré sur la [Fig.2].
- [0056] En référence aux figures 12 et 13, les différentes étapes du procédé 100 pour un contrôle d'orbite autonome d'un satellite, intégrant à bord du satellite un maintien à poste du satellite et un évitement d'une collision du satellite avec au moins un objet spatial, sont décrites ci-après.
- [0057] Le procédé 100 est activé ACOA à un instant d'activation ; l'instant d'activation est par exemple l'instant d'un passage du satellite à un nœud ascendant NA de l'orbite du satellite. Ainsi, selon un mode de mise en œuvre du procédé, le procédé 100 est activé une fois par orbite, à chaque détection par le navigateur bord d'un passage du satellite à un nœud ascendant NA. Le délai d'activation DA entre deux activations successives est ainsi égale à la durée d'une orbite.
- [0058] Le contenu de l'étape suivant l'activation courante du procédé 100 dépend d'un

résultat d'une activation précédente du procédé 100, au cours de laquelle un précédent plan de manœuvres PPMA a été déterminé, puis sauvegardé. A la suite de ladite activation précédente du procédé 100, ledit précédent plan de manœuvres PPMA a été déterminé sur un précédent horizon temporel de prédiction PHP pour garantir le maintien à poste du satellite et/ou la gestion des risques de collision, ledit précédent plan de manœuvres PPMA comprenant, lorsqu'il n'est pas vide, au moins une précédente manœuvre PM1, PM2, PM3, l'au moins une précédente manœuvre PM1, PM2, PM3 étant définie pour être mise en œuvre à une date à l'intérieur du précédent horizon de prédiction PHP du précédent plan de manœuvres PPMA; le précédent horizon de prédiction PHP comprend une précédente partie figée PPF comprise entre un début du précédent horizon de prédiction PHP et une fin de la précédente partie figée PPF: si des manœuvres de maintien à poste du satellite ont été planifiées pendant ladite précédente partie figée PPF du précédent horizon de prédiction PHP du précédent plan de manœuvres PPMA, alors ces manœuvres ne pourront pas être remises en cause lors de la détermination d'un plan de manœuvres suivant, au cours de l'activation suivante du procédé.

- [0059] Ledit précédent plan de manœuvres PPMA peut être l'un des différents types de plan de manœuvres susceptibles d'être déterminés puis sauvegardés au cours de la précédente activation du procédé; parmi ces différents types de plans de manœuvres susceptibles d'être déterminés puis sauvegardés au cours de la précédente activation du procédé, on trouve :
- [0060] - un plan de manœuvres PMA, comprenant des manœuvres de maintien à poste déterminées sur le précédent horizon de prédiction PHP du précédent plan de manœuvres PPMA, ou
- [0061] - un nouveau plan de manœuvres NPMA, comprenant des manœuvres de maintien à poste déterminées sur le précédent horizon de prédiction PHP du précédent plan de manœuvres PPMA ou
- [0062] - un autre plan de manœuvres APMA, comprenant des manœuvres de maintien à poste déterminées sur le précédent horizon de prédiction PHP du précédent plan de manœuvres PPMA.
- [0063] Le précédent plan de manœuvres PPMA peut aussi comprendre un plan de manœuvres d'évitement PME comprenant des manœuvres d'évitement d'une collision déterminées sur un autre horizon d'évitement AHE, ou sur un précédent horizon d'évitement PHE du précédent plan de manœuvres PPMA, et un plan de manœuvres PMA comprenant des manœuvres de maintien à poste déterminées sur une partie calculée PC, ou une autre partie calculée APC, du précédent horizon de prédiction du précédent plan de manœuvres PPMA, ladite partie calculée PC, ou ladite autre partie calculée APC étant comprise entre la fin du précédent horizon d'évitement PHE et la

fin du précédent horizon de prédiction PHP.

- [0064] Par convention, le terme « manœuvre » est utilisé seul, ci-après, pour désigner des manœuvres de maintien ou de mise à poste, et les termes « manœuvre d'évitement » désignent des manœuvres plus précisément destinées à éviter une collision.
- [0065] Le procédé 100 comprend donc une utilisation 101 d'un précédent plan de manœuvres PPMA déterminé sur un précédent horizon de prédiction PHP pour garantir le maintien à poste du satellite et/ou la gestion des risques de collision, et sauvegardé au cours d'une activation précédente. Le contenu spécifique des différents types de plans de manœuvres, et plan de manœuvres d'évitement PME, susceptibles de composer le précédent plan de manœuvres PPMA sont définis plus précisément ci-après.
- [0066] Le procédé 100 comprend ensuite une étape de vérification 101' du contenu du précédent plan de manœuvres PPMA.
- [0067] Si 101' le précédent plan de manœuvres PPMA comprend un plan de manœuvres d'évitement PME déterminé sur un précédent horizon d'évitement PHE, et si une fin dudit précédent horizon d'évitement PHE est antérieure à la fin de la précédente partie figée PPF du précédent horizon de prédiction PHP, comme cela est illustré sur la [Fig.10b], ou si le précédent plan de manœuvres PPMA n'est pas un plan de manœuvres d'évitement PME, autrement dit si le précédent plan de manœuvres PPMA ne contient aucune manœuvres d'évitement, autrement dit encore si le précédent horizon d'évitement PHE est nul, comme cela est illustré sur la [Fig.10a], les étapes suivantes sont alors mises en œuvre:
- [0068] – détermination 102 d'un plan de manœuvres PMA sur un horizon de prédiction HP pour garantir le maintien à poste du satellite ; comme cela est illustré en [Fig.4], ledit plan de manœuvres PMA, lorsqu'il n'est pas vide, comprend au moins une précédente manœuvre PM1 du précédent plan de manœuvres PPMA, lorsque celui-ci n'est pas vide, si l'au moins une précédente manœuvre PM1=MA1 est définie pour être mise en œuvre à une date à l'intérieur de la précédente partie figée PPF et à l'intérieur de l'horizon de prédiction HP du plan de manœuvres PMA; l'horizon de prédiction HP a une durée égale à la durée du précédent horizon de prédiction PHP, un début de l'horizon de prédiction HP étant décalé dans le temps T par rapport au début du précédent horizon de prédiction PHP, le décalage dans le temps étant égal au délai d'activation DA ; le plan de manœuvres PMA comprend en outre, lorsqu'il n'est pas vide, au moins une manœuvre MA2, MA3, l'au moins une manœuvre MA2, MA3 étant définie pour être mise en œuvre pendant une partie calculée PC de l'horizon de prédiction comprise entre la fin de la

précédente partie figée PPF et la fin de l'horizon de prédiction HP ; le plan de manœuvres PMA est déterminé en fonction de créneaux autorisés sur l'horizon de prédiction HP par un programme de mission du satellite. Avantageusement, une durée de l'horizon de prédiction HP est égale à une durée d'au moins 3 orbites successives du satellite, voire égale à une durée d'un nombre compris entre 10 et 20 d'orbites successives, le nombre d'orbites successives étant de préférence égale à 14 ou 15. Une durée de la précédente partie figée PPF est avantageusement égale à une durée de 3 orbites successives du satellite.

- identification 103, pour une trajectoire correspondant à une exécution du plan de manœuvres PMA déterminé, d'un risque identifié RI de collision avec un objet spatial et détermination d'un niveau de risque de collision avec l'objet spatial. Ledit objet spatial est un objet parmi une liste d'objets spatiaux dont la trajectoire a été préalablement transmise au satellite sous la forme d'informations de conjonctions par le système sol.
- Vérifier 103' si le niveau de risque est inférieur ou égal à un seuil prédéterminé ; si le niveau de risque est inférieur ou égal à ce seuil prédéterminé, transmission 109 du plan de manœuvres PMA à un système de commande de propulsion et de contrôle d'attitude du satellite pour exécution des manœuvres de la précédente partie figée PPF, l'étape de transmission 109 comprenant une étape de sauvegarde 109', dans laquelle le plan de manœuvres PMA devient le précédent plan de manœuvres PPMA, comme cela est illustré sur la [Fig.7]. Si le niveau de risque est supérieur au seuil prédéterminé, alors les étapes suivantes sont mises en œuvre :
- détermination 104 d'un nouveau plan de manœuvres NPMA sur l'horizon de prédiction HP pour garantir le maintien à poste du satellite sur cet horizon temporel; comme cela est illustré sur la [Fig.5], ledit nouveau plan de manœuvres NPMA comprend au moins une précédente manœuvre PM1, PM2, PM3 du précédent plan de manœuvres PPMA, lorsqu'il n'est pas vide, si l'au moins une précédente manœuvre PM1=NMA1, PM2=NMA2, PM3=NMA3 est définie pour être mise en œuvre à une date à l'intérieur du précédent horizon de prédiction PHP et à l'intérieur de l'horizon de prédiction HP du nouveau plan de manœuvres NPMA ; le nouveau plan de manœuvres NPMA comprend en outre, lorsqu'il n'est pas vide, au moins une nouvelle manœuvre NMA4, l'au moins une nouvelle manœuvre NMA4 étant définie pour être mise en œuvre sur une nouvelle partie calculée NPC de l'horizon de prédiction HP comprise entre la fin du précédent plan de manœuvres PPMA et la fin de l'horizon de prédiction HP, le nouveau plan de manœuvres NPMA

étant déterminé en fonction de créneaux autorisés sur l'horizon de prédiction HP par un précédent programme de mission du satellite;

- identification 105, pour une nouvelle trajectoire correspondant à une exécution du nouveau plan de manœuvres NPMA déterminé à l'étape précédente, d'un nouveau risque identifié de collision avec au moins un nouvel objet spatial et détermination d'un nouveau niveau de risque de collision avec l'au moins un nouvel objet spatial, l'au moins un nouvel objet et l'au moins un objet pouvant être identiques;
- Vérifier 105' si le niveau de risque est inférieur ou égal à un nouveau seuil prédéterminé ; si le nouveau niveau de risque est inférieur ou égal à ce seuil prédéterminé, transmission 110 du nouveau plan de manœuvres NPMA à un système de commande de propulsion et de contrôle d'attitude du satellite pour exécution des manœuvres de la précédente partie figée PPF, l'étape de transmission 110 comprenant une étape de sauvegarde 110', dans laquelle le nouveau plan de manœuvres NPMA devient le précédent plan de manœuvres PPMA.

[0069] Selon ces dispositions, les manœuvres du plan de manœuvres sont calculées sur un horizon de prédiction de manière à obtenir un niveau de risque de collision acceptable sur la base des conjonctions connues à l'instant d'activation considéré, en assurant le maintien à poste pour la mission, dans le cas où il n'y pas de risque de collision identifié.

[0070] En particulier, si (105') le niveau de risque est supérieur au seuil prédéterminé, alors les étapes suivantes sont mises en œuvre :

- [0071] – détermination 106 d'un autre plan de manœuvres APMA sur l'horizon de prédiction HP ; comme cela est illustré sur la [Fig.6], l'autre plan de manœuvres APMA comprend seulement l'au moins une précédente manœuvre PM1 du précédent plan de manœuvres PPMA, lorsqu'il n'est pas vide, si l'au moins une précédente manœuvre PM1 est définie pour être mise en œuvre à une date à l'intérieur de la précédente partie figée PPF ; à l'intérieur de l'horizon de prédiction HP dudit autre plan de manœuvres APMA, l'autre plan de manœuvres APMA ne comprend aucune manœuvre si l'au moins une précédente manœuvre PM1 n'est pas définie pour être mise en œuvre pendant la précédente partie figée PPF et à l'intérieur de horizon de prédiction HP ;
- identification 107, pour une autre trajectoire correspondant à une exécution de l'autre plan de manœuvre APMA, d'un autre risque identifié de collision avec au moins un autre objet spatial et détermination d'un autre niveau de risque de collision avec l'au moins un autre objet spatial, l'au moins un autre objet

spatial et l'au moins un objet spatial pouvant être identiques;

- Vérifier 107' si le niveau de risque est inférieur ou égal à un autre seuil prédéterminé ; si l'autre niveau de risque est inférieur ou égal à ce seuil prédéterminé, transmission 111 de l'autre plan de manœuvres APMA à un système de commande de propulsion et de contrôle d'attitude du satellite pour exécution des manœuvres de la précédente partie figée PPF, l'étape de transmission 111 comprenant une étape de sauvegarde 111', dans laquelle l'autre plan de manœuvres APMA devient le précédent plan de manœuvres PPMA.

[0072] Plus particulièrement, si 107' le niveau de risque est supérieur au seuil prédéterminé, alors les étapes suivantes sont mises en œuvre :

- [0073] – détermination 108 d'un plan de manœuvres d'évitement PME sur un horizon d'évitement HE ; comme cela est illustré à la [Fig.8], ledit plan de manœuvres d'évitement PME comprenant l'au moins une précédente manœuvre PM1 du précédent plan de manœuvres PPMA, lorsqu'il n'est pas vide, si l'au moins une précédente manœuvre PM1 est définie pour être mise en œuvre pendant la précédente partie figée PPF du précédent horizon de prédiction PHP, le plan de manœuvres d'évitement PME comprenant en outre au moins une manœuvre d'évitement MAE2 pour éviter la collision avec l'autre objet spatial, en utilisant les créneaux autorisés par le programme de mission du satellite ; ou en utilisant, par exemple, des créneaux prioritaires autorisés par le programme de mission du satellite ; dans ce cas les créneaux prioritaires sont des créneaux temporels spécifiques, distincts des créneaux autorisés par ledit programme de mission, à l'intérieur desquels il est possible de placer une manœuvre d'évitement d'une collision. Avantagement, un début de l'horizon d'évitement coïncide avec le début de l'horizon de prédiction HP, et une fin de l'horizon d'évitement est déterminée en fonction d'un instant de plus petit rapprochement du satellite avec l'autre objet spatial. L'instant de plus petit rapprochement du satellite avec l'autre objet spatial est par exemple l'instant où une distance entre le satellite sur sa trajectoire prévisible et l'objet spatial sur sa trajectoire prévisible est minimum. Plus avantagement, la fin de l'horizon d'évitement est l'instant de plus petit rapprochement du satellite avec l'autre objet spatial, augmenté d'une période de temps prédéterminée, les créneaux prioritaires utilisés pour l'au moins une manœuvre d'évitement étant positionnés avant l'instant de plus petit rapprochement du satellite avec l'autre objet spatial, des créneaux complémentaires étant positionnés sur la période de temps prédéterminée pour des manœuvres complémentaires destinées à assurer un retour du satellite sur une orbite de référence ; plus particu-

lièrement, les créneaux prioritaires autorisés pour la détermination du plan de manœuvres d'évitement PME sont déterminés en fonction des créneaux autorisés sur l'horizon de prédiction HP par le programme de mission pour favoriser le maintien à poste et en fonction d'autres créneaux autorisés par un autre programme de mission défini pour favoriser l'évitement ; notamment, les autres créneaux autorisés par l'autre programme de mission comprennent les créneaux complémentaires autorisés pour les manœuvres complémentaires destinées à assurer le retour du satellite sur l'orbite de référence ; selon un exemple particulier, l'horizon d'évitement comprend une période de reprise comprise entre un premier instant de reprise et un deuxième instant de reprise, les créneaux alloués pour la détermination du plan de manœuvres d'évitement PME étant les créneaux de l'autre programme de mission qui sont compris dans la période de reprise, et les créneaux du programme de mission nominal qui ne sont pas compris dans la période de reprise.

- transmission 112 du plan de manœuvres d'évitement PME au système de commande de propulsion et de contrôle d'attitude du satellite pour exécution des manœuvres de la précédente partie figée PPF, l'étape de transmission 112 comprenant une étape de sauvegarde 112', dans laquelle, comme cela est illustré à la [Fig.9], le plan de manœuvres d'évitement PME et une partie sans manœuvre comprise entre une fin de l'horizon d'évitement et la fin de l'horizon de prédiction HP deviennent le précédent plan de manœuvres PPMA.

[0074] Selon ces dispositions, les manœuvres des plans de manœuvres successifs sont calculées sur un horizon de prédiction HP de manière à garantir un niveau de risque de collision acceptable sur la base des conjonctions connues à l'instant d'activation considéré, en assurant le maintien à poste pour la mission, et de manière à garantir, le cas échéant, un évitement des collisions identifiées en pénalisant le moins possible la mission.

[0075] Encore plus particulièrement, dans le cas 101' où le précédent plan de manœuvres PPMA sauvegardé suite à l'activation 101 du procédé 100, comprend un plan de manœuvres d'évitement PME déterminé sur un précédent horizon d'évitement PHE, et si la fin dudit précédent horizon d'évitement PHE est postérieure à la fin de la précédente partie figée PPF dudit précédent plan de manœuvres PPMA, comme cela est illustré sur la [Fig.10c], alors les étapes suivantes sont mises en œuvre :

- [0076] – mise à jour 103bis, pour une trajectoire correspondant à une exécution du précédent plan de manœuvres PPMA déterminé, d'un risque identifié RI de collision avec l'au moins un objet spatial et détermination d'un niveau de risque de collision avec l'au moins un objet spatial ;

- détermination 108bis d'un plan de manœuvres d'évitement PME sur un autre horizon d'évitement AHE, comme cela est illustré en [Fig.11] ;
- détermination 108ter d'un plan de manœuvres PMA sur une autre partie calculée APC comprise entre la fin de l'autre horizon d'évitement AHE et la fin de l'horizon de prédiction HP, l'horizon de prédiction HP ayant une durée égale à la durée du précédent horizon de prédiction PHP, un début de l'horizon de prédiction HP étant décalé dans le temps T par rapport au début du précédent horizon de prédiction PHP, le décalage dans le temps étant égal au délai d'activation DA, comme cela est illustré en [Fig.11];
- transmission 113 du plan de manœuvres d'évitement PME et du plan de manœuvres au système de commande de propulsion et de contrôle d'attitude du satellite pour exécution des manœuvres de la précédente partie figée PPF, l'étape de transmission 113 comprenant une étape de sauvegarde 113', dans laquelle le précédent plan de manœuvres PPMA est composé du plan de manœuvres d'évitement PME et du plan de manœuvre PMA.

[0077] Le procédé 100 est ensuite activé au moins une nouvelle fois à un nouveau passage, voire à chaque passage, du satellite à un nœud ascendant de l'orbite du satellite, avec la répétition des étapes précédemment décrites.

[0078] L'invention concerne également un satellite comprenant un dispositif de contrôle d'orbite autonome, le dispositif étant configuré pour assurer de manière autonome à bord du satellite une fonction de maintien à poste du satellite et une fonction d'évitement d'une collision du satellite avec au moins un objet spatial, le satellite comprenant :

- un équipement d'activation configuré pour activer ACOA le dispositif à un instant d'activation,

- le dispositif comprenant :

- un moyen de détermination d'un plan de manœuvres PMA pour garantir le maintien à poste du satellite, le plan de manœuvres PMA comprenant, lorsqu'il n'est pas vide, au moins une manœuvre MA1, MA2, MA3, l'au moins une manœuvre MA1, MA2, MA3 étant définie pour être mise en œuvre à une date à l'intérieur d'un horizon de prédiction HP du plan de manœuvres PMA, l'horizon de prédiction HP ayant une durée comprise entre un début de l'horizon de prédiction HP correspondant à l'instant d'activation et une fin de l'horizon de prédiction HP, le plan de manœuvres PMA étant déterminé à partir d'un précédent plan de manœuvres PPMA comprenant, lorsqu'il n'est pas vide, au moins une précédente manœuvre PM1, PM2, PM3, l'au moins une précédente manœuvre PM1, PM2, PM3 étant définie pour être mise en œuvre à une date à l'intérieur d'un précédent horizon de prédiction PHP du précédent plan de manœuvres PPMA, le précédent horizon de prédiction PHP ayant une durée égale à la

durée de l'horizon de prédiction HP, le début de l'horizon de prédiction HP étant décalé dans le temps T par rapport à un début du précédent horizon de prédiction PHP, le décalage dans le temps étant égal à un délai d'activation DA, l'horizon de prédiction HP comprenant une partie figée PF comprise entre le début de l'horizon de prédiction HP et une fin de la première figée PF, et une partie calculée PC comprise entre la fin de la partie figée PF et la fin de l'horizon de prédiction HP, le plan de manœuvres PMA étant déterminé en fonction de créneaux autorisés sur l'horizon de prédiction HP par un programme de mission, l'au moins une manœuvre MA1, MA2, MA3 du plan de manœuvres PMA comprenant l'au moins une précédente manœuvre PM1 du précédent plan de manœuvres PPMA si l'au moins une précédente manœuvre PM1 est définie pour être mise en œuvre pendant la partie figée PF de l'horizon de prédiction HP;

- un moyen d'identification d'un risque identifié RI de collision avec l'au moins un objet spatial et détermination d'un niveau de risque de collision avec l'au moins un objet spatial ;
- un moyen de vérification si 103' le niveau de risque est inférieur ou égal à un seuil prédéterminé ;
- un moyen transmission configuré pour transmettre le plan de manœuvres PMA à un système de commande de propulsion et de contrôle d'attitude du satellite et pour sauvegarder le plan de manœuvres PMA de sorte que le plan de manœuvres PMA devient le précédent plan de manœuvres PPMA si 103' le niveau de risque est inférieur ou égal à un seuil prédéterminé ;
- le moyen de détermination étant configuré, si 103' le niveau de risque est supérieur au seuil prédéterminé, pour déterminer un nouveau plan de manœuvres NPMA, le nouveau plan de manœuvres NPMA comprenant, lorsqu'il n'est pas vide, l'au moins une précédente manœuvre PM1, PM2, PM3 du précédent plan de manœuvres PPMA si l'au moins une précédente manœuvre PM1=NMA1, PM2=NMA2, PM3=NMA3 est définie pour être mise en œuvre à une date à l'intérieur du précédent horizon de prédiction PHP et à l'intérieur de l'horizon de prédiction HP;
- le moyen d'identification étant configuré pour identifier un nouveau risque de collision avec au moins un nouvel objet spatial et pour déterminer un nouveau niveau de risque de collision avec l'au moins un nouvel objet spatial;
- le moyen de vérification étant configuré pour vérifier si 105' le nouveau niveau de risque est inférieur ou égal à un nouveau seuil prédéterminé ;
- le moyen de transmission étant configuré pour transmettre le nouveau plan de manœuvres NPMA au système de commande de propulsion et de contrôle d'attitude du satellite et pour sauvegarder le nouveau plan de manœuvres NPMA de sorte que le nouveau plan de manœuvres NPMA devient le précédent plan de manœuvres PPMA, si 105' le nouveau niveau de risque est inférieur ou égal à un nouveau seuil pré-

déterminé:

- le moyen de détermination étant configuré pour déterminer une trajectoire sans manœuvre si 105' le nouveau niveau de risque est supérieur au seuil prédéterminé;
- le moyen d'identification étant configuré pour identifier un autre risque de collision avec au moins un autre objet spatial et pour déterminer un autre niveau de risque de collision avec l'au moins un autre objet spatial;
- le moyen de vérification étant configuré pour vérifier si 107' l'autre niveau de risque est inférieur ou égal à un autre seuil prédéterminé ;
- le moyen transmission étant configuré pour transmettre l'autre plan de manœuvres APMA au système de commande de propulsion et de contrôle d'attitude du satellite et pour sauvegarder l'autre plan de manœuvres APMA de sorte que l'autre plan de manœuvres APMA devient le précédent plan de manœuvres PPMA, si 107' l'autre niveau de risque est inférieur ou égal à un autre seuil prédéterminé;

[0079] - le moyen de détermination étant configuré pour déterminer un plan de manœuvres d'évitement PME si 107' le niveau de risque est supérieur à l'autre seuil prédéterminé, le plan de manœuvres d'évitement PME comprenant au moins une manœuvre d'évitement pour éviter la collision avec l'autre objet spatial, en utilisant des créneaux prioritaires.

- le moyen de transmission 112 étant configuré pour transmettre le plan de manœuvres d'évitement PME au système de commande de propulsion et de contrôle d'attitude du satellite et pour sauvegarder le plan de manœuvres d'évitement PME de sorte que le plan de manœuvres d'évitement PME et une partie sans manœuvre deviennent ensemble le précédent plan de manœuvres PPMA.

[0080] Le satellite peut en outre comprendre un moyen de vérification du contenu du précédent plan de manœuvres PPMA, de sorte que le moyen d'identification est configuré pour mettre à jour 103bis, pour une trajectoire correspondant à une exécution du précédent plan de manœuvres déterminé, un risque identifié RI de collision avec l'au moins un objet spatial et détermination d'un niveau de risque de collision avec l'au moins un objet spatial, et le moyen de détermination est configuré pour déterminer un plan de manœuvres d'évitement PME sur un autre horizon d'évitement AHE, et pour déterminer un plan de manœuvres PMA sur une autre partie calculée APC de l'horizon de prédiction HP comprise entre la fin de l'autre horizon d'évitement AHE et la fin de l'horizon de prédiction HP, et le moyen de transmission est configuré pour transmettre le plan de manœuvres d'évitement PME et le plan de manœuvres au système de commande de propulsion et de contrôle d'attitude du satellite pour exécution des manœuvres de la précédente partie figée PPF, et pour sauvegarder 113' ledit plan de manœuvres d'évitement PME et ledit plan de manœuvre PMA, si le précédent plan de manœuvres PPMA comprend un plan de manœuvres d'évitement

PME déterminé sur un précédent horizon d'évitement PHE, et si la fin dudit précédent horizon d'évitement PHE est postérieure à la fin de la précédente partie figée PPF dudit précédent plan de manœuvres PPMA.

## Revendications

[Revendication 1]

Procédé (100) pour un contrôle d'orbite autonome d'un satellite intégrant à bord du satellite un maintien à poste du satellite et un évitement d'une collision du satellite avec au moins un objet spatial, le procédé comprenant les étapes suivantes :

- activation (ACOA) du procédé (100) à un instant d'activation;
- utilisation (101) d'un précédent plan de manœuvres (PPMA) déterminé sur un précédent horizon de prédiction (PHP) pour garantir le maintien à poste du satellite et/ou la gestion des risques de collision, le précédent plan de manœuvres (PPMA) comprenant, lorsqu'il n'est pas vide, au moins une précédente manœuvre (PM1, PM2, PM3), l'au moins une précédente manœuvre (PM1, PM2, PM3) étant définie pour être mise en œuvre à une date à l'intérieur du précédent horizon de prédiction (PHP) du précédent plan de manœuvres (PPMA), le précédent horizon de prédiction (PHP) comprenant une précédente partie figée (PPF) comprise entre un début du précédent horizon de prédiction (PHP) et une fin de la précédente partie figée (PPF), le précédent plan de manœuvres (PPMA) étant l'un parmi un plan de manœuvres (PMA) déterminé sur le précédent horizon de prédiction (PHP), un nouveau plan de manœuvres (NPMA) déterminé sur le précédent horizon de prédiction (PHP), un autre plan de manœuvres (APMA) déterminé sur le précédent horizon de prédiction (PHP), ou le précédent plan de manœuvres comprenant un plan de manœuvres d'évitement (PME) déterminé sur un précédent horizon d'évitement (PHE),
- si (101') le précédent plan de manœuvres (PPMA) comprend un plan de manœuvres d'évitement (PME) déterminé sur un précédent horizon d'évitement PHE, et si une fin dudit précédent horizon d'évitement PHE est antérieure à la fin de la précédente partie figée (PPF), ou si le précédent plan de manœuvres (PPMA) n'est pas un plan de manœuvres d'évitement (PME), les étapes suivantes sont mises en œuvre:
  - détermination (102) d'un plan de manœuvres (PMA) sur un horizon de prédiction (HP) pour garantir le maintien à poste du satellite, ledit plan de manœuvres (PMA) comprenant au moins une précédente manœuvre (PM1) du précédent plan de manœuvres (PPMA), lorsqu'il n'est pas vide, si l'au moins une précédente manœuvre (PM1=MA1) est définie pour être mise en œuvre à une date à l'intérieur de la précédente partie

figée (PPF) et à l'intérieur de l'horizon de prédiction (HP) du plan de manœuvres (PMA), l'horizon de prédiction (HP) ayant une durée égale à la durée du précédent horizon de prédiction (PHP), un début de l'horizon de prédiction (HP) étant décalé dans le temps (T) par rapport au début du précédent horizon de prédiction (PHP), le décalage dans le temps étant égal à un délai d'activation (DA), le plan de manœuvres (PMA) comprenant en outre, lorsqu'il n'est pas vide, au moins une manœuvre (MA2, MA3), l'au moins une manœuvre (MA2, MA3) étant définie pour être mise en œuvre pendant une partie calculée (PC) de l'horizon de prédiction comprise entre la fin de la précédente partie figée (PPF) et la fin de l'horizon de prédiction (HP), le plan de manœuvres (PMA) étant déterminé en fonction de créneaux autorisés sur l'horizon de prédiction (HP) par un programme de mission du satellite;

- identification (103), pour une trajectoire correspondant à une exécution du plan de manœuvres (PMA) déterminé, d'un risque identifié (RI) de collision avec l'au moins un objet spatial et détermination d'un niveau de risque de collision avec l'au moins un objet spatial ;

- si (103') le niveau de risque est inférieur ou égal à un seuil prédéterminé, transmission (109) du plan de manœuvres (PMA) à un système de commande de propulsion et de contrôle d'attitude du satellite pour exécution des manœuvres de la précédente partie figée (PPF), l'étape de transmission (109) comprenant une étape de sauvegarde (109'), dans laquelle le plan de manœuvres (PMA) devient le précédent plan de manœuvres (PPMA) ;

- si (103') le niveau de risque est supérieur au seuil prédéterminé:

- détermination (104) d'un nouveau plan de manœuvres (NPMA) sur l'horizon de prédiction (HP) pour garantir le maintien à poste du satellite, ledit nouveau plan de manœuvres (NPMA) comprenant au moins une précédente manœuvre (PM1, PM2, PM3) du précédent plan de manœuvres (PPMA), lorsqu'il n'est pas vide, si l'au moins une précédente manœuvre (PM1=NMA1, PM2=NMA2, PM3=NMA3) est définie pour être mise en œuvre à une date à l'intérieur du précédent horizon de prédiction (PHP) et à l'intérieur de l'horizon de prédiction (HP) du nouveau plan de manœuvres (NPMA), le nouveau plan de manœuvres (NPMA) comprenant en outre, lorsqu'il n'est pas vide, au moins une nouvelle manœuvre (NMA4), l'au moins une nouvelle manœuvre (NMA4) étant définie pour être mise en œuvre sur une

nouvelle partie calculée (NPC) de l'horizon de prédiction (HP) comprise entre la fin du précédent plan de manœuvres (PPMA) et la fin de l'horizon de prédiction (HP), le nouveau plan de manœuvres (NPMA) étant déterminé en fonction de créneaux autorisés sur l'horizon de prédiction (HP) par un précédent programme de mission du satellite;

- identification (105), pour une nouvelle trajectoire correspondant à une exécution du nouveau plan de manœuvres (NPMA) déterminé, d'un nouveau risque identifié de collision avec au moins un nouvel objet spatial et détermination d'un nouveau niveau de risque de collision avec l'au moins un nouvel objet spatial, l'au moins un nouvel objet et l'au moins un objet pouvant être identiques;
- si (105') le nouveau niveau de risque est inférieur ou égal à un nouveau seuil prédéterminé, transmission (110) du nouveau plan de manœuvres (NPMA) au système de commande de propulsion et de contrôle d'attitude du satellite pour exécution des manœuvres de la précédente partie figée (PPF), l'étape de transmission (110) comprenant une étape de sauvegarde (110'), dans laquelle le nouveau plan de manœuvres (NPMA) devient le précédent plan de manœuvres (PPMA) ;
- activation du procédé (100) au moins une fois à un instant d'activation suivant, l'instant d'activation suivant étant l'instant d'activation décalé du délai d'activation.

[Revendication 2]

Procédé (100) selon la revendication précédente, comprenant en outre les étapes suivantes, si (105') le nouveau niveau de risque est supérieur au seuil prédéterminé:

- détermination (106) d'un autre plan de manœuvres (APMA) sur l'horizon de prédiction (HP), l'autre plan de manœuvres (APMA) comprenant seulement l'au moins une précédente manœuvre (PM1) du précédent plan de manœuvres (PPMA), lorsqu'il n'est pas vide, si l'au moins une précédente manœuvre (PM1) est définie pour être mise en œuvre à une date à l'intérieur de la précédente partie figée (PPF) et à l'intérieur de l'horizon de prédiction (HP) dudit autre plan de manœuvres (APMA) , l'autre plan de manœuvres (APMA) ne comprenant aucune manœuvre si l'au moins une précédente manœuvre (PM1) n'est pas définie pour être mise en œuvre pendant la précédente partie figée (PPF) et à l'intérieur de horizon de prédiction (PHP);
- identification (107), pour une autre trajectoire correspondant à une exécution de l'autre plan de manœuvre (APMA), d'un autre risque identifié de collision avec au moins un autre objet spatial et déter-

mination d'un autre niveau de risque de collision avec l'au moins un autre objet spatial, l'au moins un autre objet spatial et l'au moins un objet spatial pouvant être identiques;

- si (107') l'autre niveau de risque est inférieur ou égal à un autre seuil prédéterminé, transmission (111) de l'autre plan de manœuvres (APMA) au système de commande de propulsion et de contrôle d'attitude du satellite pour exécution des manœuvres de la précédente partie figée (PPF), l'étape de transmission (111) comprenant une étape de sauvegarde (111'), dans laquelle l'autre plan de manœuvres (APMA) devient le précédent plan de manœuvres (PPMA) ;

[Revendication 3]

Procédé (100) selon la revendication précédente, comprenant en outre les étapes suivantes, si (107') l'autre niveau de risque est supérieur à l'autre seuil prédéterminé:

- détermination (108) d'un plan de manœuvres d'évitement sur un horizon d'évitement (HE), le plan de manœuvres d'évitement (PME) comprenant l'au moins une précédente manœuvre (PM1) du précédent plan de manœuvres (PPMA), lorsqu'il n'est pas vide, si l'au moins une précédente manœuvre (PM1) est définie pour être mise en œuvre pendant la précédente partie figée (PPF) du précédent horizon de prédiction (PHP), le plan de manœuvres d'évitement (PME) comprenant en outre au moins une manœuvre d'évitement (MAE2) pour éviter la collision avec l'autre objet spatial;

- transmission (112) du plan de manœuvres d'évitement (PME) au système de commande de propulsion et de contrôle d'attitude du satellite pour exécution des manœuvres de la précédente partie figée (PPF), l'étape de transmission (112) comprenant une étape de sauvegarde (112'), dans laquelle le plan de manœuvres d'évitement (PME) et une partie sans manœuvre comprise entre une fin de l'horizon d'évitement et la fin de l'horizon de prédiction HP deviennent ensemble le précédent plan de manœuvres (PPMA).

[Revendication 4]

Procédé (100) selon la revendication précédente, dans lequel le plan de manœuvres d'évitement (PME) est déterminé en utilisant des créneaux prioritaires autorisés par le programme de mission du satellite.

[Revendication 5]

Procédé (100) selon l'une des revendications précédentes, dans lequel un début de l'horizon d'évitement coïncide avec le début de l'horizon de prédiction (HP), et dans lequel une fin de l'horizon d'évitement est déterminée en fonction d'un instant de plus petit rapprochement du satellite avec l'autre objet spatial.

- [Revendication 6] Procédé (100) selon la revendication précédente, dans lequel la fin de l'horizon d'évitement est l'instant de plus petit rapprochement du satellite avec l'autre objet spatial, augmenté d'une période de temps prédéterminée, les créneaux prioritaires utilisés pour l'au moins une manœuvre d'évitement étant positionnés avant l'instant de plus petit rapprochement du satellite avec l'autre objet spatial, des créneaux complémentaires étant positionnés sur la période de temps prédéterminée pour des manœuvres complémentaires destinées à assurer un retour du satellite sur une orbite de référence.
- [Revendication 7] Procédé (100) selon la revendication précédente, dans lequel les créneaux prioritaires autorisés pour la détermination du plan de manœuvres d'évitement (PME) sont déterminés en fonction des créneaux autorisés sur l'horizon de prédiction (HP) par le programme de mission pour favoriser le maintien à poste et en fonction d'autres créneaux autorisés par un autre programme de mission défini pour favoriser l'évitement.
- [Revendication 8] Procédé (100) selon la revendication précédente, dans lequel les autres créneaux autorisés par l'autre programme de mission comprennent les créneaux complémentaires autorisés pour les manœuvres complémentaires destinées à assurer le retour du satellite sur l'orbite de référence.
- [Revendication 9] Procédé (100) selon la revendication précédente, dans lequel le programme de mission nominal et l'autre programme de mission comprennent une période de reprise commune comprise entre un premier instant de reprise et un deuxième instant de reprise, les créneaux alloués pour la détermination du plan de manœuvres d'évitement (PME) étant les créneaux de l'autre programme de mission qui sont compris dans la période de reprise, et les créneaux du programme de mission nominal qui ne sont pas compris dans la période de reprise.
- [Revendication 10] Procédé (100) selon l'une des revendications précédentes, comprenant en outre les étapes suivantes, si (101') le précédent plan de manœuvres (PPMA), sauvegardé suite à l'activation (101) du procédé (100), comprend un plan de manœuvres d'évitement (PME) déterminé sur un précédent horizon d'évitement (PHE), et si la fin dudit précédent horizon d'évitement (PHE) est postérieure à la fin de la précédente partie figée (PPF) dudit précédent plan de manœuvres (PPMA):  
 – mise à jour (103bis), pour une trajectoire correspondant à une exécution du précédent plan de manœuvres déterminé, d'un risque

identifié (RI) de collision avec l'au moins un objet spatial et détermination d'un niveau de risque de collision avec l'au moins un objet spatial ;

- détermination (108bis) d'un plan de manœuvres d'évitement (PME) sur un autre horizon d'évitement (AHE) ;

- détermination (108ter) d'un plan de manœuvres (PMA) sur une autre partie calculée (APC) de l'horizon de prédiction (HP), l'autre partie calculée (APC) étant comprise entre la fin de l'autre horizon d'évitement (AHE) et la fin de l'horizon de prédiction (HP),

- transmission (113) du plan de manœuvres d'évitement (PME) et du plan de manœuvres (PMA) au système de commande de propulsion et de contrôle d'attitude du satellite pour exécution des manœuvres de la précédente partie figée (PPF), l'étape de transmission (113) comprenant une étape de sauvegarde (113'), dans laquelle le plan de manœuvres d'évitement (PME) et le plan de manœuvres (PMA) deviennent ensemble le précédent plan de manœuvres (PPMA).

[Revendication 11] Procédé (100) selon l'une des revendications précédentes, dans lequel le délai d'activation (DA) est égale à une durée d'une orbite du satellite.

[Revendication 12] Procédé (100) selon l'une des revendications précédentes, dans lequel la durée de l'horizon de prédiction (HP) est égale à une durée d'au moins 3 orbites successives du satellite.

[Revendication 13] Procédé (100) selon l'une des revendications précédentes, dans lequel une durée de la précédente partie figée (PPF) est égale à une durée de 3 orbites successives du satellite.

[Revendication 14] Satellite comprenant un dispositif de contrôle d'orbite autonome, le dispositif étant configuré pour assurer de manière autonome à bord du satellite une fonction de maintien à poste du satellite et une fonction d'évitement d'une collision du satellite avec au moins un objet spatial, le satellite comprenant :

- un équipement configuré pour activer (101) le dispositif à un instant d'activation

le dispositif comprenant :

- un moyen de détermination d'un plan de manœuvres (PMA) pour garantir le maintien à poste du satellite, le plan de manœuvres (PMA) comprenant, lorsqu'il n'est pas vide, au moins une manœuvre (MA1, MA2, MA3), l'au moins une manœuvre (MA1, MA2, MA3) étant définie pour être mise en œuvre à une date à l'intérieur d'un horizon de prédiction (HP) du plan de manœuvres (PMA), l'horizon de prédiction

(HP) ayant une durée comprise entre un début de l'horizon de prédiction (HP) correspondant à l'instant d'activation et une fin de l'horizon de prédiction (HP), le plan de manœuvres (PMA) étant déterminé à partir d'un précédent plan de manœuvres (PPMA) comprenant, lorsqu'il n'est pas vide, au moins une précédente manœuvre (PM1, PM2, PM3), l'au moins une précédente manœuvre (PM1, PM2, PM3) étant définie pour être mise en œuvre à une date à l'intérieur d'un précédent horizon de prédiction (PHP) du précédent plan de manœuvres (PPMA), le précédent horizon de prédiction (PHP) ayant une durée égale à la durée de l'horizon de prédiction (HP), le début de l'horizon de prédiction (HP) étant décalé dans le temps (T) par rapport à un début du précédent horizon de prédiction (PHP), le décalage dans le temps étant égal à un délai d'activation (DA), l'horizon de prédiction (HP) comprenant une partie figée (PF) comprise entre le début de l'horizon de prédiction (HP) et une fin de la première figée (PF), et une partie calculée (PC) comprise entre la fin de la partie figée (PF) et la fin de l'horizon de prédiction (HP), le plan de manœuvres (PMA) étant déterminé en fonction de créneaux autorisés sur l'horizon de prédiction (HP) par un programme de mission, l'au moins une manœuvre (MA1, MA2, MA3) du plan de manœuvres (PMA) comprenant l'au moins une précédente manœuvre (PM1) du précédent plan de manœuvres (PPMA) si l'au moins une précédente manœuvre (PM1) est définie pour être mise en œuvre pendant la partie figée (PF) de l'horizon de prédiction (HP);

- un moyen d'identification d'un risque identifié (RI) de collision avec l'au moins un objet spatial et détermination d'un niveau de risque de collision avec l'au moins un objet spatial ;
- un moyen de vérification si (103') le niveau de risque est inférieur ou égal à un seuil prédéterminé ;
- un moyen transmission configuré pour transmettre le plan de manœuvres (PMA) à un système de commande de propulsion et de contrôle d'attitude du satellite et pour sauvegarder le plan de manœuvres (PMA) de sorte que le plan de manœuvres (PMA) devient le précédent plan de manœuvres (PPMA) si (103') le niveau de risque est inférieur ou égal à un seuil prédéterminé ;
- le moyen de détermination étant configuré, si (103') le niveau de risque est supérieur au seuil prédéterminé, pour déterminer un nouveau plan de manœuvres (NPMA), le nouveau plan de manœuvres (NPMA) comprenant, lorsqu'il n'est pas vide, l'au moins une précédente

manœuvre (PM1, PM2, PM3) du précédent plan de manœuvres (PPMA) si l'au moins une précédente manœuvre (PM1=NMA1, PM2=NMA2, PM3=NMA3) est définie pour être mise en œuvre à une date à l'intérieur du précédent horizon de prédiction (PHP) et à l'intérieur de l'horizon de prédiction (HP);

- le moyen d'identification étant configuré pour identifier un nouveau risque de collision avec au moins un nouvel objet spatial et pour déterminer un nouveau niveau de risque de collision avec l'au moins un nouvel objet spatial;

- le moyen de vérification étant configuré pour vérifier si (105') le nouveau niveau de risque est inférieur ou égal à un nouveau seuil prédéterminé ;

- le moyen de transmission étant configuré pour transmettre le nouveau plan de manœuvres (NPMA) au système de commande de propulsion et de contrôle d'attitude du satellite et pour sauvegarder le nouveau plan de manœuvres (NPMA) de sorte que le nouveau plan de manœuvres (NPMA) devient le précédent plan de manœuvres (PPMA), si (105') le nouveau niveau de risque est inférieur ou égal à un nouveau seuil prédéterminé:

- le moyen de détermination étant configuré pour déterminer une trajectoire sans manœuvre si (105') le nouveau niveau de risque est supérieur au seuil prédéterminé;

- le moyen d'identification étant configuré pour identifier un autre risque de collision avec au moins un autre objet spatial et pour déterminer un autre niveau de risque de collision avec l'au moins un autre objet spatial;

- le moyen de vérification étant configuré pour vérifier si (107') l'autre niveau de risque est inférieur ou égal à un autre seuil prédéterminé ;

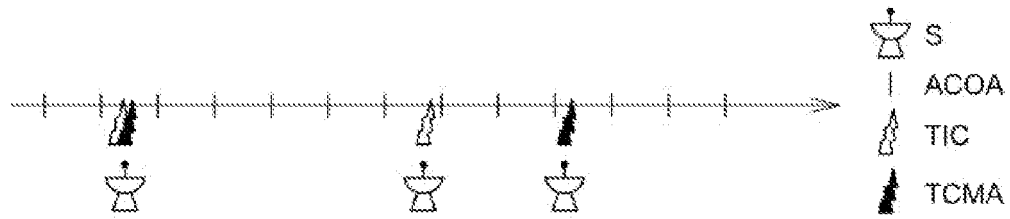
- le moyen transmission étant configuré pour transmettre l'autre plan de manœuvres (APMA) au système de commande de propulsion et de contrôle d'attitude du satellite et pour sauvegarder l'autre plan de manœuvres (APMA) de sorte que l'autre plan de manœuvres (APMA) devient le précédent plan de manœuvres (PPMA), si (107') l'autre niveau de risque est inférieur ou égal à un autre seuil prédéterminé;

- le moyen de détermination étant configuré pour déterminer un plan de manœuvres d'évitement (PME) si (107') le niveau de risque est supérieur à l'autre seuil prédéterminé, le plan de manœuvres d'évitement (PME) comprenant au moins une manœuvre d'évitement

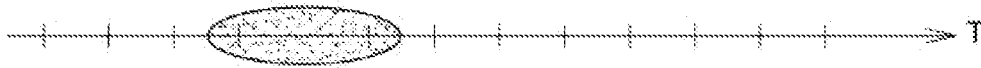
pour éviter la collision avec l'autre objet spatial, en utilisant des créneaux prioritaires.

- le moyen de transmission étant configuré pour transmettre le plan de manœuvres d'évitement (PME) au système de commande de propulsion et de contrôle d'attitude du satellite et pour sauvegarder le plan de manœuvres d'évitement (PME) de sorte que le plan de manœuvres d'évitement (PME) et une partie sans manœuvre deviennent le précédent plan de manœuvres (PPMA).

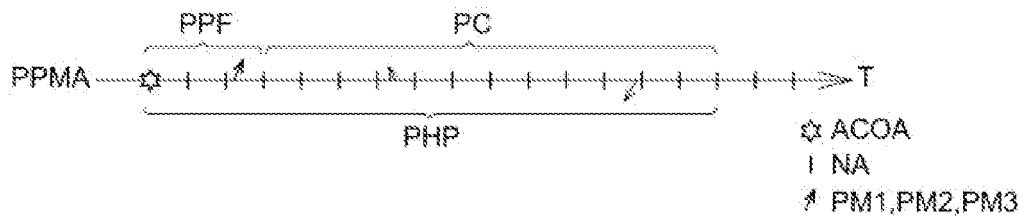
[Fig. 1]



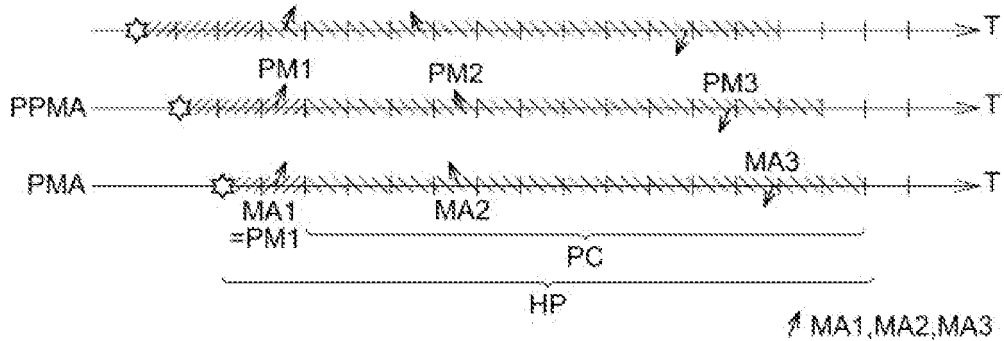
[Fig. 2]



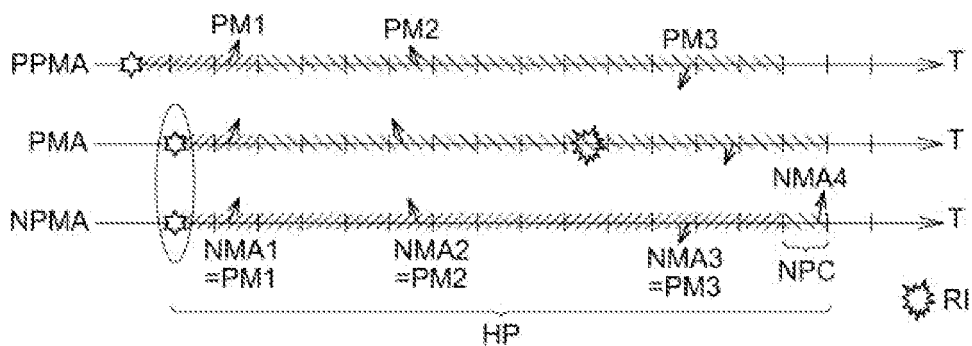
[Fig. 3]



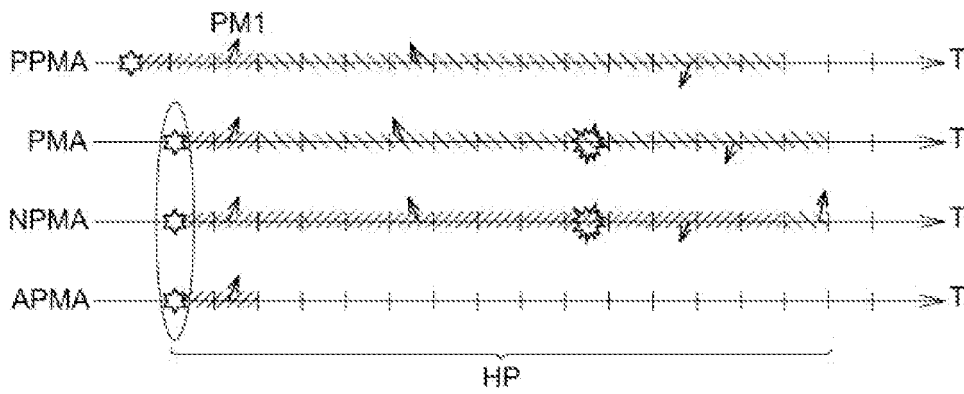
[Fig. 4]



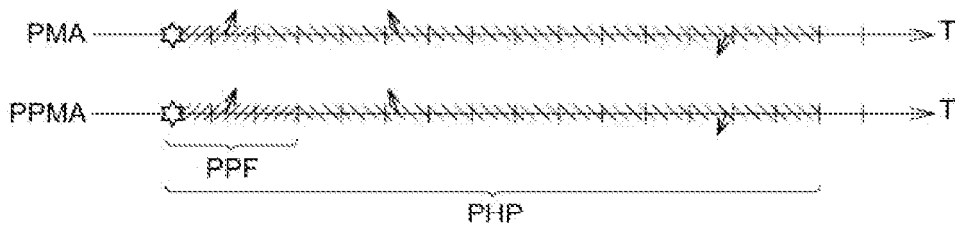
[Fig. 5]



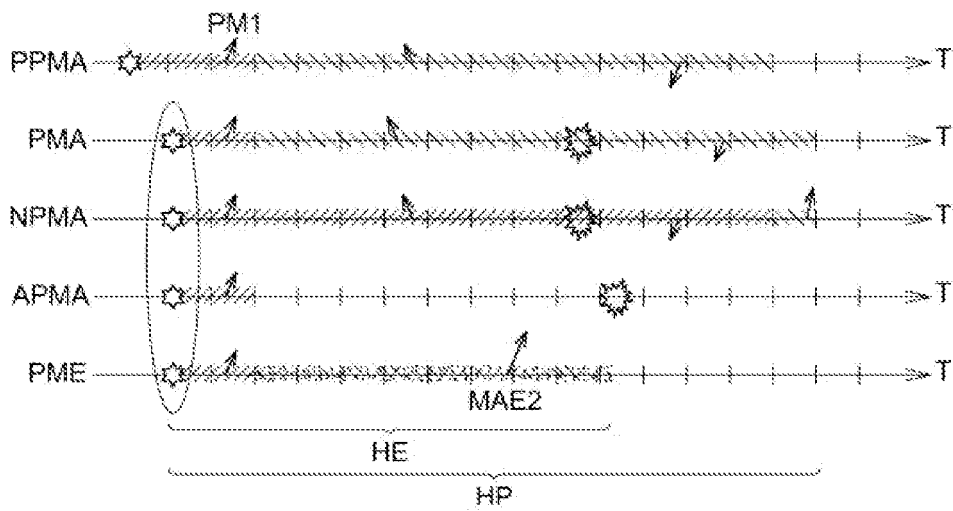
[Fig. 6]



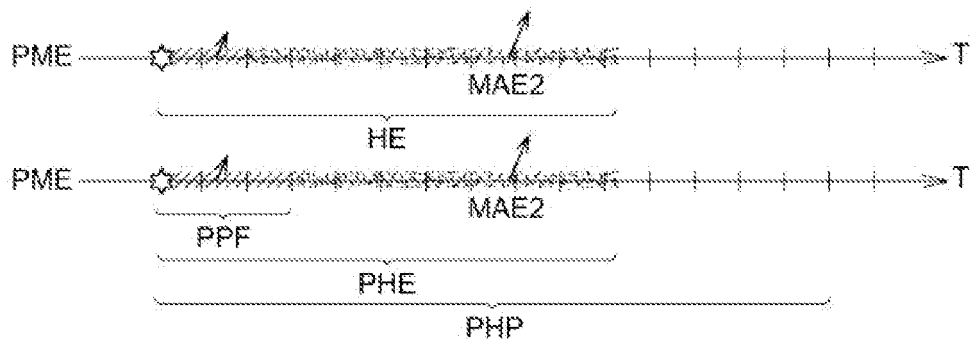
[Fig. 7]



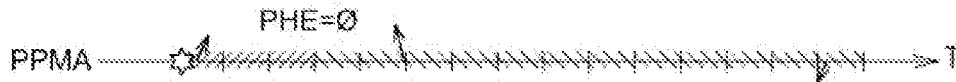
[Fig. 8]



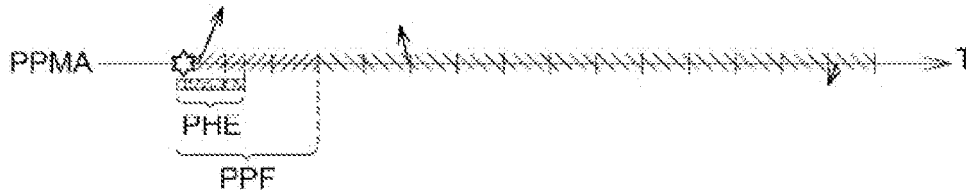
[Fig. 9]



[Fig. 10a]



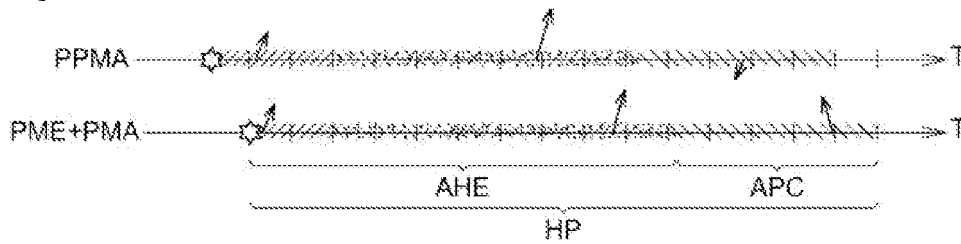
[Fig. 10b]



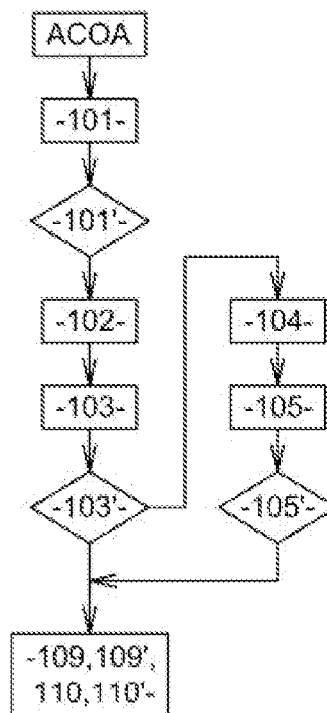
[Fig. 10c]



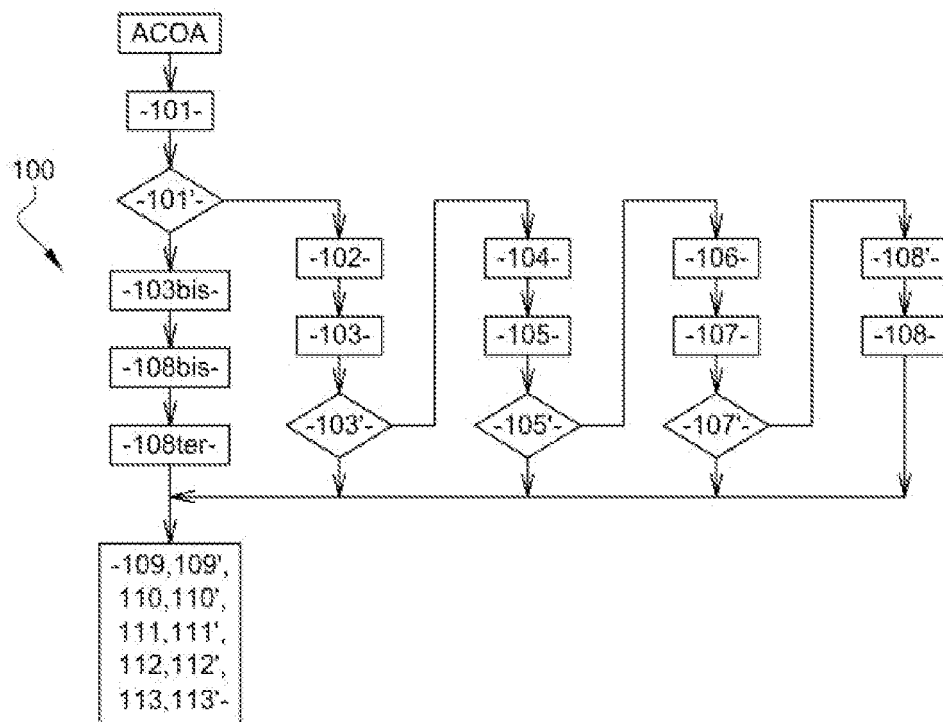
[Fig. 11]



[Fig. 12]



[Fig. 13]



# RAPPORT DE RECHERCHE

articles L.612-14, L.612-53 à 69 du code de la propriété intellectuelle

## OBJET DU RAPPORT DE RECHERCHE

---

L'I.N.P.I. annexe à chaque brevet un "RAPPORT DE RECHERCHE" citant les éléments de l'état de la technique qui peuvent être pris en considération pour apprécier la brevetabilité de l'invention, au sens des articles L. 611-11 (nouveau) et L. 611-14 (activité inventive) du code de la propriété intellectuelle. Ce rapport porte sur les revendications du brevet qui définissent l'objet de l'invention et délimitent l'étendue de la protection.

Après délivrance, l'I.N.P.I. peut, à la requête de toute personne intéressée, formuler un "AVIS DOCUMENTAIRE" sur la base des documents cités dans ce rapport de recherche et de tout autre document que le requérant souhaite voir prendre en considération.

## CONDITIONS D'ETABLISSEMENT DU PRESENT RAPPORT DE RECHERCHE

---

Le demandeur a présenté des observations en réponse au rapport de recherche préliminaire.

Le demandeur a maintenu les revendications.

Le demandeur a modifié les revendications.

Le demandeur a modifié la description pour en éliminer les éléments qui n'étaient plus en concordance avec les nouvelles revendications.

Les tiers ont présenté des observations après publication du rapport de recherche préliminaire.

Un rapport de recherche préliminaire complémentaire a été établi.

## DOCUMENTS CITES DANS LE PRESENT RAPPORT DE RECHERCHE

---

La répartition des documents entre les rubriques 1, 2 et 3 tient compte, le cas échéant, des revendications déposées en dernier lieu et/ou des observations présentées.

Les documents énumérés à la rubrique 1 ci-après sont susceptibles d'être pris en considération pour apprécier la brevetabilité de l'invention.

Les documents énumérés à la rubrique 2 ci-après illustrent l'arrière-plan technologique général.

Les documents énumérés à la rubrique 3 ci-après ont été cités en cours de procédure, mais leur pertinence dépend de la validité des priorités revendiquées.

Aucun document n'a été cité en cours de procédure.

**1. ELEMENTS DE L'ETAT DE LA TECHNIQUE SUSCEPTIBLES D'ETRE PRIS EN CONSIDERATION POUR APPRECIER LA BREVETABILITE DE L'INVENTION**

NEANT

**2. ELEMENTS DE L'ETAT DE LA TECHNIQUE ILLUSTRANT L'ARRIERE-PLAN TECHNOLOGIQUE GENERAL**

Rusconi Chiara Maria Paola: "ASTERIA: Integration of Risk Collision Management in Autonomous Orbit Control", Master Thesis ID Number 899854, 1 décembre 2020 (2020-12-01), pages 1-99, XP055970141, Extrait de l'Internet:  
URL: [https://www.politesi.polimi.it/bitstream/10589/170342/3/TESI\\_ChiaaraRusconi.pdf](https://www.politesi.polimi.it/bitstream/10589/170342/3/TESI_ChiaaraRusconi.pdf)  
[extrait le 2022-10-11]

Thomassin Jérôme ET AL: "Predictive Autonomous Orbit Control Method for Low Earth Orbit Satellites", Paper, International Symposium on Space Flight Dynamics, Matsuyama, Japan, June. 2017., 1 juin 2017 (2017-06-01), pages 1-6, XP055970156, Extrait de l'Internet:  
URL: [https://issfd.org/ISSFD\\_2017/paper/ISTS-2017-d-086\\_ISSFD-2017-086.pdf](https://issfd.org/ISSFD_2017/paper/ISTS-2017-d-086_ISSFD-2017-086.pdf)  
[extrait le 2022-10-11]

US 2013/292517 A1 (BRISKMAN ROBERT [US])  
7 novembre 2013 (2013-11-07)

HOBBS KERIANNE L ET AL: "Formal Specification and Analysis of Spacecraft Collision Avoidance Run Time Assurance Requirements", 2021 IEEE AEROSPACE CONFERENCE (50100), IEEE, 6 mars 2021 (2021-03-06), pages 1-16, XP033922857, DOI: 10.1109/AERO50100.2021.9438135  
[extrait le 2021-05-20]

US 2008/033648 A1 (KELLY BRADLEY D [US] ET AL) 7 février 2008 (2008-02-07)

**3. ELEMENTS DE L'ETAT DE LA TECHNIQUE DONT LA PERTINENCE DEPEND DE LA VALIDITE DES PRIORITES**

NEANT