

Code de distribution interne :

- (A) [-] Publication au JO
- (B) [-] Aux Présidents et Membres
- (C) [-] Aux Présidents
- (D) [X] Pas de distribution

**Liste des données pour la décision
du 28 juillet 2025**

N° du recours : T 0785/23 - 3.2.01

N° de la demande : 15732194.4

N° de la publication : 3157815

C.I.B. : B64G1/24, B64G1/26, B64G1/28,
F02K9/84

Langue de la procédure : FR

Titre de l'invention :
PROCÉDÉ DE CONTRÔLE D'ORBITE D'UN SATELLITE EN ORBITE
TERRESTRE, SATELLITE ET SYSTÈME DE CONTRÔLE D'ORBITE D'UN TEL
SATELLITE

Titulaire du brevet :
Airbus Defence and Space SAS

Opposante :
Thales

Référence :

Normes juridiques appliquées :
CBE Art. 56

Mot-clé :
Activité inventive - (oui)

Décisions citées :

Exergue :



Beschwerdekammern
Boards of Appeal
Chambres de recours

Boards of Appeal of the
European Patent Office
Richard-Reitzner-Allee 8
85540 Haar
GERMANY
Tel. +49 (0)89 2399-0

N° du recours : T 0785/23 - 3.2.01

D E C I S I O N
de la Chambre de recours technique 3.2.01
du 28 juillet 2025

Requérant : Thales
(Opposant) Tour Carpe Diem
Place des Corolles, Esplanade Nord
92400 Courbevoie (FR)

Mandataire : Atout PI Laplace
Immeuble Up On
25 Boulevard Romain Rolland
CS 40072
75685 Paris Cedex 14 (FR)

Intimé : Airbus Defence and Space SAS
(Titulaire du brevet) 31 Rue des Cosmonautes
ZI du PALAYS
31402 Toulouse Cedex 4 (FR)

Mandataire : Plasseraud IP
104 Rue de Richelieu
CS92104
75080 Paris Cedex 02 (FR)

Décision attaquée : **Décision de la division d'opposition de l'Office européen des brevets postée le 27 février 2023 par laquelle l'opposition formée à l'égard du brevet européen n° 3157815 a été rejetée conformément aux dispositions de l'article 101(2) CBE.**

Composition de la Chambre :

Président G. Pricolo
Membres : S. Mangin
 A. Jimenez

Exposé des faits et conclusions

- I. Le recours a été formé par l'opposante (requérante) contre la décision par laquelle la division d'opposition a rejeté l'opposition formée contre le brevet en litige (ci-après le "brevet").
- II. La division d'opposition a estimé dans sa décision que l'objet des revendications du brevet tel que délivré impliquait une activité inventive partant de D16 ("*A 3-axes Thruster Orientation Mechanism for Full Electrical Propulsion on Geostationary Telecom Satellites*") et de D24 (EP 2 666 723 A1).
- III. La procédure orale a eu lieu le 28 juillet 2025 devant la chambre.
- IV. La requérante (opposante) a demandé que la décision soit annulée et le brevet révoqué.

L'intimée (titulaire du brevet) a demandé que le recours soit rejeté ou, à titre subsidiaire, que le brevet soit maintenu sous forme amendée selon l'une des requêtes subsidiaires RS1 à RS4.

- V. La revendication 1 avec la numérotation des caractéristiques utilisée par la requérante s'énonce comme suit:
- 1-a Procédé de contrôle d'orbite d'un satellite en orbite terrestre
 - 1-b dans lequel l'orbite du satellite est contrôlée selon un plan de manœuvre des moyens de propulsion
 - 1-c comportant au moins un propulseur,
 - 1-d et des moyens de déplacement desdits moyens de propulsion

1-e dans un repère satellite centré sur un centre de masse du satellite et comportant trois axes X, Y, Z, l'axe X étant parallèle à un vecteur vitesse du satellite, l'axe Z étant dirigé vers la Terre, et l'axe Y étant orthogonal aux axes X et Z,

1-f les moyens de déplacement étant adaptés à modifier des angles entre une direction de poussée de chaque propulseur et les axes respectivement X, Y du repère satellite,

1-g déplacer chaque propulseur, à direction de poussée constante dans le repère satellite, de sorte à former un moment d'axe quelconque dans un plan orthogonal à ladite direction de poussée,

1-h le plan de manœuvre comporte au moins deux manœuvres de contrôle d'orbite,

1-i des forces de poussée des moyens de propulsion au cours desdites deux manœuvres de contrôle d'orbite étant de directions de poussée respectives non parallèles en repère inertiel,

1-j Lesdites forces de poussée desdites deux manœuvres de contrôle d'orbite étant déterminées de sorte à contrôler simultanément l'inclinaison et la longitude de l'orbite du satellite,

1-k' caractérisé en ce que lesdites forces de poussée desdites deux manœuvres de contrôle d'orbite sont déterminées de sorte à former en outre des moments adaptés à désaturer un dispositif de stockage de moment cinétique dudit satellite

1-k'' dans des plans respectifs non parallèles en repère inertiel,

1-k''' de sorte que lesdites deux manœuvres de contrôle d'orbite du plan de manœuvre permettent de désaturer ledit dispositif de stockage de moment cinétique suivant trois axes.

VI. La revendication indépendante 9, avec la numérotation des caractéristiques selon la requérante (opposante) s'énonce comme suit:

9-a Satellite destiné à être mis en orbite terrestre

9-b comportant des moyens de propulsion

9-c comportant au moins un propulseur,

9-d et des moyens de déplacement desdits moyens de propulsion

9-e dans un repère satellite centré sur un centre de masse dudit satellite et comportant trois axes X, Y, Z, tels que, dans le satellite à poste en orbite terrestre, l'axe X est parallèle à un vecteur vitesse du satellite, l'axe Z est dirigé vers la Terre, et l'axe Y est orthogonal aux axes X et Z,

9-f les moyens de déplacement étant adaptés à modifier des angles entre une direction de poussée de chaque propulseur et les axes respectivement X, Y du repère satellite,

9-g déplacer chaque propulseur, à direction de poussée constante dans le repère satellite, de sorte à former un moment d'axe quelconque dans un plan orthogonal à ladite direction de poussée,

9-h et le satellite comporte des moyens adaptés à commander les moyens de propulsions et les moyens de déplacement selon un plan de manœuvre comportant au moins deux manœuvres de contrôle d'orbite,

9-i des forces de poussée des moyens de propulsion au cours desdites deux manœuvres de contrôle d'orbite étant de directions de poussée respectives non parallèles en repère inertiel,

9-j lesdites forces de poussée desdites deux manœuvres de contrôle d'orbite étant déterminées de sorte à contrôler simultanément l'inclinaison et la longitude de l'orbite du satellite,

9-k' caractérisé en ce que lesdites forces de poussée desdites deux manœuvres de contrôle d'orbite sont déterminées de sorte à former en outre des moments adaptés à désaturer un dispositif de stockage de moment cinétique dudit satellite

9-k'' dans des plans respectifs non parallèles en repère inertiel,

9-k''' de sorte que lesdites deux manœuvres de contrôle d'orbite du plan de manœuvre permettent de désaturer ledit dispositif de stockage de moment cinétique suivant trois axes.

VII. Il est aussi fait référence au document suivant dans la présente décision :

D1: US 6,296,207

Motifs de la décision

1. Activité inventive partant de D16

L'objet de la revendication 1 implique une activité inventive partant de D16 en combinaison avec les connaissances de la personne du métier ou avec D1.

La divulgation des caractéristiques 1-a à 1-h par le document D16 n'est pas contestée par les parties.

1.1 La requérante (opposante) soumet que l'objet de la revendication 1 n'implique pas d'activité inventive.

1.1.1 Selon elle, D16 divulgue **la caractéristique 1-i**. Le document D16 ne divulgue pas explicitement - mais n'exclut pas non plus - que les forces de poussée des moyens de propulsion au cours desdites deux manœuvres de contrôle d'orbite sont de directions de poussée respectives non parallèles en repère inertiel

(caractéristique 1-i). Toutefois, D16 précise, aux lignes 19-20, que le mécanisme permet un contrôle complet de l'orbite et du moment cinétique. Or, d'une manière générale, pour contrôler de manière complète le moment cinétique d'un satellite, il est nécessaire de lui appliquer un moment cinétique défini dans un espace vectoriel de dimension trois. Cela est rendu possible par l'utilisation de deux manœuvres et à la condition de ne pas imposer le parallélisme des poussées. Sur la base de ses connaissances générales de géométrie dans l'espace, la personne du métier comprend donc à la lecture du document D16 que les deux manœuvres s'effectueront en général avec des poussées non-parallèles. Par conséquent, la caractéristique 1-i est divulguée implicitement par D16 ou a minima est évidente.

- 1.1.2 En outre, selon la requérante, D16 divulgue **la caractéristique 1-j**. La requérante explique que l'inclinaison et l'excentricité de l'orbite peuvent être modifiées "instantanément" mais que ce n'est pas le cas de la longitude. L'évolution de cette dernière résulte de l'intégration par rapport au temps du mouvement du satellite sur l'orbite modifiée par les manœuvres. Elle ne peut être contrôlée qu'indirectement par des manœuvres agissant aussi, et plus directement, sur l'excentricité. Ainsi, il est impossible de dissocier le contrôle d'excentricité du contrôle de longitude. Un contrôle d'excentricité implique un contrôle de longitude et réciproquement.

La requérante soutient que la caractéristique 1-j est de toute manière évidente pour les raisons suivantes : l'objet de la revendication 1 diffère de l'enseignement de D16 (notamment) en ce que la poussée dans la direction X utilisée pour le contrôle en longitude est

appliquée pendant les deux manœuvres permettant le contrôle du moment cinétique, de l'inclinaison et de l'excentricité, alors que dans D16 cette poussée est appliquée de manière indépendante.

Le problème technique objectif résolu par cette différence est de réduire le nombre de manœuvres nécessaires pour un contrôle complet du satellite (il s'agit du même problème mentionné aux paragraphes [0014] et [0069] du brevet).

La personne du métier confrontée à ce problème comprend facilement que le mécanisme de D16 permet de modifier l'orientation du propulseur de telle sorte que sa poussée comporte une composante orientée selon l'axe X, et d'ajuster sa position par rapport au centre de masse du satellite pour que la direction du moment résultant ne change pas. Les manœuvres additionnelles de contrôle de longitude peuvent ainsi être évitées.

La caractéristique 1-j ne peut donc pas contribuer à l'activité inventive de l'objet de la revendication 1.

- 1.1.3 Enfin, la requérante (opposante) soumet que les **caractéristiques 1-k', 1-k'' et 1-k'''** ne contribuent pas à l'activité inventive de la revendication 1.

Certes, D16 ne divulgue pas de dispositif de stockage du moment cinétique, cependant D16 ne décrit pas un satellite complet, ni même un système complet de contrôle d'orbite et d'attitude : il ne porte, comme son titre l'indique, que sur un mécanisme d'orientation d'un propulseur électrique.

Le document D1 quant à lui enseigne, dans sa section "Background of the invention", que l'utilisation d'un dispositif de stockage du moment cinétique, se présentant généralement sous la forme de trois roues de réaction (ou d'inertie), est connue dans le domaine du

contrôle des satellites (colonne 1, ligne 61 - colonne 2, ligne 8). Il est également bien connu que les roues de réaction doivent être désaturées de temps en temps, ce qui est obtenu par l'application de couples externes (colonne 2, lignes 9-16). Le document D1 enseigne par ailleurs qu'il est possible - et désirable pour maximiser l'efficacité d'utilisation du carburant - de réaliser les manœuvres de désaturation et celles de maintien à poste en même temps en utilisant les mêmes propulseurs (colonne 2, lignes 35-40).

L'utilisation de moyens de stockage du moment angulaire permet, par rapport à un contrôle direct du moment cinétique par le mécanisme de D16 :

- soit de réduire le nombre d'activations du propulseur nécessaires à la stabilisation de l'attitude du satellite (le propulseur ne doit être activé que lorsque les roues de réaction ont besoin d'être désaturées) ;
- soit, si le nombre de manœuvres est imposé, d'obtenir un contrôle plus fin.

Aussi, il aurait été évident pour la personne du métier d'associer le mécanisme de D16 avec un mécanisme de stockage du moment cinétique conventionnel, connu par exemple de D1.

La caractéristique 1-k'' n'ajoute rien à la caractéristique 1-i prise en combinaison avec 1-k''. Au cours d'une manœuvre de contrôle d'orbite, l'application d'une poussée selon une direction donnée permet de générer un moment cinétique dans un plan perpendiculaire à ladite direction, et donc de désaturer un dispositif de stockage du moment cinétique dans ce plan. Les directions de poussée n'étant pas parallèles (caractéristique 1-i), les plans de désaturation ne le sont pas non plus.

Par conséquent, la caractéristique 1-k'' ne contribue pas à l'activité inventive.

Comme expliqué plus haut, en référence à la caractéristique 1-k', le document D1 incite explicitement à exploiter les manœuvres de maintien à poste pour désaturer un dispositif de stockage du moment cinétique. Le fait que cette désaturation se fasse suivant trois axes est une conséquence directe de la caractéristique 1-k''. Par conséquent, la caractéristique 1-k''' ne contribue pas à l'activité inventive.

1.1.4 La requérante (opposante) souligne que l'utilisation de problèmes partiels pour les caractéristiques 1-k', 1-k'' et 1-k''' d'une part et 1-j d'autre part est tout à fait légitime puisque ces caractéristiques ne sont pas liées. Les caractéristiques 1-k', 1-k'' et 1-k''' permettent une désaturation en 3D, effectuée en deux manœuvres indépendamment de la caractéristique 1-j. Ce sont certes les mêmes forces qui permettent de contrôler simultanément l'inclinaison et la longitude de l'orbite du satellite (caractéristique 1-j) et de désaturer ledit dispositif de stockage de moment cinétique suivant trois axes (caractéristique 1-k', 1-k'', 1-k''') mais pour le déstockage du moment cinétique suivant les trois axes, c'est le bras de levier par rapport au centre de masse du satellite qui importe.

1.1.5 Les caractéristiques 9-a à 9-k''' de la revendication 9 correspondent aux caractéristiques 1-a à 1-k''' de la revendication 1 (mis à part le fait que la revendication 9 porte sur un système physique alors que la revendication 1 concerne un procédé). Par conséquent, l'objet de la revendication 9 n'implique

pas d'activité inventive pour les mêmes raisons que la revendication 1.

- 1.2 L'intimée considère que D16 ne divulgue pas les caractéristiques 1-i, 1-j ainsi que les caractéristiques 1-k', 1-k'' et 1-k'''.
- 1.2.1 Selon l'intimée, D16 ne divulgue ni explicitement, ni implicitement que les forces de poussée des deux manœuvres sont non parallèles (**caractéristique 1-i**). Le plan de manœuvre décrit par D16, qui comprend deux manœuvres permettant un contrôle de l'inclinaison et de l'excentricité, et du moment cinétique selon deux axes, suggère que ces deux manœuvres ont des forces de poussée parallèles.

D16 divulgue un plan de manœuvre comprenant deux manœuvres déterminées de sorte à contrôler l'inclinaison et l'excentricité, et ne décrit pas que les manœuvres sont déterminées de sorte à contrôler simultanément l'inclinaison et la longitude (**caractéristique 1-j**). En effet, D16 divulgue à la ligne 35 "*The tangential AV (Fx) is independently generated*". Cette force de poussée est décrite comme indépendante des manœuvres permettant le contrôle de l'inclinaison et de l'excentricité, de sorte que rien ne décrit ni ne suggère à la personne du métier que l'inclinaison et la longitude soient contrôlées simultanément.

Enfin, D16 ne divulgue pas et ne suggère pas l'utilisation d'un dispositif de stockage du moment cinétique et la façon dont un plan de manœuvre peut être déterminé pour le désaturer (**caractéristiques 1-k', 1-k'' et 1-k'''**).

1.2.2 L'intimée fait valoir que l'objet de la revendication 1 implique une activité inventive partant de D16

Tout d'abord, elle note que les caractéristiques 1-i, 1-j ainsi que les caractéristiques 1-k', 1k'' et 1-k''', ne peuvent pas être considérées isolément. Les caractéristiques 1-i à 1-k''' permettent, par l'usage des mêmes propulseurs, de contrôler simultanément l'inclinaison et la longitude du satellite, tout en désaturant un dispositif de stockage du moment cinétique. Le nombre de manœuvres est ainsi réduit, et la durée de vie du satellite est augmentée. Les caractéristiques 1-i, 1-j et 1-k contribuent ensemble à la résolution du même problème technique.

Ensuite, l'intimée soumet que même si les caractéristiques distinctives étaient prises de manière isolée, l'objet de la revendication 1 impliquerait une activité inventive:

- D16, comprend deux manœuvres espacées à 12h d'intervalle pour contrôler simultanément l'inclinaison et l'excentricité et le moment angulaire selon deux axes, ce qui suggère plutôt à la personne du métier des forces de poussée parallèles. La caractéristique 1-i n'est donc pas évidente.

- D16, qui divulgue un plan de manœuvres comportant deux manœuvres pour le contrôle de l'inclinaison et de l'excentricité, et des manœuvres tangentiellles indépendantes, ne suggère pas à la personne du métier de contrôler simultanément l'excentricité et la longitude. La personne du métier, serait plutôt incitée à utiliser les poussées tangentiellles indépendantes pour le contrôle de la longitude, ce qui l'écarterait du plan de manœuvre de la revendication 1. La caractéristique 1-j n'est donc pas évidente.

- D16 ne décrit et ne suggère ni l'utilisation d'un dispositif de stockage du moment cinétique, ni la façon dont un plan de manœuvre peut être déterminé pour le désaturer. La caractéristique 1-k n'est donc pas évidente.

1.2.3 En outre, l'intimée (titulaire) soumet qu'une combinaison de D16 avec D1 pour démontrer le caractère évident des caractéristiques 1-k', 1k'' et 1-k''' est tardive, puisque lors de la procédure orale devant la Division d'Opposition, la requérante (opposante) n'a jamais contesté l'activité inventive de l'objet de la revendication 1 sur la base de cette combinaison. La requérante n'a pas contesté l'affirmation de la Division d'Opposition, dans son opinion préliminaire, qu'une combinaison de D16 avec D1 n'était pas appropriée dans la mesure où D16 a déjà tous les moyens pour contrôler l'orbite.

Selon l'intimée la combinaison de D16 avec D1 ne permet pas de toute manière d'aboutir de manière évidente à l'invention.

Le document D16 décrit un dispositif permettant un contrôle complet de l'orbite du satellite et du moment cinétique (lignes 19 à 21), de sorte que la personne du métier n'est nullement incitée à se tourner vers D1 pour résoudre le problème technique.

Et même si la personne du métier se tournait vers D1, elle ne parviendrait pas à l'invention revendiquée sans faire preuve d'activité inventive car D1 ne décrit à aucun moment un plan de manœuvre comprenant des manœuvres permettant un contrôle simultané de l'inclinaison et de la longitude. D1 ne concerne qu'un contrôle "Nord-Sud", c'est-à-dire un contrôle d'inclinaison, et ne fait aucun contrôle de longitude.

Par conséquent, même en combinant D16 et D1, la personne du métier n'aurait trouvé aucun enseignement ni aucune incitation à élaborer un plan de manœuvre comprenant des manœuvres permettant à la fois un contrôle simultané de l'inclinaison, de la longitude, et la désaturation selon trois axes de dispositifs de stockage du moment cinétique.

1.2.4 Pour les mêmes raisons, l'objet de la revendication 9 et les objets des revendications dépendantes impliquent également une activité inventive.

1.3 La chambre n'est pas convaincue par les arguments de la requérante (opposante).

1.3.1 La chambre juge que le document D16 ne divulgue pas les caractéristiques 1-j, 1-k', 1-k'' et 1-k''' ci-dessous:
1-j Lesdites forces de poussée desdites deux manœuvres de contrôle d'orbite étant déterminées de sorte à contrôler simultanément l'inclinaison et la longitude de l'orbite du satellite,
1-k' Caractérisé en ce que lesdites forces de poussée desdites deux manœuvres de contrôle d'orbite sont déterminées de sorte à former en outre des moments adaptés à désaturer un dispositif de stockage de moment cinétique dudit satellite
1-k'' dans des plans respectifs non parallèles en repère inertiel,
1-k''' de sorte que lesdites deux manœuvres de contrôle d'orbite du plan de manœuvre permettent de désaturer ledit dispositif de stockage de moment cinétique suivant trois axes.

Le contrôle de l'inclinaison et de l'excentricité ainsi que du moment angulaire H_y/H_z par deux manœuvres réalisées à 12 heures d'intervalle, aux nœuds orbitaux

(D16, lignes 33-35) n'est pas équivalent à un contrôle simultané de l'inclinaison et de la longitude (caractéristique 1-j).

En effet le contrôle de l'excentricité n'implique pas le contrôle de la longitude comme le fait valoir l'intimée. Des forces de poussée, selon la direction de la vitesse, tangentes à l'orbite, sont nécessaires pour contrôler la longitude. Or D16 divulgue aux lignes 35-36 :

"The tangential AV (Fx) is independently generated and controlled by the 3-axis gimballed mechanism".

Ainsi D16 indique que le contrôle de la longitude est réalisé de manière indépendante.

De plus, D16 ne divulgue pas de dispositif de stockage de moment cinétique et par conséquent de forces de poussée formant des moments adaptés à désaturer un dispositif de stockage de moment cinétique du satellite dans des plans respectifs non parallèles en repère inertiel, lors des deux manœuvres de contrôle d'orbite du plan de manœuvre permettant de désaturer le dispositif de stockage de moment cinétique suivant trois axes (caractéristiques 1-k', 1-k'' et 1-k''').

- 1.3.2 Comme l'indique l'intimée (titulaire), l'application de problèmes partiels ne convient pas puisque les caractéristiques distinctives sont liées entre elles. En effet, conformément à la jurisprudence constante, il y a problèmes partiels, lorsque les caractéristiques ou les groupes de caractéristiques d'une revendication (association ou juxtaposition de caractéristiques) ont simplement été ajoutés les uns aux autres, et qu'ils n'ont aucune interaction fonctionnelle, c'est-à-dire que contrairement à ce qui est supposé être le cas pour une combinaison de caractéristiques, ils ne s'influencent pas mutuellement pour obtenir un effet

technique allant au-delà de la somme des effets qu'ils produisent individuellement.

Or, dans le cas présent, les deux forces de poussée des deux manœuvres de contrôle d'orbite vont à la fois permettre le contrôle de l'inclinaison et de la longitude de l'orbite du satellite et la désaturation du dispositif de stockage de moment cinétique suivant trois axes. Les caractéristiques 1-j et 1-k', 1-k'' et 1-k''' sont fonctionnellement liées entre elles.

- 1.3.3 L'effet des caractéristique 1-j, 1-k', 1-k'' et 1-k''' est la réduction du nombre de manœuvres de contrôle d'orbite et d'attitude du satellite.

Le problème à résoudre peut être considéré, comme l'indique l'intimée, de limiter le nombre de manœuvres nécessaires pour contrôler l'orbite et l'attitude du satellite et ainsi augmenter la durée de vie du satellite.

Dans un premier temps, la requérante (opposante) affirme mais sans apporter d'élément de preuve que le contrôle simultané de l'inclinaison et de la longitude de l'orbite du satellite fait partie des connaissances générales de la personne du métier et qu'un tel contrôle est une simple alternative au contrôle de l'inclinaison et de l'excentricité. Aussi, selon la requérante, l'utilisation d'un dispositif de stockage de moment cinétique telle que des roues d'inertie ou des gyroscopes est connue de la personne du métier et le déstockage d'un tel dispositif lors des manœuvres d'orbite est connu. Cette approche ne convainc pas la chambre car d'une part le problème à résoudre n'est pas la provision d'une simple alternative et d'autre part elle repose sur une approche ex-post facto.

Dans un deuxième temps, la requérante combine l'enseignement de D16 avec D1. La question de la recevabilité de cette combinaison peut être laissée de côté, car la combinaison de D1 et D16 ne conduit pas à l'objet de la revendication 1.

Partant de D16, en prenant en considération le problème à résoudre, la personne du métier ne serait pas incitée à prendre en considération D1 qui comprend certes un dispositif de stockage de moment cinétique et divulgue des mesures pour désaturer le dispositif de stockage de moment, mais ne propose pas de solution au problème à résoudre. La requérante adopte une approche ex post facto.

Mais même si la personne du métier venait à combiner D16 avec D1, elle n'arriverait pas à l'objet de la revendication 1, puisque D1 (colonne 2, ligne 65 à colonne 3, ligne 4) divulgue le contrôle simultané du maintien à poste nord-sud et de l'attitude du satellite ainsi que la désaturation du dispositif de stockage de moment cinétique ("simultaneous north-south stationkeeping and 3-axis momentum management is provided for a spacecraft").

Comme l'indique l'intimée (titulaire), D1 n'enseigne pas et n'incite pas la personne du métier à élaborer un plan de manœuvre comprenant des manœuvres permettant à la fois un contrôle simultané de l'inclinaison et de la longitude ainsi que la désaturation selon trois axes du dispositif de stockage du moment cinétique.

La combinaison de D16 avec D1 ne permet pas à la personne du métier d'obtenir la caractéristique 1-j.

- 1.3.4 Pour les mêmes raisons que pour la revendication 1, l'objet de la revendication 9 implique une activité inventive partant de D16.

2. Activité inventive partant de D24

L'objet de la revendication 1 implique une activité inventive partant de D24 en combinaison avec les connaissances générales de la personne du métier.

2.1 La requérante (opposante) soumet que l'objet de la revendication 1 n'implique pas d'activité inventive partant de D24.

2.1.1 Selon la requérante, le paragraphe [0031], se référant à l'invention de D24, ne divulgue pas explicitement que le contrôle du moment cinétique est effectué en même temps que le contrôle d'orbite. Mais cela est divulgué au paragraphe [0014], lignes 20 à 28 de D24 et plus particulièrement aux lignes 25 à 28 : *"plus généralement, le problème [de la saturation des roues à inertie] sera anticipé en ramenant le moment cinétique à des valeurs voulues à l'occasion de chaque manœuvre"*. Si ce passage se rapporte certes à l'art antérieur, il s'applique également à l'invention de D24 ; a minima, il aurait été évident pour la personne du métier d'appliquer l'enseignement de ce passage à ladite invention.

En outre le paragraphe [0031], colonne 9, lignes 25-29 et 33-38 divulgue que *"le système de propulsion permet d'appliquer une poussée sur le centre de masse CM ayant une composante désirée en X, c'est-à-dire selon la vitesse, en plus d'une composante en Y et/ou en Z. [...] De même selon des techniques connues de l'homme du métier, le système de propulsion permet, en orientant la force du propulseur selon un axe ne passant pas par le centre de masse CM, de générer un couple pour le contrôle du moment cinétique du satellite"*.

Selon la requérante, le satellite 10 de l'invention de D24, avec l'orientation de la force de poussée du propulseur selon un axe ne passant pas par le centre de masse, comporte bien un contrôle du moment cinétique effectué en même temps que le contrôle d'orbite.

Par ailleurs, le paragraphe [0017] de D24, indique que *"l'invention vise à proposer une solution alternative pour le contrôle de l'orbite et la réalisation des couples à exercer sur le satellite pendant les manœuvres"*.

Cette partie introduisant la solution selon l'invention de D24 vient au terme d'un exposé sur le domaine technique concerné par l'invention, indiquant notamment que ces couples à exercer sur le satellite à l'occasion de chaque manœuvre ont pour but de décharger le moment cinétique accumulé (voir passage à la colonne 5, lignes 11-27), c'est à dire désaturer la roue à inertie. Ces couples permettent d'éviter que le dispositif de stockage de moment cinétique ne dépasse ses capacités de stockage.

Donc le satellite 10 de l'invention de D24 comporte un dispositif de stockage de moment cinétique et le contrôle du moment cinétique est réalisé par des couples exercés sur le satellite effectués en même temps que les manœuvres de contrôle d'orbite. Les caractéristiques 1-k', 1-k'' et 1-k''' sont donc évidentes au vu de D24, voire divulguées implicitement par ce document.

- 2.1.2 la requérante ajoute que les caractéristiques 1-k', 1-k'' et 1-k''' et éventuellement les caractéristiques 1-i et 1-j, si elles ne sont pas considérées comme divulguées dans le document D24, permettent de résoudre le problème suivant: limiter à la fois le nombre de

propulseurs et le nombre de manœuvres nécessaires, comme stipulé dans le brevet (paragraphe [0014]) pour contrôler l'orbite du satellite et désaturer le dispositif de stockage du satellite.

Selon le brevet, la concomitance de la désaturation par application de moment cinétique à l'occasion des manœuvres de contrôle d'orbite permet de diminuer à la fois le nombre de manœuvres et de propulseurs. Or cette concomitance est considérée par D24 comme faisant déjà partie de l'art antérieur. Le paragraphe [0014], colonne 5, lignes 14-27 divulgue l'application d'une poussée hors du centre de masse avec la génération d'un couple de roulis, ou d'un couple de tangage et lacet, pour *"générer en plus du déplacement souhaité du satellite, un couple permettant de désaturer la roue à inertie, [...], à l'occasion de chaque manœuvre"*.

D24 divulgue un seul type de propulseur pour effectuer l'ensemble du contrôle d'orbite contrairement à l'art antérieur, dans lequel le contrôle de la dérive nécessite des propulseurs distincts sur des faces autres par rapport au contrôle d'excentricité/inclinaison (voir D24, paragraphe [0014], lignes 7-10 et paragraphe [0016]).

Selon la requérante, combiner l'enseignement de D24 et le contexte dans lequel il s'inscrit tel qu'exposé au début de D24 ne revient pas à effectuer un raisonnement a posteriori, mais seulement à considérer le contexte d'utilisation de l'invention de D24.

La solution de D24 est de fournir au satellite un mécanisme motorisé pour déplacer et orienter le propulseur, facilitant ainsi le contrôle d'orbite et la réalisation de couples lors des manœuvres, ce qui

permet de réduire le nombre de propulseurs (puisque les mêmes propulseurs servent à assurer toutes ces fonctions, cf. paragraphe [0016] et revendication 1). La requérante souligne que la personne du métier considérerait l'exposé des notions précédant le paragraphe [0017] comme s'appliquant à l'invention puisque nombre de références numériques et de notions sont communes à la première et deuxième parties, par exemple orbite 13, points orbitaux 15, 16, axes de roulis, tangage, lacet, stabilisation à trois axes, utilité de l'application de moments (pour désaturer les dispositifs d'accumulation de moments cinétique).

- 2.1.3 De plus, selon la requérante, le paragraphe [0017] de D24 rappelle que l'invention de D24 est une solution alternative pour le contrôle de l'orbite et la réalisation des couples à exercer sur le satellite pendant les manœuvres. Le paragraphe [0031] indique bien une manœuvre en chacun des deux points orbitaux 15, 16 (à partir de la ligne 15), puis à partir de la ligne 25-29, il est mentionné d'appliquer une poussée avec une composante désirée en X (longitude=dérive), Y (inclinaison) et/ou en Z (excentricité) et un couple.

Il ressort implicitement des paragraphes [0031] et [0032] que la force de poussée au point 15 a forcément parfois une direction de poussée non parallèle à la force de poussée au point 16 en repère inertiel pour au moins les deux raisons ci-dessous :

- Une première raison est que si ces poussées (avec composantes en X, Y et/ou en Z) étaient appliquées aux points d'orbite 15 et 16 en les contraignant systématiquement à être parallèles entre elles, il ne serait pas possible d'assurer le contrôle de tous les paramètres orbitaux. Donc forcément, certaines au moins

des forces de poussée résultantes ne sont pas parallèles en repère inertiel.

- Une autre raison est la suivante : dans les manœuvres aux points 15 et 16 pour appliquer une poussée avec une composante désirée en X (longitude qui correspond à la dérive), Y (inclinaison) et/ou en Z (excentricité), il faut une composante donnée selon Y au point 15 et une composante opposée selon Y au point 16 pour changer l'inclinaison de l'orbite (voir paragraphe [0013]). Pour changer en outre lors de ces mêmes manœuvres, la longitude de l'orbite en ces points, la manœuvre totale suivant X au point 15 et au point 16 doit être prise en compte. C'est la somme de toutes les manœuvres suivant X sur l'orbite qui induit la modification de la vitesse tangentielle (direction X) et qui règle la manœuvre de dérive/longitude sur l'orbite. En conclusion, la valeur relative de la composante selon X au point 16 est libre par rapport à la composante selon X au point 15, dans le repère inertiel. Les poussées résultantes, aux points de manœuvre 15 et 16 ne sont donc pas parallèles entre elles.

2.1.4 La requérante (opposante) fait également valoir que le système du brevet (voir figure 3) et le système de D24 (voir figure 4a) sont similaires. Dans les deux cas, un propulseur électrique est monté à l'extrémité d'un bras articulé présentant au moins trois articulations. Ce bras permet d'orienter la direction de la poussée selon trois axes, et d'ajuster la position du propulseur en trois dimensions par rapport au centre de masse du satellite.

La principale différence est que sur la figure 4a de D24, le bras présente 5 degrés de liberté en rotation, contre 3 sur la figure 3 du brevet. Aussi, le système de la figure 4a de D24 permet de réaliser toutes les

manœuvres possibles avec le système de la figure 3 du brevet, la réciproque n'étant pas nécessairement vraie.

Dans les deux cas, le système constitué par le propulseur et le bras articulé sert à réaliser à la fois un contrôle complet de l'orbite (6 paramètres orbitaux, paragraphe [0032], colonne 9, ligne 50 -51 de D24) et du moment cinétique.

L'enseignement de D24 porte principalement sur le mécanisme lui-même, le plan de manœuvre étant mentionné de manière moins détaillée. La personne du métier de la planification de missions spatiales, connaissant le mécanisme de D24, aurait été en mesure de déterminer un plan de manœuvre optimal, en fonction des contraintes et désidérata qui lui sont imposés. Aussi, confronté au problème de minimiser le nombre d'allumages du propulseur, elle aurait envisagé d'effectuer les corrections d'orbite et de moment cinétique au cours des mêmes manœuvres uniquement en faisant appel à ses connaissances normales de mécanique orbitale, sans avoir à faire preuve d'activité inventive.

2.2 L'intimée soutient que l'objet de la revendication 1 diffère de D24 non seulement en ce que les caractéristiques 1-k', 1-k'' et 1-k''' ne sont pas divulguées dans D24 mais aussi les caractéristiques 1-i et 1-j.

2.2.1 En l'occurrence, le document D24 ne décrit pas un plan de manœuvre comprenant au moins deux manœuvres de contrôle d'orbite déterminées de sorte à contrôler simultanément l'inclinaison, la longitude de l'orbite du satellite et à désaturer le moment cinétique selon trois axes.

Les paragraphes [0013] et [0014] de D24 concernent l'art antérieur, représenté sur les figures 3a à 3c, et

ne correspondent pas à la description de la solution proposée par D24.

En outre, le paragraphe [0013] divulgue uniquement le contrôle de l'inclinaison seule, et le paragraphe [0014] concerne le contrôle simultané de l'inclinaison et de l'excentricité. Tel qu'indiqué au paragraphe [0014] (colonne 5, lignes 7-10) le contrôle de la longitude est effectué séparément, par des moyens de propulsion distincts. Les paragraphes [0013] et [0014] ne décrivent donc pas deux forces de poussée déterminées pour contrôler simultanément l'inclinaison et la longitude.

Quant au paragraphe [0031], celui-ci décrit les différentes capacités du dispositif de propulsion décrit dans D24, sans que cela ne constitue de plan de manœuvre. Cela apparaît nettement des passages suivants du paragraphe [0031] :

"En particulier, il est possible de positionner [...] ; il permet le contrôle de l'inclinaison et de l'excentricité selon un axe sans désoptimisation du contrôle d'inclinaison, ou le contrôle de l'inclinaison et de l'excentricité selon deux axes, avec désoptimisation du contrôle d'inclinaison. Le mécanisme motorisé [...] permet aussi de positionner [...]. Cette caractéristique est particulièrement avantageuse car elle permet d'apporter au système de propulsion 50 la capacité de contrôle de l'orbite en dérive et en excentricité [...]. De même, [...] le système de propulsion permet [...] de générer un couple pour le contrôle du moment cinétique du satellite".

Le paragraphe [0031] décrit donc uniquement les différentes possibilités offertes par le système de propulsion, en fonction de son positionnement. Ceci ne correspond pas à un plan de manœuvre déterminé, comprenant une séquence particulière de manœuvres qui

sont déterminées pour contrôler les différents paramètres de l'orbite du satellite.

En particulier, bien que le système de propulsion soit décrit comme ayant une capacité de contrôle en inclinaison et en excentricité d'une part, (lignes 15 à 20 du paragraphe [0031]), et en dérive et en excentricité d'autre part (lignes 20 à 33 du paragraphe [0031]), aucun plan de manœuvre comprenant au moins deux manœuvres dont les forces de poussée sont déterminées de façon à contrôler simultanément l'inclinaison et la longitude n'est divulgué.

Le passage aux lignes 25 à 29 indique que le système de propulsion permet d'appliquer une poussée sur le centre de masse avec une composante X désirée en plus des composantes Y et/ou Z. Ces dernières composantes n'étant pas forcément désirées. La phrase qui suit indique que cette poussée permet d'apporter au système de propulsion la capacité de contrôle de l'orbite en dérive et excentricité, ou autrement dit la capacité de corriger la position du satellite selon l'axe X, vers l'est ou vers l'ouest. Un contrôle simultané de l'inclinaison et de la longitude n'est pas divulgué.

- 2.2.2 Selon l'intimée, les caractéristiques distinctives 1-i, 1-j et 1-k', 1-k'', 1-k''' permettent de réduire le nombre de manœuvres lors du contrôle d'orbite du satellite, et d'augmenter la durée de vie du satellite.

Partant de D24, la personne du métier ne dispose d'aucun enseignement pour résoudre ce problème technique, car la divulgation de D24 concerne un système de propulsion et non pas un plan de manœuvre spécifique.

Le problème technique résolu par D24, et énoncé aux paragraphes [0016] et [0017], est de surmonter les difficultés liées à "*des propulseurs de nature*

différentes en divers emplacement du satellite [qui] sont relativement complexes, onéreuses et présentent une masse élevée".

Ce problème est donc un problème de réduction du nombre de propulseurs, en proposant un dispositif articulé, et non de réduction du nombre de manœuvres.

Le paragraphe [0031] ne décrit pas un contrôle du moment cinétique en même temps que le contrôle d'orbite, puisqu'il décrit uniquement des capacités de propulsion offertes par le système de propulsion, et non pas un plan de manœuvre.

Le fait que le système de propulsion décrit par D24 ait la capacité de réaliser des manœuvres de contrôle complet de l'orbite et du moment cinétique du satellite ne permet pas de déduire que le plan de manœuvre selon les caractéristiques 1-i, 1-j et 1-k', 1-k'', 1-k''' serait évident.

Au contraire, le fait de disposer d'un système de propulsion permettant de nouvelles capacités de manœuvre - et en particulier un nombre de degrés de liberté plus important puisque le bras décrit dans D24 comprend trois articulations dont deux comportent deux degrés de liberté en rotation - ouvre un champ de possibilités très large à la personne du métier, de sorte qu'aucun plan de manœuvre ne s'impose à l'évidence. D24 incite seulement la personne du métier à développer un plan de manœuvre dans lequel toutes les manœuvres sont réalisées par le même système de propulsion.

Enfin, *"ramener le moment cinétique à des valeurs voulues à l'occasion de chaque manœuvre"* comme l'indique le paragraphe [0014], ne permet pas d'aboutir de façon évidente à l'invention revendiquée car :

- au paragraphe [0014], les manœuvres de désaturation du moment cinétique sont selon deux axes, et non trois axes, et

- Le paragraphe [0014] ne décrit ni ne suggère de contrôler simultanément l'inclinaison et la longitude de l'orbite.

Ainsi, selon l'intimée, l'objet de la revendication 1 implique une activité inventive par rapport au document D24 combiné aux connaissances générales de la personne du métier.

2.3 La chambre n'est pas convaincue par les arguments de la requérante (opposante).

2.3.1 Tout d'abord, la chambre juge que l'objet de la revendication 1 diffère de D24 en ce que non seulement les caractéristiques 1-k', 1-k'' et 1-k''' ne sont pas divulguées concernant l'invention de D24 mais aussi que la caractéristique 1-j n'est pas divulguée de manière directe et non-ambiguë.

Les paragraphes [0031] et [0032] de D24 ne divulguent pas les caractéristiques 1-k', 1-k'' et 1-k'''.

La dernière phrase du paragraphe [0031] s'énonce:

"De même, selon des techniques connus de l'homme du métier, le système de propulsion permet, en orientant la force du propulseur selon un axe ne passant pas par le centre de masse CM, de générer un couple pour le contrôle du moment cinétique du satellite".

Cette phrase n'indique pas que le couple pour le contrôle du moment cinétique se fait à l'occasion des manœuvres de contrôle d'orbite.

Le paragraphe [0014] divulgue certes le contrôle du moment cinétique à l'occasion des manœuvres de contrôle d'orbite, mais le paragraphe [0014] concerne l'art antérieur dans lequel le contrôle du moment cinétique se fait lors d'un contrôle de l'inclinaison et de l'excentricité.

Le paragraphe [0031] ne divulgue pas non plus directement est sans équivoque la caractéristique 1-j. Le paragraphe [0031] divulgue:

"Dans cette configuration, le système de propulsion permet d'appliquer une poussée sur le centre de masse CM ayant une composante désirée en X, c'est à dire selon la vitesse, en plus de composante en Y et/ou en Z. Cette caractéristique est particulièrement avantageuse car elle permet d'apporter au système de propulsion la capacité de contrôle de l'orbite en dérive et excentricité, ou autrement dit la capacité de corriger la position du satellite selon l'axe X, vers l'est ou vers l'ouest"

Ce passage décrit que la poussée sur le centre de masse peut avoir une composante désirée en X. Ce passage n'indique pas que les composantes en Y et/ou en Z soient désirées. De plus, le passage indique que cette poussée permet le contrôle en dérive et excentricité, autrement dit la capacité de corriger la position du satellite selon l'axe X. Le passage n'indique pas le contrôle simultané de la longitude (correspondant à la dérive) et de l'inclinaison.

En effet, comme le note l'intimée, certaines composantes de poussées peuvent être non désirées comme c'est le cas pour la correction de l'inclinaison de l'orbite au paragraphe [0013] de D24. Dans ce cas particulier, la poussée à une composante en Y désirée et une composante en Z non désirée qui est compensée lors de la deuxième poussée par une composante opposée en Z à la première poussée. Ainsi l'effet non-recherché sur l'excentricité est annulé et seule la correction de l'inclinaison est conservée.

Le problème à résoudre par l'ensemble des caractéristiques distinctives est de réduire le nombre

de manœuvres permettant ainsi l'augmentation de la durée de vie du satellite.

Le document D24 divulgue certes la réduction du nombre de propulseurs mais pas la réduction du nombre de manœuvres, puisque aucun plan de manœuvre n'est divulgué dans D24.

De plus, la combinaison du mode de réalisation de l'invention aux paragraphes [0031]-[0032] et du mode de réalisation de l'art antérieur divulgué aux paragraphes [0012]-[0015] résulte d'un raisonnement à posteriori. Mais comme l'indique l'intimée, même si les deux modes de réalisation devaient être combinés, la personne du métier n'arriverait pas à l'invention. En effet l'art antérieur divulgue de ramener le moment cinétique à des valeurs voulues à l'occasion des manœuvres d'orbite de contrôle de l'inclinaison et de l'excentricité mais pas lors du contrôle simultané de l'inclinaison et de la longitude. La combinaison de l'invention de D24 avec l'art antérieur mentionné dans D24 ne permet pas d'obtenir la caractéristique 1-j.

- 2.3.2 Pour les mêmes raisons qu'énoncées ci-dessus, l'objet de la revendication 9 implique une activité inventive partant de D24.

Dispositif

Par ces motifs, il est statué comme suit

Le recours est rejeté.

La Greffière :

Le Président :



D. Grundner

G. Pricolo

Décision authentifiée électroniquement