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

(19) Organisation Mondiale de la Propriété Intellectuelle
Bureau international

(43) Date de la publication internationale
22 octobre 2015 (22.10.2015)

WIPO | PCT

(10) Numéro de publication internationale
WO 2015/158932 A1

(51) Classification internationale des brevets :
B64G 1/00 (2006.01) *B64G 1/40* (2006.01)
B64G 1/10 (2006.01) *B64G 1/64* (2006.01)

(21) Numéro de la demande internationale :
PCT/EP2015/097021

(22) Date de dépôt international :
3 avril 2015 (03.04.2015)

(25) Langue de dépôt : français

(26) Langue de publication : français

(30) Données relatives à la priorité :
1453515 17 avril 2014 (17.04.2014) FR

(71) Déposant : **CENTRE NATIONAL D'ETUDES SPATIALES** [FR/FR]; 2, place Maurice Quentin, 75001 Paris (FR).

(72) Inventeur : **BULTEL, Pascal**; 14 rue Kleber, 77340 Pontault-Combault (FR).

(74) Mandataire : **REGIMBEAU**; 20, rue de Chazelles, 75847 Paris Cedex 17 (FR).

(81) États désignés *(sauf indication contraire, pour tout titre de protection nationale disponible)* : AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BN, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IR, IS, JP, KE, KG, KN, KP, KR, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PA, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, SA, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW.

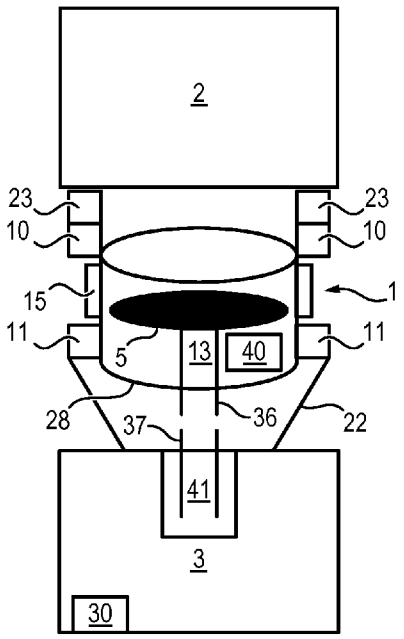
(84) États désignés *(sauf indication contraire, pour tout titre de protection régionale disponible)* : ARIPO (BW, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SD, SL, ST, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), eurasien (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ, TM), européen (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK,

[Suite sur la page suivante]

(54) **Title** : REMOVABLE ORBITAL TOWING ASSISTANCE DEVICE, AND RELATED METHOD

(54) **Titre** : DISPOSITIF AMOVIBLE D'ASSISTANCE AU REMORQUAGE ORBITAL ET PROCEDE ASSOCIE

FIG. 2



(57) Abstract : The invention relates to a method for transferring a space payload (2) from a first orbit to a second orbit. Said method is characterized in that the space payload (2), moving about the first orbit, is attached to a removable orbital towing assistance device (1) including at least one fuel pouch (5). Said method includes the steps of: - attaching (E1) an orbital transfer vehicle (3) to the removable orbital towing assistance device (1); and - transferring (E2) the space payload (2) and the removable orbital towing assistance device (1) to the second orbit by means of the orbital transfer vehicle (3). The invention also relates to a removable orbital towing assistance device intended for a space payload and an orbital transfer vehicle and enabling direct supply of fuel to the vehicle and/or the space payload.

(57) Abrégé : L'invention concerne un procédé de transfert d'une charge utile spatiale (2) d'une première orbite vers une seconde orbite, caractérisé en ce que: la charge utile spatiale (2) évoluant sur la première orbite est fixée à un dispositif (1) amovible d'assistance au remorquage orbital comprenant au moins une poche (5) de carburant, ledit procédé comprenant les étapes de : fixation (E1) d'un véhicule de transfert orbital (3) au dispositif (1) amovible d'assistance au remorquage orbital, et transfert (E2) de la charge utile spatiale (2) et du dispositif (1) amovible d'assistance au remorquage orbital vers la seconde orbite, par l'intermédiaire

[Suite sur la page suivante]

WO 2015/158932 A1

SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, KM, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

Publiée :

— *avec rapport de recherche internationale (Art. 21(3))*

du véhicule de transfert orbital (3). L'invention concerne également un dispositif amovible d'assistance au remorquage orbital pour charge utile spatiale et pour véhicule de transfert orbital permettant une alimentation directe en carburant du véhicule et/ou de la charge utile spatiale.

DISPOSITIF AMOVIBLE D'ASSISTANCE AU REMORQUAGE ORBITAL ET PROCEDE ASSOCIE

DOMAINE TECHNIQUE GENERAL

La présente invention concerne un dispositif d'assistance au remorquage orbital de charges utiles spatiales à utiliser en conjonction avec un véhicule de transfert orbital, ainsi qu'un procédé de transfert d'une charge utile spatiale d'une orbite à une autre. Plus particulièrement, l'invention concerne un dispositif d'alimentation directe en carburant utilisé par le remorquage orbital pour le transfert de charges utiles spatiales.

ETAT DE L'ART

La mise en orbite d'une charge utile spatiale, comme par exemple un satellite ou une cargaison de fret, comprend classiquement les étapes suivantes.

Un véhicule, de type lanceur spatial, place sur une orbite intermédiaire la charge utile. Un système propulsif, comme par exemple une baie propulsive ou un véhicule de transfert orbital vient alors capturer la charge utile de l'orbite intermédiaire pour la placer sur son orbite finale.

Afin de satisfaire les besoins des opérateurs de satellites et, plus généralement, de clients requérant la mise à poste de charges utiles spatiales, il est souhaitable de pouvoir augmenter la masse de la charge utile pouvant être amenée à l'orbite finale.

Dans le cas général, le véhicule de transfert orbital, assimilable à un remorqueur, comprend une réserve en carburant maximisée lui permettant d'assurer sa mission de transfert orbital.

La ressource en carburant disponible pour le véhicule de transfert orbital ou la baie propulsive limite alors la masse maximale de la charge utile apte à être transférée vers l'orbite finale.

De plus, le transport du carburant en surplus consomme lui-même du carburant, qui ne peut donc être utilisé pour le transfert orbital.

Les solutions actuelles doivent donc être améliorées afin d'augmenter les performances.

PRESENTATION DE L'INVENTION

L'invention permet d'améliorer les solutions actuelles, et propose à cet effet un procédé de transfert d'une charge utile spatiale d'une première orbite vers une seconde orbite, caractérisé en ce que :

- la charge utile spatiale évoluant sur la première orbite est fixée à un dispositif amovible d'assistance au remorquage orbital comprenant au moins une poche de carburant,

ledit procédé comprenant les étapes de :

- fixation d'un véhicule de transfert orbital au dispositif amovible d'assistance au remorquage orbital, et
- transfert de la charge utile spatiale et du dispositif amovible d'assistance au remorquage orbital vers la seconde orbite, par l'intermédiaire du véhicule de transfert orbital.

L'invention est avantageusement complétée par les caractéristiques suivantes, prises seules ou en une quelconque de leur combinaison techniquement possible :

- le véhicule de transfert orbital étant préalablement sur orbite, le procédé comprend les étapes de mise en orbite d'un ensemble comprenant la charge utile spatiale et le dispositif amovible d'assistance au remorquage orbital sur la première orbite, l'assemblage du véhicule de transfert orbital au dispositif amovible d'assistance au remorquage orbital, et le transfert de l'ensemble vers la seconde orbite, par l'intermédiaire du véhicule de transfert orbital ;
- le procédé comprend l'étape de transfert du contenu de la charge utile spatiale vers une cible, la charge utile spatiale restant accrochée au dispositif d'assistance au remorquage;
- le procédé comprend l'étape de détachement de la charge utile spatiale du dispositif amovible d'assistance au remorquage orbital;

- le procédé comprend l'étape de déplacement du véhicule de transfert orbital vers une autre orbite, ou de maintien du véhicule de transfert orbital sur la seconde orbite ;
- le procédé comprend l'étape ultérieure de détachement du dispositif amovible d'assistance au remorquage orbital du véhicule de transfert orbital ;
- le procédé comprend l'étape de détachement du véhicule de transfert orbital du dispositif amovible d'assistance au remorquage orbital, la charge utile spatiale restant accrochée au dispositif amovible d'assistance au remorquage orbital ;
- le procédé comprend l'étape de fixation du véhicule de transfert orbital à un nouveau dispositif amovible d'assistance au remorquage orbital lui-même fixé à une nouvelle charge utile spatiale ;
- le dispositif de propulsion du véhicule de transfert orbital est alimenté en carburant directement par le dispositif amovible d'assistance au remorquage orbital.

L'invention concerne également un dispositif amovible d'assistance au remorquage orbital pour charge utile spatiale et pour véhicule de transfert orbital, caractérisé en ce qu'il comprend :

- au moins une poche de carburant,
- un bâti auquel est fixée la poche de carburant, et comprenant :
  - un premier système de fixation à la charge utile spatiale,
  - un second système de fixation au véhicule de transfert orbital,

  le premier et le second systèmes de fixation permettant une fixation amovible dudit dispositif amovible d'assistance au remorquage orbital entre la charge utile spatiale et le véhicule de transfert orbital, et
- un module d'alimentation directe en carburant, configuré pour transférer du carburant de la poche de carburant directement vers au moins un dispositif de propulsion du véhicule de transfert orbital, pour l'alimentation directe dudit dispositif de propulsion.

L'invention est avantageusement complétée par les caractéristiques suivantes, prises seules ou en une quelconque de leur combinaison techniquement possible :

- le dispositif comprend au moins un générateur solaire électrique recouvrant au moins une partie du bâti ;
- le dispositif comprend plusieurs poches de carburant, disposées sur l'extérieur du bâti et/ou à l'intérieur du bâti ; le dispositif comprend une ou plusieurs poches de carburant toutes disposées sur l'extérieur du bâti.

L'invention concerne également un ensemble comprenant un dispositif amovible d'assistance au remorquage orbital et au moins une charge utile spatiale présentant au moins un dispositif de fixation, le dispositif amovible d'assistance au remorquage orbital étant fixé de manière amovible à la charge utile spatiale par coopération du dispositif de fixation de la charge utile spatiale et du premier système de fixation du dispositif amovible d'assistance au remorquage orbital.

L'invention concerne également un ensemble comprenant un dispositif amovible d'assistance au remorquage orbital tel que décrit, au moins une charge utile spatiale présentant au moins un dispositif de fixation et un dispositif de propulsion, un véhicule de transfert orbital présentant au moins un dispositif de fixation et un dispositif de propulsion, le dispositif amovible d'assistance au remorquage orbital étant fixé de manière amovible entre la charge utile spatiale et le véhicule de transfert orbital, par coopération du dispositif de fixation de la charge utile spatiale et du premier système de fixation du dispositif amovible d'assistance au remorquage orbital, et par coopération du dispositif de fixation du véhicule de transfert orbital et du deuxième système de fixation du dispositif amovible d'assistance au remorquage orbital, le module d'alimentation directe en carburant étant connecté au dispositif de propulsion du véhicule de transfert orbital de sorte à assurer une alimentation directe en carburant dudit dispositif de propulsion.

L'invention présente de nombreux avantages.

L'utilisation d'un dispositif amovible, externe et modulaire permet de multiplier les missions de transfert inter-orbitales de charges utiles, ce qui constitue un facteur majeur de rentabilité économique.

En outre, la poche de carburant du dispositif d'assistance amovible est accompagnée d'un moyen d'alimentation directe en carburant, ce qui rend les opérations d'alimentation plus simples, moins coûteuses, et plus rapides. En particulier, il n'est plus nécessaire de remplir complètement de carburant le véhicule de transfert orbital, et/ou de la charge utile spatiale, car l'alimentation en carburant s'effectue directement à partir de la poche en carburant du dispositif amovible d'assistance au remorquage.

L'invention permet d'augmenter, dès la première mission, et a fortiori pour les missions ultérieures, la masse de la charge utile spatiale pouvant être transférée.

L'invention permet aussi de faciliter le lancement en réduisant la masse totale à injecter en orbite, et par conséquent, de réduire les coûts associés.

De plus, l'invention permet d'augmenter la durée de vie du véhicule de transfert inter-orbital en réduisant la durée des transferts, plus courts que dans les cas faisant intervenir un dépôt de carburant spécialisé pour un ravitaillement.

L'invention permet aussi de réduire les risques associés à la mise en œuvre du véhicule de transfert orbital en minimisant le nombre d'accostages (deux fois moins nombreux que pour les profils de missions faisant intervenir un dépôt de carburant).

Enfin, l'invention offre un procédé de remorquage orbital de charges utiles spatiales qui est systématique, reproductible et efficace.

PRESENTATION DES FIGURES

D'autres caractéristiques, buts et avantages de l'invention ressortiront de la description qui suit, qui est purement illustrative et non limitative, et qui doit être lue en regard des dessins annexés sur lesquels :

- la Figure 1 est une représentation schématique d'un mode de réalisation d'un dispositif amovible d'assistance au remorquage orbital selon l'invention ;
- la Figure 2 est une représentation schématique d'un ensemble comprenant un dispositif amovible d'assistance au remorquage orbital munie d'une poche de carburant, fixé de manière amovible entre un véhicule de transfert orbital et une charge utile spatiale ;
- la Figure 3 est une représentation schématique d'un autre mode de réalisation d'un dispositif amovible d'assistance au remorquage orbital selon l'invention, comprenant une pluralité de poches externes de carburant ;
- la Figure 4 est une représentation schématique de la partie supérieure d'un lanceur supportant une charge utile spatiale fixée à un dispositif amovible d'assistance au remorquage orbital selon l'invention ;
- la Figure 5 est une représentation schématique d'un procédé de transfert selon l'invention ;
- la Figure 6 est une représentation schématique d'un exemple de réalisation de transferts de charges utiles selon l'invention.

DESCRIPTION DETAILLEE

Dispositif amovible d'assistance au remorquage orbital

On a représenté en Figures 1 et 2 un mode de réalisation d'un dispositif amovible d'assistance au remorquage orbital 1 amovible pour charge utile spatiale 2 et pour véhicule de transfert orbital 3.

La charge utile spatiale 2 est par exemple, mais non limitativement, un satellite, une cargaison de fret pour une station spatiale.

Le véhicule de transfert orbital 3 est par exemple un véhicule utilisable pour une seule mission (comme l'ATV) ou un véhicule réutilisable pour plusieurs missions, c'est-à-dire pouvant rester en orbite après sa

mission afin de réaliser des missions ultérieures. Il s'agit par exemple d'un véhicule comprenant, outre une propulsion de base pour son contrôle d'attitude, une propulsion principale électrique ou chimique.

Le dispositif 1 amovible d'assistance au remorquage orbital comprend au moins une poche de carburant 5. Comme explicité par la suite, le dispositif 1 peut comprendre une pluralité de ces poches de carburant 5. Le carburant est destiné à être utilisée en particulier par un dispositif 41 de propulsion du véhicule de transfert orbital 3. Le dispositif 41 de propulsion est tout dispositif de propulsion utilisant du carburant.

La poche 5 présente toute forme appropriée, selon le volume disponible dans le bâti ou autour du bâti, et selon le volume de carburant à stocker. La poche 5 est donc étanche et présente une ou plusieurs ouvertures contrôlables, pour la transmission du carburant, comme explicité par la suite.

Le dispositif 1 comprend en outre un bâti 4, auquel est fixée la poche de carburant 5.

Sur la Figure 1, le bâti 4 comprend une enveloppe 14, par exemple de forme annulaire, entourant un logement 16 pouvant notamment accueillir la poche de carburant 5.

La poche de carburant 5 est fixée au bâti 4, par tout système de fixation approprié.

Le cas échéant, la poche 5 comprend un système de refroidissement du carburant.

Comme schématisé en Figure 2, le bâti 4 comprend un premier système de fixation 10 à la charge utile 2, et un second système de fixation 11 au véhicule de transfert orbital 3.

Le premier et le second système de fixation 10, 11 permettent une fixation amovible du dispositif 1 entre la charge utile 2 et le véhicule de transfert orbital 3. En général, le premier système de fixation 10 est disposé du côté opposé au second système de fixation 11 sur le bâti 4.

Le dispositif 1 peut donc se fixer à la charge utile spatiale 2 et s'en détacher, grâce au premier système de fixation amovible 10. De même, le

dispositif 1 peut se fixer au véhicule de transfert orbital 3 et s'en détacher grâce au second système de fixation amovible 11.

Le dispositif 1 comprend en outre un module 13 permettant le transfert du carburant de la poche 5 vers au moins le véhicule de transfert orbital 3. Ce module 13 permet, lorsque le véhicule de transfert orbital 3 est fixé au dispositif 1, de lui transmettre du carburant nécessaire entre autres pour la propulsion.

Le module 13 peut notamment comprendre une ou plusieurs vannes, et un ou plusieurs conduits 36 connectés à la poche 5 de carburant, ou à la pluralité de poches 5 de carburant, ces conduits étant connectables à des conduits 37 en carburant du véhicule de transfert orbital 3 pour son alimentation.

Plus précisément, le module 13 est un module d'alimentation directe en carburant 13. Ainsi, le module 13 permet d'alimenter directement le dispositif 41 de propulsion du véhicule de transfert orbital 3. Par conséquent, il n'est pas nécessaire de transférer le carburant du dispositif 1 vers une éventuelle zone de stockage du véhicule de transfert orbital 3. Il n'est pas nécessaire non plus de pressuriser à nouveau le carburant dans le véhicule de transfert orbital 3 afin de le stocker dans une zone de stockage.

Le dispositif 41 de propulsion s'alimente en carburant directement à partir de la poche 5 de carburant du dispositif 1, sans que le véhicule de transfert orbital 3 n'ait à stocker préalablement le carburant dans une zone de stockage. En d'autres termes, le dispositif 41 de propulsion vient s'alimenter, lors de son fonctionnement, directement en puisant le carburant depuis la poche 5 de carburant via le module 13.

Le module 13 comprend en général un détendeur, permettant de réduire la pression du carburant issu de la poche 5 de carburant. Le carburant ainsi dépressurisé est transmis par le module 13 directement aux conduits 37 en carburant du dispositif de propulsion, afin d'assurer le fonctionnement dudit dispositif de propulsion.

Cette alimentation directe en carburant rend les opérations plus simples, moins risquées, moins coûteuses, et moins longues.

Le cas échéant, une unité de traitement du dispositif 1 contrôle le débit transféré par l'intermédiaire des vannes, de type à ouverture contrôlée. Comme explicité par la suite, cette unité de traitement peut contrôler d'autres fonctions du dispositif 1.

Le module 13 peut également, le cas échéant, alimenter en carburant la charge utile spatiale 2. L'alimentation en carburant s'effectue de manière identique, par communication des conduits du module 13 avec des conduits en carburant de la charge utile spatiale 2. Si la charge utile spatiale 2 comprend un dispositif de propulsion, le module 13 peut alimenter directement en carburant le dispositif de propulsion de la charge utile spatiale après séparation du véhicule de transfert orbital 3.

Si la charge utile spatiale 2 comprend d'autres sous-systèmes (autres que son dispositif de propulsion) qui nécessitent une alimentation en carburant, le module 13 peut alimenter directement en carburant ces sous-systèmes de manière similaire à ce qui a été décrit pour l'alimentation directe en carburant du dispositif de propulsion du véhicule de transfert orbital 3 ou de ladite charge utile spatiale 2.

Le dispositif 1 constitue donc un système d'alimentation directe en carburant, et amovible.

Afin de fixer le dispositif 1 à la charge utile spatiale 2, le premier système de fixation 10 coopère avec un dispositif de fixation 23 de la charge utile spatiale 2.

Dans un exemple de réalisation, le premier système de fixation 10 est un élément mâle, femelle ou plan, et le dispositif de fixation 23 est un élément femelle, mâle ou plan. Le premier système de fixation 10 comprend par exemple un élément rétractable de forme complémentaire de la forme du dispositif de fixation 23, qui permet d'engager et de maintenir les surfaces en contact lorsque cela est nécessaire, puis de les désengager.

Dans un exemple, le maintien en position avant séparation et ouverture des systèmes 10 et 23 est réalisé au moyen d'un élément de maintien en position, de types sangle, écrous explosifs ou bride de fermeture. Cet élément de maintien fait par exemple partie du premier système de fixation 10.

L'activation de l'ouverture de l'élément de maintien en position entraîne le détachement du dispositif 1 de la charge utile spatiale 2. L'ouverture de l'élément de maintien en position est par exemple commandée de manière électromécanique par l'unité de traitement 40 du dispositif 1 et/ou une unité de traitement de la charge utile spatiale 2.

Dans un exemple de réalisation, le premier système de fixation 10 est standardisé et s'adapte à une forme standard du dispositif de fixation 23 de la charge utile spatiale 2.

Les exemples précités ne sont toutefois pas limitatifs et dépendent des applications ou des besoins de la mission.

De même, le second système 11 de fixation coopère avec au moins un dispositif de fixation 22 du véhicule de transfert orbital 3.

Les exemples de réalisation déjà décrits pour le premier système de fixation 10 et le dispositif de fixation 23 sont applicables de manière similaire et ne sont donc pas répétés.

Dans un autre exemple de réalisation, le dispositif de fixation 23 comprend des bras de fixation ou des pinces de fixation. Le premier système de fixation 10 comprend des éléments de connexion aux extrémités des bras de fixation. L'ouverture/fermeture de ces éléments de connexion (commandés par l'unité de traitement 40 du dispositif 1), et/ou le désengagement/l'engagement des bras de fixation de ces éléments de connexion (commandés par exemple par l'unité de traitement de la charge utile spatiale 2) permettent de détacher/fixer le dispositif 1 du véhicule de transfert orbital 3. Ce mode de réalisation peut s'appliquer de manière similaire au premier système de fixation 10 et au dispositif de fixation 22.

Le dispositif 1 est donc un élément externe et indépendant du véhicule de transfert orbital 3 et de la charge utile spatiale 2.

Dans un mode de réalisation, le dispositif 1 comprend au moins un générateur solaire électrique 15. Ce générateur solaire 15 recouvre au moins une partie du bâti 4, et est en général disposé sur la surface extérieure de l'enveloppe 14 du bâti 4.

Ce générateur 15 permet de fournir une énergie électrique au dispositif 1, cette énergie étant utilisée par le dispositif 1 ou étant transmise

au véhicule de transfert orbital 3 et/ou à la charge utile spatiale 2. Dans ce cas, une connexion électrique est prévue entre le dispositif 1 et la charge utile spatiale 2, et/ou le véhicule de transfert orbital 3. Si nécessaire, des connecteurs électriques sont donc présents sur le dispositif 1, le véhicule 3 et/ou la charge utile spatiale 2 pour la transmission de l'énergie électrique précitée.

Dans un mode de réalisation, le dispositif 1 comprend plusieurs poches 5 de carburant.

Ces poches 5 peuvent par exemple être disposées à l'intérieur du bâti 4. Alternativement, les poches 5 peuvent être disposées à l'extérieur du bâti 4 (par exemple en contact avec l'enveloppe 14). Il est également possible de disposer les poches 5 à la fois à l'intérieur du bâti 4 et à l'extérieur du bâti 4.

Dans un exemple de réalisation, toutes les poches 5 sont disposées à l'extérieur du bâti 4 (cf. Figure 3). Dans ce cas, il est avantageux que la structure 27 du bâti 4 qui s'étend à l'intérieur de l'enveloppe 14, et servant de support à la charge utile spatiale 2 (ou au véhicule 3), présente une hauteur inférieure à l'enveloppe 14 du bâti 4.

Ceci permet d'abaisser la hauteur de la charge utile spatiale 2 (ou du véhicule 3), et par conséquent d'améliorer la compacité de l'ensemble, et de diminuer les contraintes reçues par la charge utile 2 pendant sa mise en orbite.

Dans un mode de réalisation, le dispositif 1 comprend au moins un repère 28 visuel pour le guidage de l'accostage du véhicule de transfert orbital 3 au dispositif 1. Il s'agit par exemple, mais non limitativement, d'une mire disposée sur une face du bâti 4.

Dans ce cas, le véhicule de transfert 3 comprend un dispositif optique 30 permettant de détecter la mire ce qui assure son guidage lors de l'accostage.

D'autres repères peuvent être mis en place sur le dispositif 1, en complément ou en solution alternative, comme des repères lumineux. Dans ce cas, le véhicule 3 comprend un ou plusieurs détecteurs configurés pour détecter les repères du dispositif 1.

Selon les étapes de la mission, différents ensembles comprenant le dispositif 1 sont constitués, comme explicité par la suite dans la description du procédé.

Un premier ensemble comporte uniquement le dispositif 1 et au moins une charge utile spatiale 2, le dispositif 1 étant fixé de manière amovible à la charge 2 utile spatiale par coopération du dispositif de fixation 23 de la charge utile spatiale 2 et du premier système 10 de fixation du réservoir 1.

Un deuxième ensemble comprend le dispositif 1, un véhicule de transfert orbital 3 présentant au moins un dispositif de fixation 22, le dispositif 1 étant fixé de manière amovible au véhicule de transfert orbital 3 par coopération du dispositif de fixation 22 du véhicule de transfert orbital 3 et du deuxième système 11 de fixation du dispositif 1. Dans ce cas, le module d'alimentation directe en carburant 13 est connecté au dispositif 41 de propulsion du véhicule de transfert orbital 3 de sorte à assurer une alimentation directe en carburant dudit dispositif 41 de propulsion.

Un troisième ensemble comprend le dispositif 1, au moins une charge utile spatiale 2 présentant au moins un dispositif de fixation 23, un véhicule de transfert orbital 3 présentant au moins un dispositif de fixation 22, le dispositif 1 étant fixé de manière amovible entre la charge utile spatiale 2 et le véhicule de transfert orbital 3, par coopération du dispositif de fixation 23 de la charge utile spatiale 2 et du premier système 10 de fixation du dispositif 1, et par coopération du dispositif de fixation 22 du véhicule de transfert orbital 3 et du deuxième système 11 de fixation du réservoir 1. Dans ce cas, le module d'alimentation directe en carburant 13 est connecté au dispositif 41 de propulsion du véhicule de transfert orbital 3 de sorte à assurer une alimentation directe en carburant dudit dispositif 41 de propulsion.

On a représenté en Figure 4 la partie supérieure 39 d'un lanceur spatial 31. Dans cette représentation, le premier ensemble comprenant le dispositif 1 et la charge utile spatiale 2 sont logés dans ladite partie supérieure 39. Cette partie supérieure 39 est en général recouverte d'une coiffe non représentée.

Le cas échéant, le troisième ensemble précité peut également être logé dans le lanceur spatial 31 pour sa mise en orbite.

Procédés de mise en œuvre du dispositif amovible d'assistance au remorquage orbital

On décrit un mode de réalisation d'un procédé de transfert d'une charge utile spatiale 2 d'une première orbite vers une seconde orbite. La seconde orbite présente par exemple, mais non limitativement, une altitude plus élevée que la première orbite.

Une charge utile spatiale 2 évolue sur la première orbite, et est fixée au dispositif amovible 1 tel que décrit précédemment et comprenant au moins une poche 5 de carburant.

L'ensemble comprenant la charge utile spatiale 2 et le dispositif amovible 1 ont pu par exemple être précédemment mis sur orbite par l'intermédiaire d'un lanceur spatial.

Le procédé comprend l'étape E1 (cf. Figure 5) de fixation du véhicule de transfert orbital 3 au dispositif 1. Le véhicule de transfert orbital 3 peut se trouver en orbite suite à des missions précédentes, ou avoir été lancé de manière indépendante dans le but de rencontrer ledit ensemble.

La fixation du véhicule de transfert orbital 3 comprend en particulier une étape de guidage du véhicule de transfert orbital 3 vers le dispositif 1. Cette étape de guidage peut notamment être réalisée grâce au repère visuel 28 présent sur le dispositif 1 et utilisé par le dispositif optique 30 du véhicule 3 pour se positionner de manière précise vis-à-vis du dispositif 1.

La coopération du dispositif de fixation 22 du véhicule de transfert orbital 3 et du deuxième système de fixation 11 du dispositif 1 permet la fixation du véhicule 3 au dispositif 1. Si nécessaire, l'unité de traitement 40 du dispositif 1 commande le deuxième système de fixation 11 et/ou l'unité de traitement du véhicule 3 commande le dispositif de fixation 22 afin d'assurer leur coopération.

Le procédé comprend une étape E2 de transfert de la charge utile spatiale 2 et du dispositif 1 vers la seconde orbite, par l'intermédiaire du véhicule de transfert orbital 3.

En particulier, le module 13 permet de transférer du carburant de la poche 5 vers le véhicule de transfert orbital 3, afin de lui procurer le carburant nécessaire au transfert d'orbite. Comme énoncé précédemment, le dispositif 41 de propulsion du véhicule de transfert orbital 3 est alimenté en carburant directement par la poche 5 de carburant du dispositif amovible 1.

Une fois que le véhicule de transfert orbital 3 a permis à la charge utile spatiale 2 d'atteindre l'orbite et la position sur l'orbite requises par la mission, le procédé comprend l'étape E3 de détachement de la charge utile spatiale 2 du dispositif 1.

L'étape de détachement est réalisée par dissociation du dispositif de fixation 23 de la charge utile spatiale 2 et du premier système de fixation 10 du dispositif 1. Cette dissociation est commandée, le cas échéant, par une unité de traitement de la charge utile spatiale 2 et/ou l'unité 40 de traitement du dispositif 1.

On retrouve donc, d'une part, la charge utile spatiale 2 évoluant sur l'orbite requise, et d'autre part, l'ensemble comprenant le véhicule de transfert 3 et le dispositif 1.

Alternativement, l'étape E3 peut consister en le transfert du contenu de la charge utile spatiale 2 vers une infrastructure ou destination cible. Dans ce cas, la charge utile spatiale 2 reste accrochée au dispositif 1, et seul son contenu est transféré.

Le véhicule de transfert orbital 3, associé au dispositif 1, peut rester sur cette orbite. Alternativement, le procédé comprend l'étape E4 selon laquelle l'ensemble rejoint une autre orbite, comme une autre orbite dite de « parking ».

Le procédé peut comprendre l'étape de détachement E5 du dispositif 1 du véhicule de transfert orbital 3. L'étape de détachement est réalisée par dissociation du dispositif de fixation 22 du véhicule de transfert orbital 3, et du deuxième système de fixation 11 du dispositif 1. Cette dissociation est commandée, le cas échéant, par une unité de traitement du véhicule 3 et/ou l'unité 40 de traitement du dispositif 1. Si la charge utile spatiale 2 est toujours accrochée au dispositif 1 (par exemple dans le cas précité où seul

le contenu de la charge utile spatiale 2 est transféré), le détachement du dispositif 1 permet également le détachement de la charge utile spatiale 2 du véhicule 3.

Le dispositif 1 rejoint alors l'atmosphère pour s'y désintégrer, ou reste sur l'orbite où se trouve le véhicule 3.

Dans un exemple de réalisation, une fois que le véhicule de transfert orbital 3 a transféré l'ensemble comprenant la charge utile spatiale 2 et le dispositif 1 vers la seconde orbite, le procédé comprend l'étape de détachement du dispositif 1 du véhicule de transfert orbital 3, la charge utile spatiale 2 restant accrochée au dispositif 1. Cette variante permet de réduire les débris spatiaux, car le dispositif 1 reste toujours accroché à la charge utile spatiale 2. Le véhicule de transfert orbital 3 peut quant à lui rester sur l'orbite courante, ou venir se fixer sur un autre ensemble comprenant une charge utile et un réservoir, ou utiliser des ressources de propulsion qui lui sont propres pour rejoindre une autre orbite.

Le procédé permet de réaliser successivement une pluralité de transferts d'orbites de charges utiles.

Ainsi, le procédé peut comprendre l'étape E6 de fixation du véhicule de transfert orbital 3 à un nouveau dispositif 1 lui-même fixé à une nouvelle charge utile spatiale 2. L'ensemble comprenant le nouveau réservoir et la nouvelle charge utile spatiale 2 est lancé par un lanceur sur l'orbite où se trouve le véhicule 3, afin que le véhicule 3 se fixe au nouveau dispositif 1.

Les étapes précédemment décrites (E2 à E5) peuvent être à nouveau itérées, et ainsi de suite.

Comme on le comprend le dispositif 1 amovible d'assistance au remorquage 1 permet donc de mettre en œuvre plusieurs transferts d'orbites et d'augmenter la masse de la charge utile spatiale 2 transférable.

On décrit en référence à la Figure 6 un exemple de réalisation d'un procédé de transfert.

Un lanceur spatial 35 comprend dans un étage, en général l'étage supérieur, un ensemble comprenant un dispositif 1 fixé entre une charge utile 2 et un véhicule de transfert orbital 3.

En l'espèce, la charge utile spatiale 2 est un module cargo comprenant du fret 32 à destination d'une infrastructure orbitale 34.

Après injection de l'ensemble sur une première orbite O1, le véhicule de transfert orbital 3 active son système de propulsion, alimenté en carburant directement par le dispositif 1, pour transférer l'ensemble auquel il appartient vers l'orbite O3 de l'infrastructure orbitale 34 visée. Le contenu en fret 32 de la charge utile spatiale 2 est transféré vers l'infrastructure 34, par exemple après accostage de la charge utile spatiale 2.

Ainsi, le procédé permet le transfert d'une charge utile dès la première mission.

Le véhicule 3 redescend vers l'orbite O1, puis le procédé comprend une étape de détachement du dispositif 1 (et par conséquent de la charge 2) du véhicule 3. L'ensemble comprenant le dispositif 1 et la charge 2 peut, le cas échéant, redescendre dans l'atmosphère.

Dans une variante, illustrée en Figure 7, le véhicule 3 redescend vers l'orbite O1, puis le procédé comprend une étape de détachement de la charge utile spatiale 2, qui peut, le cas échéant, redescendre dans l'atmosphère.

Le véhicule 3 se dirige alors vers une orbite O2 parking dans l'attente d'une nouvelle mission (le véhicule 3 utilise à cet effet sa propulsion principale). Alternativement, dans le mode de réalisation de la Figure 3, le véhicule 3 peut utiliser le carburant qui lui est fourni par le dispositif 1.

Le procédé comprend alors l'envoi d'une nouvelle charge utile spatiale 2' comprenant une nouvelle cargaison de fret 32', fixée à un nouveau dispositif 1', vers l'orbite O1, via le lanceur spatial 35.

Cette fois-ci, la masse en fret peut être augmentée étant donné que le véhicule 3 est déjà en orbite.

Le véhicule 3 descend alors de l'orbite O2 vers l'orbite O1 pour se fixer au dispositif 1' (étape dite de rendez-vous ou d'accostage). Cette étape peut par exemple inclure l'utilisation du dispositif 30 optique du véhicule 3, qui permet la détection du repère 28 visuel du dispositif 1.

Dans la variante de la Figure 7, le véhicule 3 descend de l'orbite O2 vers l'orbite O1. Avant l'accostage avec le nouveau dispositif 1', le dispositif

1 est détaché du véhicule 3, et redescend, le cas échéant, vers l'atmosphère.

Le transfert orbital vers l'orbite O3 où se trouve l'infrastructure visée peut alors recommencer comme précédemment. Ainsi, une pluralité de missions de transfert peut être réalisée. Par exemple, cinq ou dix missions sont réalisées, ce nombre n'étant pas limitatif.

L'invention permet donc d'offrir un dispositif et un procédé de remorquage orbital de charges utiles spatiales.

D'autres utilisations du dispositif 1 peuvent être mises en œuvre selon les besoins et les spécifications des missions.

REVENDICATIONS

1. Procédé de transfert d'une charge utile spatiale (2) d'une première orbite vers une seconde orbite, caractérisé en ce que :

- la charge utile spatiale (2) évoluant sur la première orbite est fixée à un dispositif (1) amovible d'assistance au remorquage orbital comprenant au moins une poche (5) de carburant,

ledit procédé comprenant les étapes de :

- fixation (E1) d'un véhicule de transfert orbital (3) au dispositif (1) amovible d'assistance au remorquage orbital, et
- transfert (E2) de la charge utile spatiale (2) et du dispositif (1) amovible d'assistance au remorquage orbital vers la seconde orbite, par l'intermédiaire du véhicule de transfert orbital (3).

2. Procédé selon la revendication 1, dans lequel, le véhicule de transfert orbital (3) étant préalablement sur orbite, le procédé comprend les étapes de :

- mise en orbite d'un ensemble comprenant la charge utile spatiale (2) et le dispositif (1) amovible d'assistance au remorquage orbital sur la première orbite,
- fixation (E1) du véhicule de transfert orbital (3) au dispositif (1) amovible d'assistance au remorquage orbital, et
- transfert (E2) de la charge utile spatiale (2) et du dispositif (1) amovible d'assistance au remorquage orbital vers la seconde orbite, par l'intermédiaire du véhicule de transfert orbital (3).

3. Procédé selon l'une des revendications 1 ou 2, comprenant l'étape de :

- transfert du contenu de la charge utile spatiale (2) vers une cible, la charge utile spatiale (2) restant accrochée au dispositif (1) amovible d'assistance au remorquage orbital.

4. Procédé selon l'une des revendications 1 à 3, comprenant l'étape de :

- détachement (E3) de la charge utile spatiale (2) du dispositif (1) amovible d'assistance au remorquage orbital.

5. Procédé selon l'une des revendications 1 à 4, comprenant l'étape de :

- déplacement (E4) du véhicule de transfert orbital (3) vers une autre orbite, ou
- maintien du véhicule de transfert orbital (3) sur la seconde orbite.

6. Procédé selon l'une des revendications 1 à 5, comprenant l'étape ultérieure de détachement (E5) du dispositif (1) amovible d'assistance au remorquage orbital du véhicule de transfert orbital (3).

7. Procédé selon l'une des revendications 1 à 3, comprenant l'étape de :

- détachement du véhicule de transfert orbital du dispositif (1) amovible d'assistance au remorquage orbital, la charge utile spatiale (2) restant accrochée au dispositif (1) amovible d'assistance au remorquage orbital.

8. Procédé selon l'une des revendications 6 ou 7, comprenant l'étape (E6) de fixation du véhicule de transfert orbital (3) à un nouveau dispositif (1) amovible d'assistance au remorquage orbital lui-même fixé à une nouvelle charge utile spatiale (2).

9. Procédé selon l'une des revendications 1 à 8, dans lequel un dispositif (41) de propulsion du véhicule de transfert orbital (3) est alimenté en carburant directement par le dispositif (1) amovible d'assistance au remorquage orbital.

10. Dispositif (1) amovible d'assistance au remorquage orbital pour charge utile spatiale (2) et pour véhicule de transfert orbital (3), caractérisé en ce qu'il comprend :

- au moins une poche (5) de carburant,

- un bâti (4) auquel est fixée la poche (5) de carburant, et comprenant :
  - un premier système de fixation (10) à la charge utile spatiale (2),
  - un second système de fixation (11) au véhicule de transfert orbital (3),

  le premier et le second systèmes (10, 11) de fixation permettant une fixation amovible dudit dispositif (1) amovible d'assistance au remorquage orbital entre la charge utile spatiale (2) et le véhicule de transfert orbital (3), et
- un module d'alimentation directe en carburant (13), configuré pour transférer du carburant de la poche (5) de carburant directement vers au moins un dispositif (41) de propulsion du véhicule de transfert orbital (3), pour l'alimentation directe dudit dispositif (41) de propulsion.

11. Dispositif (1) selon la revendication 10, comprenant au moins un générateur solaire électrique (15) recouvrant au moins une partie du bâti (4).

12. Dispositif (1) selon l'une des revendications 10 ou 11, comprenant plusieurs poches de carburant (5), disposées sur l'extérieur du bâti (4) et/ou à l'intérieur du bâti (4).

13. Dispositif (1) selon l'une des revendications 11 ou 12, comprenant une ou plusieurs poches de carburant (5) toutes disposées sur l'extérieur du bâti (4).

14. Ensemble, comprenant :

- un dispositif (1) amovible d'assistance au remorquage orbital selon l'une des revendications 10 à 13,
- au moins une charge utile spatiale (2), présentant au moins un dispositif de fixation (23),

le dispositif (1) amovible d'assistance au remorquage orbital étant fixé de manière amovible à la charge utile spatiale (2) par coopération du dispositif de fixation (23) de la charge utile spatiale (2) et du premier système de fixation (10) du dispositif (1) amovible d'assistance au remorquage orbital.

15. Ensemble comprenant :

- un dispositif (1) amovible d'assistance au remorquage orbital selon l'une des revendications 10 à 13,
- au moins une charge utile spatiale (2), présentant au moins un dispositif de fixation (23),
- un véhicule de transfert orbital (3), présentant au moins un dispositif de fixation (22) et un dispositif (41) de propulsion,
- le dispositif (1) amovible d'assistance au remorquage orbital étant fixé de manière amovible entre la charge utile spatiale (2) et le véhicule de transfert orbital (3), par coopération du dispositif de fixation (23) de la charge utile spatiale (2) et du premier système de fixation (10) du dispositif (1) amovible d'assistance au remorquage orbital, et par coopération du dispositif de fixation (22) du véhicule de transfert orbital et du deuxième système de fixation (11) du dispositif (1) amovible d'assistance au remorquage orbital,

  le module d'alimentation directe en carburant (13) étant connecté au dispositif (41) de propulsion du véhicule de transfert orbital (3) de sorte à assurer une alimentation directe en carburant dudit dispositif (41) de propulsion.

FIG. 1

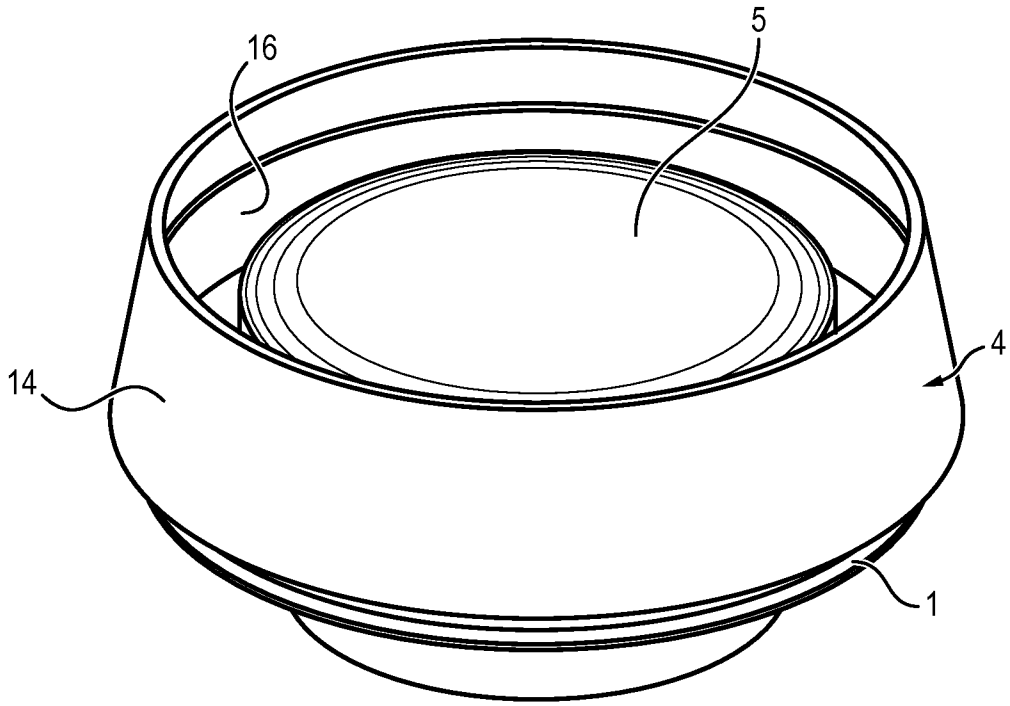


FIG. 2

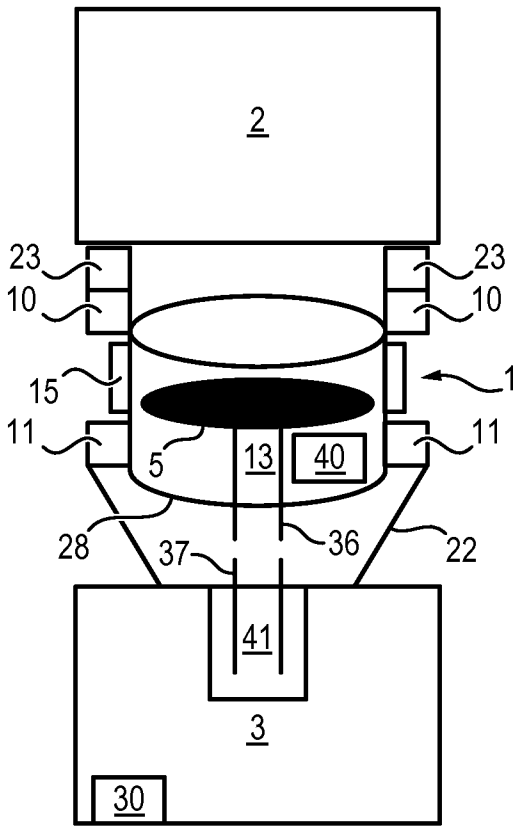


FIG. 3

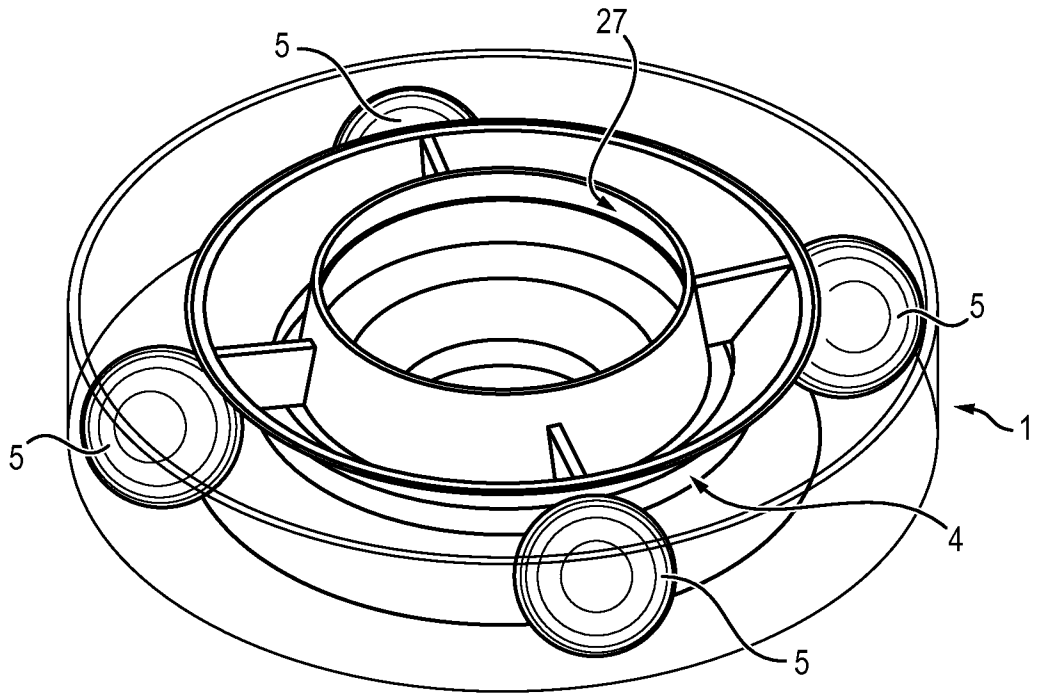


FIG. 4

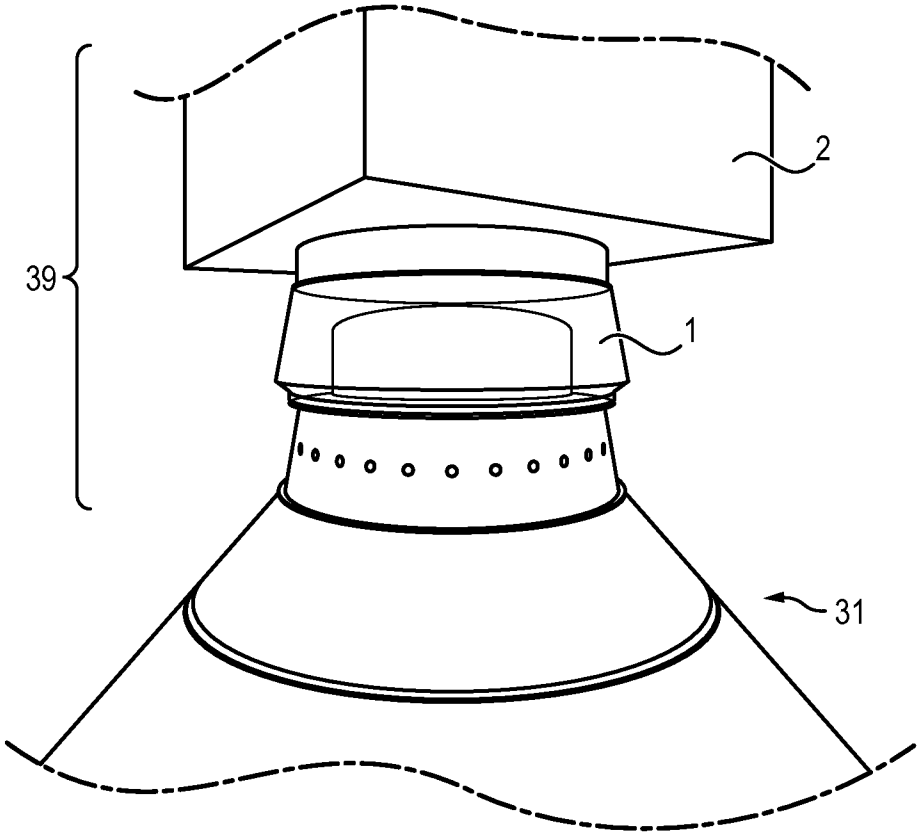

2
39
1
31

FIG. 5

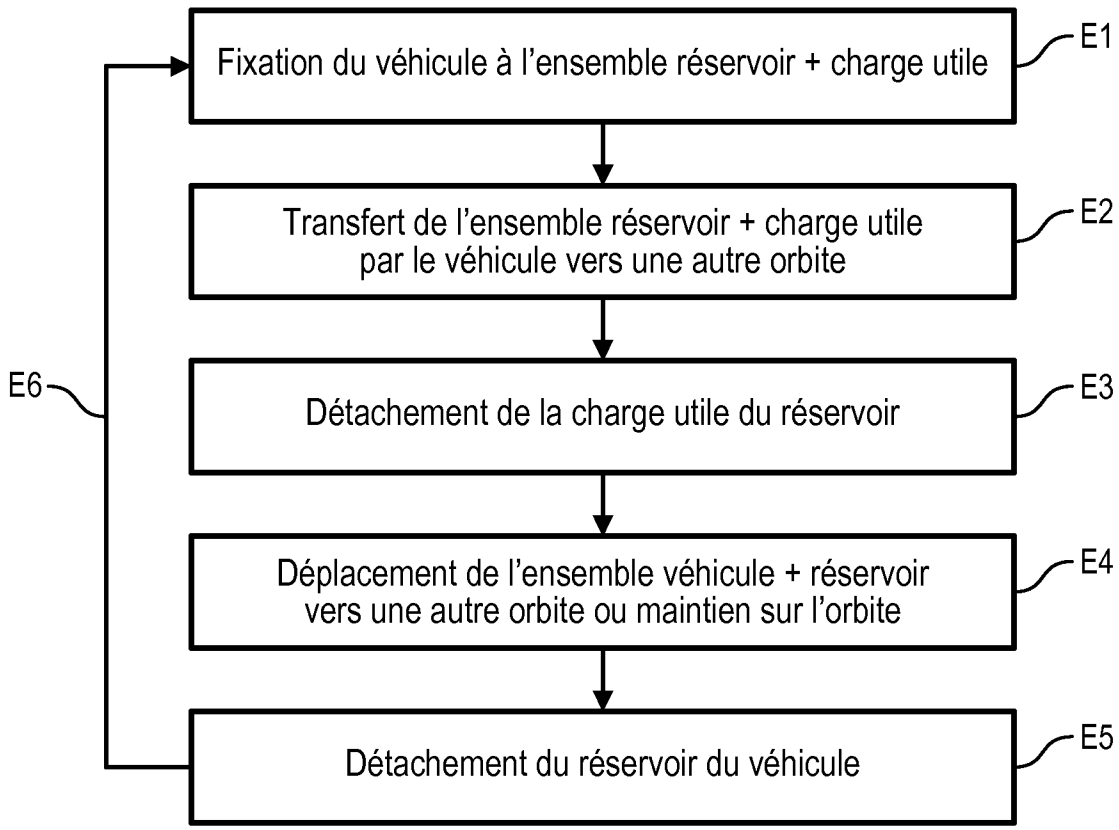

Fixation du véhicule à l'ensemble réservoir + charge utile
E1
Transfert de l'ensemble réservoir + charge utile par le véhicule vers une autre orbite
E2
E6
Détachement de la charge utile du réservoir
E3
Déplacement de l'ensemble véhicule + réservoir vers une autre orbite ou maintien sur l'orbite
E4
Détachement du réservoir du véhicule
E5

FIG. 6

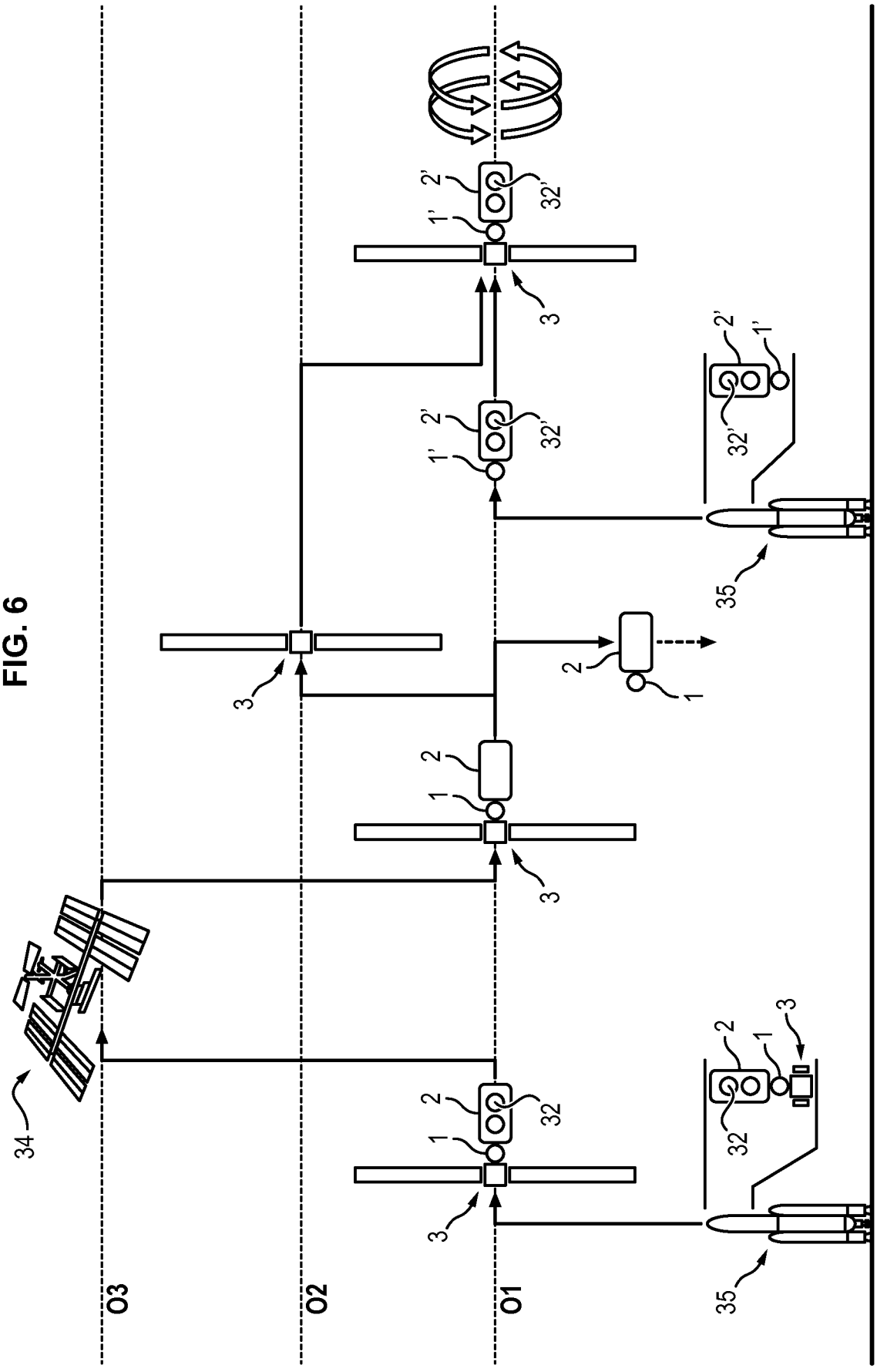
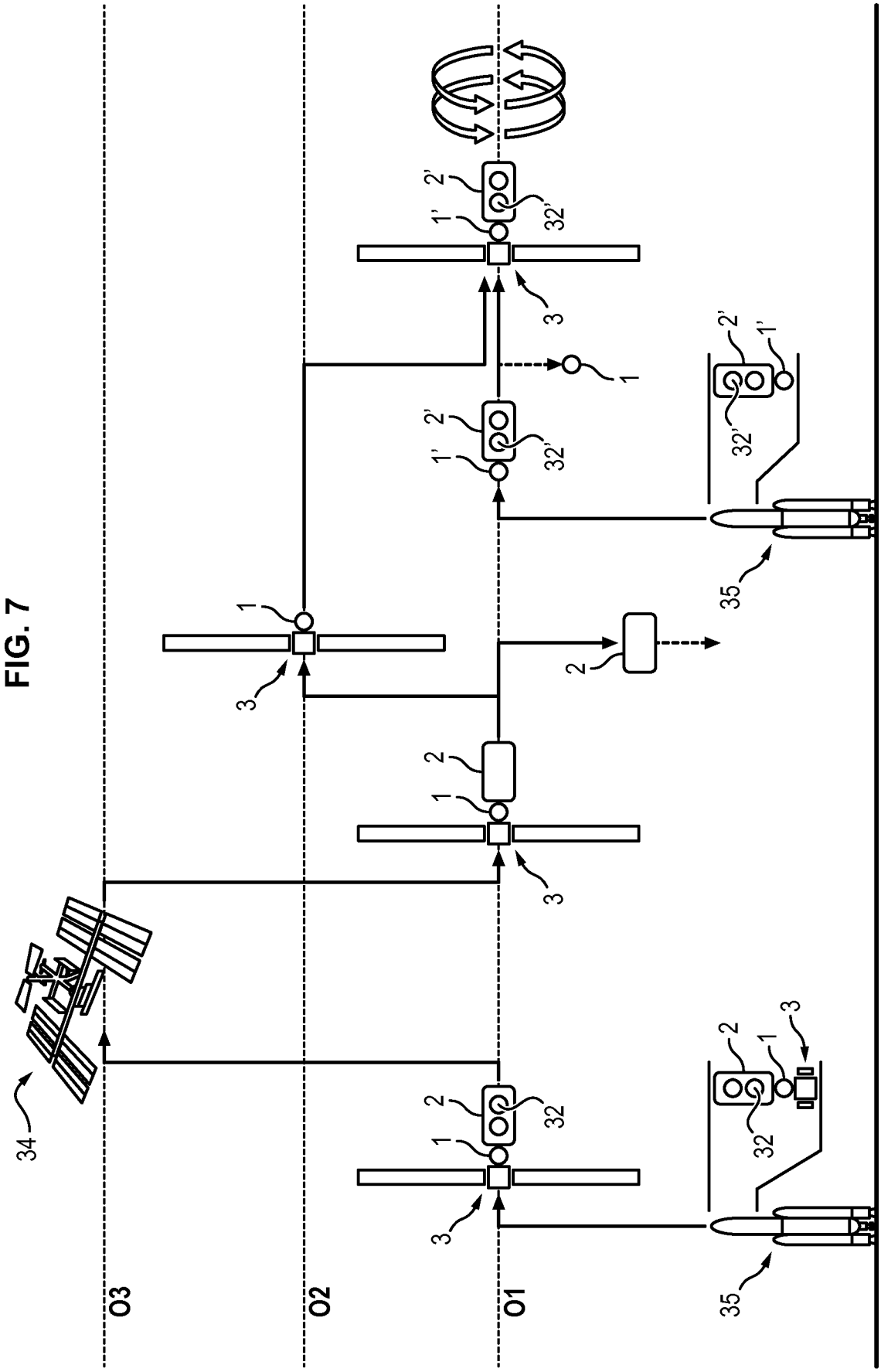


FIG. 7



INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No
PCT/EP2015/097021

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER
INV. B64G1/00 B64G1/10 B64G1/40 B64G1/64
ADD.

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

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)
B64G

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

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)
EPO-Internal

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
X	US 2003/025037 A1 (MAZANEK DANIEL D [US] ET AL) 6 February 2003 (2003-02-06) paragraphs [0004], [0016] paragraphs [0018], [0019] -----	1-15
A	US 2007/051854 A1 (BEHRENS JOHN W [US] ET AL) 8 March 2007 (2007-03-08) paragraphs [0023], [0024] paragraphs [0026] - [0033] claim 33 figures -----	1-15
A	US 2008/121760 A1 (LUNDGREN MARK A [US]) 29 May 2008 (2008-05-29) paragraphs [0002] - [0005] paragraphs [0011], [0012] paragraphs [0035] - [0040] figures -----	1-15

-/--

[X] Further documents are listed in the continuation of Box C.

[X] See patent family annex.

* Special categories of cited documents :

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

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

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

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

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

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

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

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

"&" document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search	Date of mailing of the international search report
10 June 2015	22/06/2015

Name and mailing address of the ISA/	Authorized officer
European Patent Office, P.B. 5818 Patentlaan 2 NL - 2280 HV Rijswijk Tel. (+31-70) 340-2040, Fax: (+31-70) 340-3016	Weber, Carlos

1

Form PCT/ISA/210 (second sheet) (April 2005)

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No
PCT/EP2015/097021

C(Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	WO 86/01484 A1 (SCOTT SCIENCE & TECH [US]; BALLARD DAVID [US]; LOFTS DENNIS [GB]) 13 March 1986 (1986-03-13) the whole document	1-15
A	US 4 880 187 A (ROURKE KENNETH H [US] ET AL) 14 November 1989 (1989-11-14) the whole document	1-15
A	US 6 149 104 A (SORANNO KEVIN A [US]) 21 November 2000 (2000-11-21) the whole document	1-15
A	US 4 471 926 A (STEEL III ROBERT W [US]) 18 September 1984 (1984-09-18) the whole document	1-15

1

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International application No
PCT/EP2015/097021

Patent document cited in search report	Publication date	Patent family member(s)	Publication date
US 2003025037 A1	06-02-2003	NONE	
US 2007051854 A1	08-03-2007	US 2007051854 A1	08-03-2007
		US 2010012788 A1	21-01-2010
US 2008121760 A1	29-05-2008	NONE	
WO 8601484 A1	13-03-1986	AT 77996 T	15-07-1992
		DE 3586319 T2	10-12-1992
		EP 0194287 A1	17-09-1986
		JP H0655597 B2	27-07-1994
		JP S62502959 A	26-11-1987
		US 4664343 A	12-05-1987
		US 4896848 A	30-01-1990
		WO 8601484 A1	13-03-1986
US 4880187 A	14-11-1989	NONE	
US 6149104 A	21-11-2000	NONE	
US 4471926 A	18-09-1984	NONE	

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale n°
PCT/EP2015/097021

A. CLASSEMENT DE L'OBJET DE LA DEMANDE
INV. B64G1/00 B64G1/10 B64G1/40 B64G1/64
ADD.

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

B. DOMAINES SUR LESQUELS LA RECHERCHE A PORTE

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

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

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

C. DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS

Catégorie*	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
X	US 2003/025037 A1 (MAZANEK DANIEL D [US] ET AL) 6 février 2003 (2003-02-06) alinéas [0004], [0016] alinéas [0018], [0019] -----	1-15
A	US 2007/051854 A1 (BEHRENS JOHN W [US] ET AL) 8 mars 2007 (2007-03-08) alinéas [0023], [0024] alinéas [0026] - [0033] revendication 33 figures -----	1-15
A	US 2008/121760 A1 (LUNDGREN MARK A [US]) 29 mai 2008 (2008-05-29) alinéas [0002] - [0005] alinéas [0011], [0012] alinéas [0035] - [0040] figures -----	1-15

-/--

[X] Voir la suite du cadre C pour la fin de la liste des documents

[X] Les documents de familles de brevets sont indiqués en annexe

* Catégories spéciales de documents cités:

"A" document définissant l'état général de la technique, non considéré comme particulièrement pertinent

"E" document antérieur, mais publié à la date de dépôt international ou après cette date

"L" document pouvant jeter un doute sur une revendication de priorité ou cité pour déterminer la date de publication d'une autre citation ou pour une raison spéciale (telle qu'indiquée)

"O" document se référant à une divulgation orale, à un usage, à une exposition ou tous autres moyens

"P" document publié avant la date de dépôt international, mais postérieurement à la date de priorité revendiquée

"T" document ultérieur publié après la date de dépôt international ou la date de priorité et n'appartenant pas à l'état de la technique pertinent, mais cité pour comprendre le principe ou la théorie constituant la base de l'invention

"X" document particulièrement pertinent; l'invention revendiquée ne peut être considérée comme nouvelle ou comme impliquant une activité inventive par rapport au document considéré isolément

"Y" document particulièrement pertinent; l'invention revendiquée ne peut être considérée comme impliquant une activité inventive lorsque le document est associé à un ou plusieurs autres documents de même nature, cette combinaison étant évidente pour une personne du métier

"&" document qui fait partie de la même famille de brevets

Date à laquelle la recherche internationale a été effectivement achevée	Date d'expédition du présent rapport de recherche internationale
10 juin 2015	22/06/2015

Nom et adresse postale de l'administration chargée de la recherche internationale	Fonctionnaire autorisé
Office Européen des Brevets, P.B. 5818 Patentlaan 2 NL - 2280 HV Rijswijk Tel. (+31-70) 340-2040, Fax: (+31-70) 340-3016	Weber, Carlos

1

C(suite). DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS

Catégorie*	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
A	WO 86/01484 A1 (SCOTT SCIENCE & TECH [US]; BALLARD DAVID [US]; LOFTS DENNIS [GB]) 13 mars 1986 (1986-03-13) le document en entier	1-15
A	US 4 880 187 A (ROURKE KENNETH H [US] ET AL) 14 novembre 1989 (1989-11-14) le document en entier	1-15
A	US 6 149 104 A (SORANNO KEVIN A [US]) 21 novembre 2000 (2000-11-21) le document en entier	1-15
A	US 4 471 926 A (STEEL III ROBERT W [US]) 18 septembre 1984 (1984-09-18) le document en entier	1-15

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Renseignements relatifs aux membres de familles de brevets

Demande internationale n°
PCT/EP2015/097021

Document brevet cité au rapport de recherche	Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
US 2003025037 A1	06-02-2003	AUCUN	
US 2007051854 A1	08-03-2007	US 2007051854 A1	08-03-2007
		US 2010012788 A1	21-01-2010
US 2008121760 A1	29-05-2008	AUCUN	
WO 8601484 A1	13-03-1986	AT 77996 T	15-07-1992
		DE 3586319 T2	10-12-1992
		EP 0194287 A1	17-09-1986
		JP H0655597 B2	27-07-1994
		JP S62502959 A	26-11-1987
		US 4664343 A	12-05-1987
		US 4896848 A	30-01-1990
		WO 8601484 A1	13-03-1986
US 4880187 A	14-11-1989	AUCUN	
US 6149104 A	21-11-2000	AUCUN	
US 4471926 A	18-09-1984	AUCUN	