

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

①1 N° de publication : **3 142 749**
(à n'utiliser que pour les
commandes de reproduction)
②1 N° d'enregistrement national : **22 12632**
⑤1 Int Cl⁸ : **B 64 G 1/00 (2023.01), F 41 F 1/00, F 41 B 11/60**

⑫

BREVET D'INVENTION

B1

⑤4 Procédé de lancement d'un véhicule spatial.

②2 Date de dépôt : 01.12.22.

③0 Priorité :

④3 Date de mise à la disposition du public
de la demande : 07.06.24 Bulletin 24/23.

④5 Date de la mise à disposition du public du
brevet d'invention : 20.06.25 Bulletin 25/25.

⑤6 Liste des documents cités dans le rapport de
recherche :

Se reporter à la fin du présent fascicule

⑥0 Références à d'autres documents nationaux
apparentés :

○ Demande(s) d'extension :

⑦1 Demandeur(s) : *SHARE MY SPACE Société par
actions simplifiée* — FR.

⑦2 Inventeur(s) : GIOLITO Damien.

⑦3 Titulaire(s) : HSTL SAS, société par actions
simplifiée.

⑦4 Mandataire(s) : IP TRUST.

FR 3 142 749 - B1



Description

Titre de l'invention : Procédé de lancement d'un véhicule spatial

Domaine de l'invention

- [0001] La présente invention concerne le domaine systèmes, des procédés et des appareils pour le lancement spatial d'une charge utile.
- [0002] On connaît de multiples solutions pour envoyer une charge utile dans l'espace, l'accélération fournie par des charges explosives contrôlées, comme avec de la poudre à canon pour de petites charges. Pour des charges utiles importantes, les fusées à combustion chimique sont actuellement les seuls moyens qui se sont avérés efficaces pour lancer des charges utiles dans l'espace. Bien que beaucoup de travail ait été fait pour tenter de développer des technologies alternatives pour l'accélération rapide de grandes charges utiles, telles que les canons électromagnétiques, les canons thermiques et l'accélération de l'arc plasma, aucune technologie alternative à ce jour ne s'est avérée utile et fiable.
- [0003] En ce qui concerne le lancement spatial, bien que la propulsion par fusée soit une technologie éprouvée depuis longtemps, le recours exclusif au lancement de fusées conventionnelles est problématique dans la mesure où il reste coûteux, dangereux et oblige l'emport d'une masse de carburant considérable pour la phase initiale.
- [0004] Un avantage majeur de la propulsion par fusée par rapport à la propulsion par canon est que la vitesse ultime réalisable est indépendante de l'accélération plutôt que d'être limitée à une proportion de la racine carrée de l'accélération.
- [0005] Par contre, une limitation majeure de la propulsion des fusées est que la fraction de masse de la masse totale du véhicule représentée par la masse de la charge utile est limitée par la physique de l'équation bien connue des fusées. Cette physique fait que la fraction de charge utile diminue de façon exponentielle avec le rapport de la vitesse ultime atteinte par rapport à la vitesse d'échappement de la fusée.
- [0006] Pour remédier à ce problème, on utilise des fusées à deux, trois et quatre étages pour lancer des charges utiles de la surface de la Terre à l'orbite terrestre. Les fractions de charge utile totales résultantes en orbite pour de tels véhicules est de l'ordre de 0,5% pour les petites fusées, jusqu'à environ 2,5% pour les très gros systèmes de fusée. Cela signifie que l'autre partie, allant de 97,5 % à 99,5 %, est soit entièrement jetée, soit réutilisée dans une plus ou moins grande mesure.

Etat de la technique

- [0007] On a proposé dans la demande de brevet WO2014152778A1 un système de lancement constitué par véhicule de lancement et un tube de lancement qui peut être électro-conducteur et qui peut être combiné à au moins un tube isolant.

- [0008] On connaît aussi la demande de brevet WO2006/056742 décrivant un système de lancement de satellite, qui comprend un tube de lancement à extrémité ouverte logeant un véhicule, et des générateurs de vapeur conçus pour injecter de la vapeur dans ledit tube, ce qui permet d'accélérer le véhicule vers l'extrémité ouverte et de le lancer à une vitesse supersonique.
- [0009] Le brevet US9567108B2 propose un lanceur de canon à gaz dans lequel un tube de lancement est relié à un tube de pompe. Le tube de pompe contient un échangeur de chaleur qui chauffe un volume contenu de gaz léger utilisé pour lancer un projectile tel qu'un véhicule propulsé par fusée. L'échangeur de chaleur est contenu dans une chambre dans laquelle le gaz léger est pompé depuis le stockage. L'échangeur de chaleur chauffe le gaz léger à l'intérieur de la chambre une fois que la chambre contient une quantité suffisante de gaz pour le lancement et élève la température et la pression du gaz jusqu'à l'état de lancement.
- [0010] Le brevet WO2011/038365 propose un lance-missiles à canon à gaz, qui comporte un tube de pompe et un tube de lancement, une première extrémité du tube de lancement étant insérée de façon coulissante dans une deuxième extrémité du tube de pompe. Un joint d'étanchéité coulissant est employé pour retenir le gaz à l'intérieur du tube de lancement et du tube de pompe. Un système d'alignement de tube de lancement est de préférence automatique pour améliorer encore la précision des lancements. Un mode de réalisation du lance-missiles à canon à gaz approprié pour l'utilisation dans l'eau, par exemple, sur l'océan ou dans un grand lac, utilise de préférence un tube de lancement à flottabilité neutre et un tube de pompe à flottabilité neutre. Par ailleurs, un silencieux à fermeture rapide à la deuxième extrémité du tube de lancement conserve le gaz léger utilisé pour lancer un véhicule.
- [0011] Le brevet KR2003-0075119 décrit un dispositif horizontal de lancement de fusée qui comprend un rail horizontal installé horizontalement et formé dans une longueur spécifique, un rail vertical installé sur une structure verticale et formé dans une longueur spécifique, un rail incurvé pour connecter le rail horizontal au rail vertical et ayant un rayon incurvé spécifique, et un dispositif horizontal de lancement se déplaçant le long des rails et chargé d'un moteur.

Inconvénients de l'art antérieur

- [0012] Les différentes solutions ne permettent pas de placer en orbite terrestre une charge utile maximisée. Dans toutes les solutions de l'art antérieur, le lanceur assurant le décollage représente une partie importante de la charge utile.

Solution apportée par l'invention

- [0013] Afin de remédier à ces inconvénients, l'invention concerne, selon son acception la plus générale, un procédé de lancement d'un véhicule spatial emportant une charge

utile dans l'espace caractérisé en ce qu'il comporte une première phase d'accélération de ladite fusée dans un tube horizontal d'une longueur supérieure à 50 km, ledit tube présentant une section transversale complémentaire à la section dudit véhicule spatial pour assurer une fermeture étanche au niveau de ladite fusée, l'accélération étant produit par une surpression fluidique dans la partie du tube en arrière dudit véhicule spatial et une dépression dans la partie du tube en avant dudit véhicule spatial, suivi par une phase balistique à la sortie dudit tube horizontal.

- [0014] De préférence, la dépression dans le tube en avant dudit véhicule spatial est comprise entre 0,01 bar et 0,0005 bar, typiquement de 0,001 bar $\pm 50\%$.
- [0015] De préférence, ladite surpression fluidique dans la partie du tube en arrière du véhicule spatial (10) est produite par la chute d'une masse dans une chambre.
- [0016] Avantageusement, la surface transversale cumulée desdites masses est comprise entre 1000 et 16000 m², typiquement de 1000 m² $\pm 50\%$ par masse et la hauteur des chambres comprise entre 50 et 150 m, la masse cumulée étant comprise entre 100.000 tonnes et 500.000 tonnes.
- [0017] Selon une variante, la surface transversale du tunnel est comprise entre 5 et 20 m², typiquement de 15 m² $\pm 50\%$.
- [0018] L'invention concerne aussi un système de lancement d'un véhicule spatial emportant une charge utile dans l'espace caractérisé en ce qu'il comporte un tube horizontal d'une longueur supérieure à 50 km, ledit tube présentant une section transversale complémentaire à la section dudit véhicule spatial, ledit tube communiquant avec au moins une source de dépression dans sa partie avant, et au moins une source de pression dans sa partie arrière.
- [0019] De préférence, ladite source surpression fluidique est constituée par au moins une chambre contenant une masse.
- [0020] Avantageusement, la surface transversale cumulée desdites masses est comprise entre 1000 et 16000 m², typiquement de 1000 m² $\pm 50\%$ par masse et la hauteur des chambres comprise entre 50 et 150 m, la masse cumulée étant comprise entre 100.000 tonnes et 500.000 tonnes.
- [0021] Description détaillée d'un exemple non limitatif de réalisation
- [0022] La présente invention sera mieux comprise à la lecture de la description qui suit, concernant un exemple non limitatif de réalisation illustré par les dessins annexés où :
- [0023] [Fig.1] la [Fig.1] représente une vue schématique du lanceur selon l'invention
- [0024] [Fig.2] la [Fig.2] représente une vue schématique du système de lancement
- [0025] [Fig.3] la [Fig.3] représente une vue schématique d'un cycle de vol du véhicule spatial
- [0026] [Fig.4] la [Fig.4] représente une vue schématique de dessus de la partie arrière du lanceur

- [0027] La présente invention concerne un lanceur spatial horizontal évitant la nécessité d'embarquer le carburant qui sera par la suite utilisé pour se propulser, pour être plus rentable en termes de carburant utilisé ainsi qu'en énergie globale mise en jeu.
- [0028] Le véhicule spatial (10) emportant la charge utile présente une section transversale complémentaire à celle du tunnel (100). Il comporte un réacteur de faible puissance allumé pendant la phase atmosphérique, pour annuler la traînée du véhicule spatial (10).
- [0029] Le principe général est d'assurer la phase initiale d'accélération par une propulsion du véhicule (10) dans un tube (100) de plusieurs kilomètres, typiquement 100 à 120 km, sensiblement horizontal, prolongé à l'avant par une partie courbe (120) orientée vers le haut pour fournir une composante balistique ascensionnelle. L'extrémité arrière du tube (100) communique avec une chambre de pressurisation formée par un ou plusieurs tours (110) contenant des masses (120) dont la libération et la chute provoque une mise en pression en amont du véhicule spatial (10).
- [0030] La préparation des masse (111 à 114) se fait par élévation avec un treuil électrique qui peut être alimenté avec l'énergie électrique disponible pendant les creux de consommation et les pics de production, pour éviter de recourir à un stockage peu performant d'électricité en période de surproduction.
- [0031] La phase d'accélération se fait avec une différence de pression entre l'avant et l'arrière du lanceur dans le tunnel. La chute de 4 masses assure le maintien de la pression dans le tunnel.
- [0032] Le décollage se passe de la manière suivante :
- Phase d'accélération (20) pour arriver à une vitesse de 6 km/s en fin de ligne droite.
 - Phase de montée dans l'atmosphère (21) avec portance puis trajectoire balistique jusqu'à l'altitude voulue, en traversant la troposphère, la stratosphère, la mésosphère, la thermosphère et l'exosphère illustrés par les traits pointillés séparant les couches atmosphériques. Dans la phase atmosphérique, les réacteurs équipant le véhicule spatial (10) sont allumés pour compenser la traînée.
 - La phase orbital (22) de circularisation de l'orbite (22) et de lâcher de la charge utile (23)
 - La phase de désorbitation (24) et retour sur Terre du lanceur.
- [0033] Pour produire une pression élevée en arrière du véhicule spatial (10), la [Fig.4] illustre une réalisation avec quatre tours (111 à 114) d'une hauteur de 114 m, reliés au tunnel (100) par quatre conduits (101 à 104) remplis d'un fluide, par exemple de l'air ou de l'eau, et équipé d'une masse de 200.000 tonnes qui peut être libérée pour créer une différence de pression entre l'amont et l'aval du véhicule (10).

- [0034] Typiquement, la surface transversale cumulée des masses (111 à 114) est comprise entre 1000 et 16000 m², typiquement de 1000 m²±50% par masse.
- [0035] La surface transversale du tunnel (100) est typiquement comprise entre 5 et 20 m², typiquement de 15 m²±50%.
- [0036] Le tunnel est soumis en aval du véhicule spatial (10) à une dépression, comprise entre 0,01 bar et 0,0005 bar, typiquement de 0,001 bar ±50%.
- [0037] La vitesse de décollage atteinte par le véhicule spatial (10) à la sortie du tunnel est d'environ 6000 m/s et l'accélération maximale de 15 g.
- [0038] La température initiale des chambres (101 à 104) est d'environ 300 K.
- [0039] La hauteur des chambres (101 à 104) est proportionnelle à la section transversale du véhicule spatial (10) et à la vitesse de décollage et inversement proportionnelle à la section transversale des chambres (101 à 104) et à l'accélération maximale.
- [0040] La montée atmosphérique se fait grâce à la création de portance. Pendant cette montée, on allume le réacteur pour annuler parfaitement la traînée.
- [0041] Pour la phase orbitale on prend en compte la vitesse angulaire dû au changement de repère et à la rotation de la Terre et à partir des paramètres de l'orbite que décrit le véhicule spatial (10) et via le vecteur excentricité on détermine la masse de carburant nécessaire.
- Exemples de paramètres**
- [0042] La charge utile est typiquement de l'ordre de 7 tonnes, pour un tunnel au niveau de la mer, et peut légèrement augmenter en fonction de l'altitude (7,3 tonnes à 1000 m, 7,6 tonnes à 2000 m d'altitude), pour un véhicule spatial (10) d'une masse totale d'environ 60 tonnes et une pression en aval dans le tunnel (100) de 0,001 bar. Avec une pression de 0,01 bar, la charge utile est de 4,8 tonnes seulement.
- [0043] La longueur du tunnel (10) est de 120 km.
- [0044] La surface transversale du véhicule spatial (10) est d'environ 15m². En réduisant la surface transversale, on peut, à autres paramètres inchangés, augmenter légèrement la charge utile.
- [0045] La vitesse de décollage est de l'ordre de 6000 m/s, variant entre 5500 m/s pour des charges utiles de l'ordre de 4,7 tonnes et 6500 m/s pour des charges utiles de l'ordre de 9,5 tonnes.
- [0046] La section transversale d'une tour est d'environ 4000 m², avec un ensemble de 4 tours (101 à 104). La finesse du véhicule spatial (10) est de 3.
- [0047] La phase d'accélération se fait dans le tunnel (100) dans lequel la pression en avant du véhicule spatial (10) est réduite jusqu'à 1/1000ème de la pression atmosphérique. Pour créer une poussée, une forte pression à l'arrière du lanceur (de l'ordre de 6 bars) est produite grâce à la chute de 4 masses (111 à 114).
- [0048] Les simulations montrent cette solution permet de réduire drastiquement l'utilisation

de carburant pour la mise en orbite d'un ou plusieurs satellites.

[0049] L'envoi de 7 tonnes de charge utile à une altitude de 1000 km nécessite environ 38 tonnes de carburant pour les phases atmosphériques et orbitales.

[0050] Pour comparaison, une fusée Ariane 5 utilise 700t de carburant pour 15-20 tonnes de charge utile, avec un rapport 1 à 2 % de charge utile par rapport à la masse totale, alors qu'avec l'invention, le rapport dépasse 10%.

Revendications

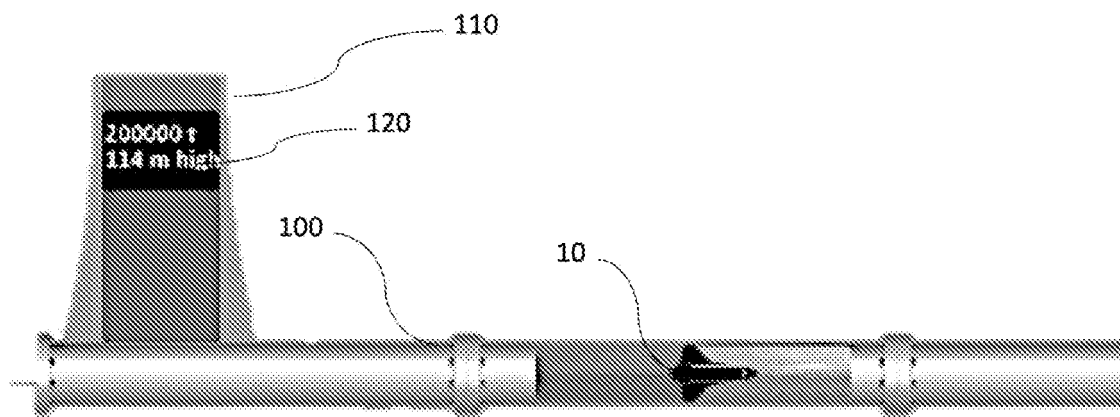
- [Revendication 1] - Procédé de lancement d'un véhicule spatial (10) emportant une charge utile dans l'espace caractérisé en ce qu'il comporte une première phase d'accélération de ladite fusée dans un tube horizontal (100) d'une longueur supérieure à 50 km, ledit tube (100) présentant une section transversale complémentaire à la section dudit véhicule spatial (10) pour assurer une fermeture étanche au niveau de ladite fusée, l'accélération étant produit par une surpression fluidique dans la partie du tube (100) en arrière dudit véhicule spatial (10), ladite surpression fluidique dans la partie du tube (100) en arrière du véhicule spatial (10) est produite par la chute d'une masse (101 à 104) dans une chambre (111 à 114), et une dépression dans la partie du tube (100) en avant dudit véhicule spatial (10), suivi par une phase balistique à la sortie dudit tube horizontal (100).
- [Revendication 2] - Procédé de lancement d'un véhicule spatial (10) selon la revendication 1 caractérisé en ce que la dépression dans le tube (100) en avant dudit véhicule spatial (10) est comprise entre 0,01 bar et 0,0005 bar, typiquement de 0,001 bar $\pm 50\%$.
- [Revendication 3] - Procédé de lancement d'un véhicule spatial (10) selon la revendication précédente caractérisé en ce que la surface transversale cumulée desdites masses (111 à 114) est comprise entre 1000 et 16000 m², typiquement de 1000 m² $\pm 50\%$ par masse et la hauteur des chambres comprise entre 50 et 150 m, la masse cumulée étant comprise entre 100.000 tonnes et 500.000 tonnes.
- [Revendication 4] - Procédé de lancement d'un véhicule spatial (10) selon la revendication 1 caractérisé en ce que la surface transversale du tunnel (100) est typiquement comprise entre 5 et 20 m², typiquement de 15 m² $\pm 50\%$.
- [Revendication 5] - Système de lancement d'un véhicule spatial (10) emportant une charge utile dans l'espace caractérisé en ce qu'il comporte un tube horizontal (100) d'une longueur supérieure à 50 km, ledit tube (100) présentant une section transversale complémentaire à la section dudit véhicule spatial (10), ledit tube communiquant avec au moins une source de dépression dans sa partie avant, et au moins une source de pression dans sa partie arrière.
- [Revendication 6] - Système de lancement d'un véhicule spatial (10) emportant une charge utile dans l'espace selon la revendication précédente caractérisé en ce que ladite source surpression fluidique est constituée par au moins une

chambre (111 à 114) contenant une masse (101 à 104).

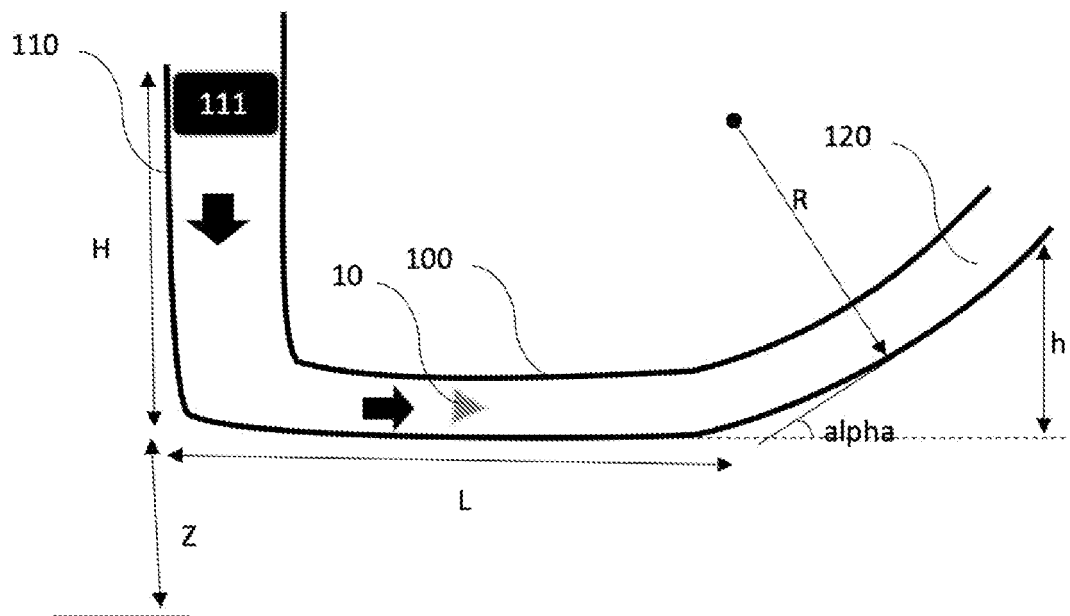
[Revendication 7]

- Système de lancement d'un véhicule spatial (10) emportant une charge utile dans l'espace selon la revendication précédente caractérisé en ce que la surface transversale cumulée desdites masses (111 à 114) est comprise entre 1000 et 16000 m², typiquement de 1000 m² ±50% par masse et la hauteur des chambres comprise entre 50 et 150 m, la masse cumulée étant comprise entre 100.000 tonnes et 500.000 tonnes.

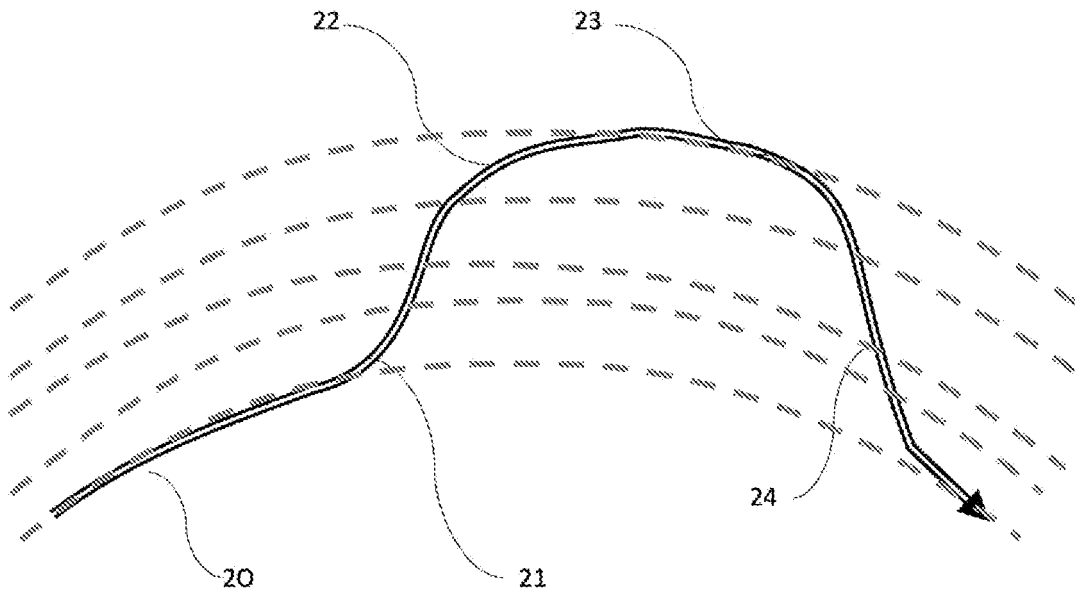
[Fig. 1]



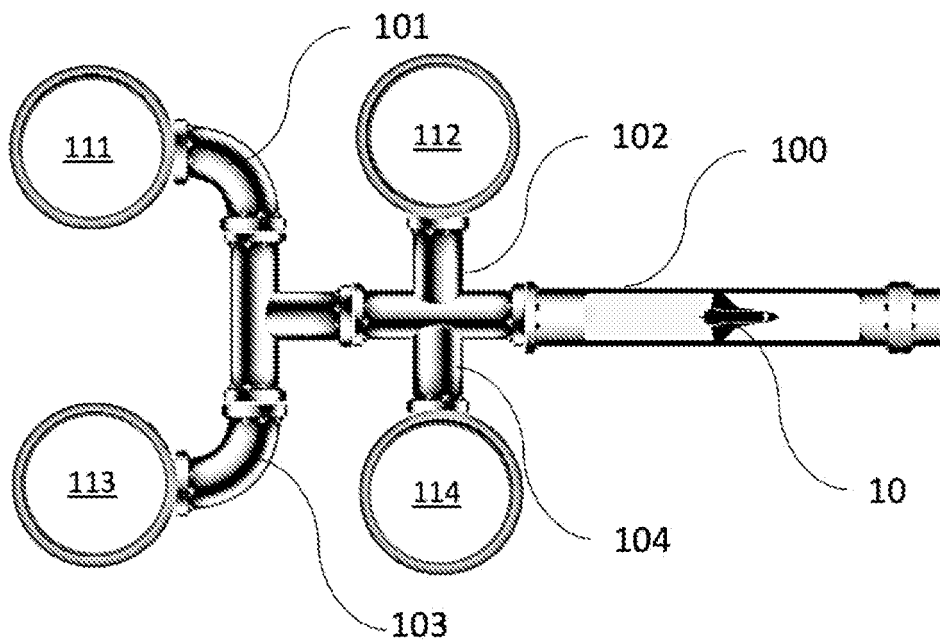
[Fig. 2]



[Fig. 3]



[Fig. 4]



RAPPORT DE RECHERCHE

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

OBJET DU RAPPORT DE RECHERCHE

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

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

CONDITIONS D'ETABLISSEMENT DU PRESENT RAPPORT DE RECHERCHE

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

Le demandeur a maintenu les revendications.

Le demandeur a modifié les revendications.

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

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

Un rapport de recherche préliminaire complémentaire a été établi.

DOCUMENTS CITES DANS LE PRESENT RAPPORT DE RECHERCHE

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

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

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

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

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

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

US 2019/023414 A1 (PALMER MILES R [US])
24 janvier 2019 (2019-01-24)

US 2008/001027 A1 (WATTS KEITH PETER [US])
3 janvier 2008 (2008-01-03)

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

US 6 311 926 B1 (POWELL JAMES R [US] ET
AL) 6 novembre 2001 (2001-11-06)

CN 111 547 267 A (UNIV XIJING)
18 août 2020 (2020-08-18)

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

NEANT