

⑭

DEMANDE DE CERTIFICAT D'UTILITE

A3

⑮ Date de dépôt : 04.09.15.

⑯ Priorité :

⑰ Demandeur(s) : LEE HUNG-FU — TW.

⑱ Inventeur(s) : LEE HUNG-FU.

⑲ Date de mise à la disposition du public de la
demande : 10.03.17 Bulletin 17/10.

⑳ Les certificats d'utilité ne sont pas soumis à la
procédure de rapport de recherche.

㉑ Références à d'autres documents nationaux
apparentés :

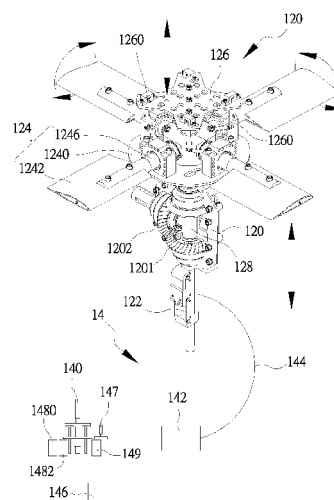
㉒ Titulaire(s) : LEE HUNG-FU.

㉓ Demande(s) d'extension :

㉔ Mandataire(s) : CABINET JEANNET & ASSOCIES.

㉕ HELICOPTERE A PLUSIEURS ROTORS DE PAS VARIABLE.

㉖ L'hélicoptère à plusieurs rotors de pas variable selon la présente invention comprend principalement un corps, un ou plusieurs dispositifs formant rotor et un dispositif de commande (14). Les dispositifs formant rotor sont disposés sur deux côtés correspondants du corps. Le dispositif de commande (14) comprend un levier de commande (140), un levier (147) de collecte de forces, une pédale, un accélérateur (149), un dispositif automatique de contrôle de vol (146) et un moyen de pilotage (142). Un signal de commande est calculé par le levier de commande (140) au travers du moyen de pilotage et est transmis aux dispositifs formant rotor par l'intermédiaire d'une ligne de transmission (144). Le dispositif automatique de commande de vol (146) inclut avec un module d'atterrissage autorotation, qui peut être activé par le levier de commande (140). Dans le cas d'une panne de moteur ou un dysfonctionnement mécanique, le dispositif automatique de commande de vol (146) entre automatiquement un mode d'atterrissage en autorotation dans le module d'atterrissage autorotation, ou un parachute est déployé pour permettre à l'aéronef et aux passagers d'atterrir en toute sécurité.



ARRIÈRE PLAN DE L'INVENTION

(a) Domaine de l'invention

L'invention se rapporte en général à un hélicoptère, et plus particulièrement à un hélicoptère à plusieurs rotors à pas variable. Un système de contrôle de vol d'un
5 hélicoptère à plusieurs rotors à pas variable est apte à passer automatiquement à un mode d'atterrissage en autorotation, en cas de panne de moteur ou de défaillance mécanique, ou de déployer un parachute pour permettre à l'aéronef et aux passagers d'atterrir en toute sécurité, réduisant ainsi le nombre de victimes.

(b) Description de l'art antérieur

10 Les hélicoptères ont depuis longtemps été l'un des moyens de transport aérien les plus avantageux, et un moyen nécessaire aux forces aériennes. Ne nécessitant pas de pistes pour décoller, les hélicoptères sont aptes à décoller et atterrir à la verticale, et sont donc largement utilisés. Cependant, les hélicoptères souffrent d'une sérieuse restriction découlant de leurs principes de vol. Dans un
15 hélicoptère conventionnel, une paire de rotors, un rotor principal et un rotor de queue, ayant des axes respectifs qui se croisent à près de 90 degrés, est entraînée par la puissance du même moteur. En outre, quatre angles d'attaque du rotor principal sont utilisés pour contrôler la montée / la descente des hélicoptères, ainsi que les postures de vol en avant, en arrière, à gauche et à droite, et les rotations.

20 Pour piloter un hélicoptère classique vers l'avant, un pilote déplace un levier de commande vers l'avant de telle sorte que l'angle d'attaque à l'arrière du rotor principal est augmenté. Ainsi, le flux d'air généré au niveau de l'arrière du rotor principal est plus grand que le flux d'air généré au niveau de l'avant, ce qui permet à l'hélicoptère d'avancer. Inversement, pour voler vers l'arrière, le pilote déplace le
25 levier de commande vers l'arrière de telle sorte que l'angle d'attaque à l'avant du rotor principal soit augmenté pour atteindre l'effet de faire voler l'hélicoptère vers l'arrière. Cependant, du fait qu'un changement dans la puissance de sortie du moteur ou un changement de la torsion entraîne l'hélicoptère en rotation, le pilote a besoin de régler le rotor de queue à tout moment afin de maintenir une orientation
30 constante.

Dans le cas d'une panne de moteur, le pilote doit effectuer manuellement "l'atterrissage en autorotation". L'atterrissage en autorotation est une technique de vol qui exige des compétences très sophistiquées avec toutefois un faible taux de

réussite et un risque élevé d'accident. Par conséquent, un levier de regroupement des forces est disposé dans le poste de pilotage. Le levier de regroupement des forces est apte à commander simultanément les quatre angles d'attaque du rotor principal. Pour commander les quatre angles d'attaque du rotor principal, le levier de regroupement des forces repose en grande partie sur des structures et des composants mécaniques extrêmement complexes. Au moyen de ces structures mécaniques et de ces composants, et de l'expérience du pilote, des changements exacts dans le temps et les changements des angles d'attaque du rotor principal qu'il y a lieu de faire, de même que les degrés des modifications apportées à ces angles d'attaque, peuvent être déterminés et accomplis avec précision. En d'autres termes, l'opération de commande manuelle ci-dessus contient de nombreux facteurs d'incertitude. Par exemple, la question se pose de l'état et de l'expérience suffisante du pilote, ou de la mesure selon laquelle les structures et les composants mécaniques pourraient rencontrer des problèmes mécaniques dans le cas d'une urgence. En particulier, les structures et les composants mécaniques, du fait qu'ils sont le plus souvent installés selon un agencement accessible, sont sujets à des influences dues à l'environnement et à la maintenance. En outre, ni une éjection par saut, ni l'installation d'un parachute ne sont possibles pour un hélicoptère conventionnel, et donc des victimes sont presque inévitables dans le cas d'une panne moteur en l'air. Par conséquent, il existe le besoin d'une solution pour résoudre les problèmes d'une telle structure classique.

RESUME DE L'INVENTION

Un objectif principal de la présente invention est de fournir un hélicoptère apte à atterrir en toute sécurité et de façon constante. Grâce à un levier de commande, un levier regroupant les forces, une pédale, un accélérateur, et un dispositif automatique de commande de vol, des opérations de commande de décollage, de vol, de vol stationnaire et d'atterrissage automatiques sont obtenues. Plus important encore, en cas de défaillance mécanique de l'aéronef, une fonction d'atterrissage en autorotation du dispositif automatique de commande de vol peut automatiquement prendre en charge les opérations de commande manuelle du pilote, pour permettre à l'hélicoptère d'atterrir régulièrement et en toute sécurité. En outre, un parachute équipé pour la fonction d'autorotation est déployé automatiquement lorsqu'un processus d'atterrissage défavorable est rencontré, permettant de réaliser ainsi une fonction d'atterrissage en toute sécurité.

Pour atteindre l'objectif ci-dessus, la présente invention fournit un hélicoptère à plusieurs rotors à pas variable. L'hélicoptère à plusieurs rotors à pas variable comprend : un corps, comprenant une partie avant et une partie arrière; un ou plusieurs dispositifs formant rotor, montés sur le corps; et un dispositif de
5 commande, disposé dans la partie avant du corps, comprenant un levier de commande, un dispositif automatique de commande de vol et un moyen de pilotage. Le levier de commande calcule un signal de commande au travers du moyen de pilotage, et transmet le signal de commande aux dispositifs formant rotor par l'intermédiaire d'une ligne de transmission. Chacun des dispositifs
10 formant rotor comprend: une boîte à engrenages ; un servomoteur linéaire, situé au-dessous de la boîte à engrenages, relié à la ligne de transmission, pour recevoir le signal de commande; un groupe de pales d'hélice, disposé rotatif au-dessus de la boîte à engrenages; un module de commande d'angle d'attaque, disposé au-dessus du groupe de pales d'hélice, pour commander un angle de rotation du groupe de
15 pales d'hélice ; et un arbre de liaison, commandé par le servomoteur linéaire, apte à changer des mouvements vers le haut et vers le bas du module de commande d'angle d'attaque. Le dispositif automatique de commande de vol inclut un module d'atterrissage en autorotation, qui est apte à être activé par le levier de commande et à être assisté lors des opérations de commande.

20 Selon un mode de réalisation de la présente invention, le groupe de pales d'hélice comprend en outre un disque rotatif et une pluralité de pales d'hélices. Une extrémité de chaque pale d'hélice comprend une partie de connexion pour sa liaison au module de commande d'angle d'attaque.

Selon un mode de réalisation de la présente invention, le module de
25 commande d'angle d'attaque est agencé avec une pluralité de tiges de liaison. Les tiges de liaison sont reliées respectivement aux parties de connexion et sont aptes à entraîner et à faire tourner les pales d'hélice pour changer l'angle d'attaque.

Selon un mode de réalisation de la présente invention, chacun des dispositifs formant rotor inclut en outre un écran extérieur disposé autour de l'hélice au
30 niveau d'un rayon de rotation.

Selon un mode de réalisation de la présente invention, un engrenage longitudinal relié au servomoteur linéaire est disposé dans la boîte à engrenages, et l'engrenage longitudinal est en outre relié à l'arbre de liaison et à un engrenage latéral en prise avec l'engrenage longitudinal.

Selon un mode de réalisation de la présente invention, l'appareil de commande comprend en outre une tige de regroupement de forces, une pédale, un accélérateur et un moyen de pilotage.

5 Selon un mode de réalisation de la présente invention, le corps comprend un équipement formant parachute.

Selon un mode de réalisation de la présente invention, la ligne de transmission est analogique et / ou numérique.

Selon un mode de réalisation de la présente invention, le corps est en forme de coque.

10 Un deuxième objectif de la présente invention est de mettre en œuvre une fonction du module d'atterrissage en autorotation dans le système de commande de vol. Dans le cas d'une panne de moteur ou d'un dysfonctionnement mécanique pendant le vol, l'ordinateur passe automatiquement en mode d'atterrissage en autorotation pour éliminer la possibilité d'un accident résultant de la tension ou de
15 l'expérience insuffisante du pilote. Au lieu de cela, le pilote est uniquement tenu de rechercher visuellement une zone d'atterrissage et de contrôler l'aéronef pour qu'il vole dans cette direction. Si la fonction d'atterrissage en autorotation ne parvient toujours pas à récupérer une situation défavorable, le système de commande de vol active le parachute pour permettre à l'appareil d'atterrir en toute sécurité sans se
20 casser.

Un autre objectif de la présente invention est de fournir ledit module de commande d'angle d'attaque, incluant une pluralité de tiges de liaison respectivement connectées aux parties de connexion, de manière à entraîner les pales d'hélice pour changer l'angle d'attaque.

25 Les aspects ci-dessus de l'invention, et autres, seront mieux compris en référence à la description détaillée qui suit des modes de réalisation préférés, qui ne sont pas limitatifs. La description qui suit est faite en référence aux dessins annexés.

BREVE DESCRIPTION DES DESSINS

30 La figure 1 est une vue en élévation de l'hélicoptère selon la présente invention ;

La figure 2 est une vue en élévation, avec agrandissement partiel, d'un dispositif formant rotor selon la présente invention ;

La figure 3 est un schéma structurel de la boîte à engrenages selon la présente invention ;

La figure 4 est un schéma-blocs d'un appareil de commande commandant un dispositif formant rotor selon la présente invention ;

5 La figure 5 est une vue, avec agrandissement partiel, d'une partie avant de l'hélicoptère selon la présente invention ;

La figure 6 est une vue schématique de l'hélicoptère selon la présente invention, utilisant un parachute ; et

La figure 7 est une vue schématique de l'hélicoptère selon la présente
10 invention au cours d'un atterrissage sur la mer.

DESCRIPTION DETAILLEE DES MODES DE REALISATION PREFERES

Les aspects de l'invention ci-dessus, et d'autres, seront mieux compris en référence à la description détaillée qui suit des modes de réalisation préférés, qui
15 ne sont pas limitatifs. La description qui suit est faite en référence aux dessins annexés.

Les figures 1, 2, 3 et 4 sont respectivement une vue en élévation de l'hélicoptère, une vue en élévation avec agrandissement partiel d'un dispositif formant rotor, une vue structurelle schématique d'une boîte à engrenages, et un
20 schéma-blocs d'un appareil de commande commandant un dispositif formant rotor selon la présente invention. Un hélicoptère 1 à plusieurs rotors à pas variable selon la présente invention est principalement formé par un corps 10, un ou plusieurs dispositifs 12 formant rotor et un dispositif de commande 14. Le corps 10 comprend une partie avant 100 et une partie arrière 102. Les dispositifs 12 formant
25 rotor sont montés sur le corps 10. Le dispositif de commande 14 est disposé dans la partie avant 100 du corps 10, et comprend un levier de commande 140 et un moyen de pilotage 142. Le levier de commande 140 calcule un signal de commande au travers du moyen de pilotage 142, et transmet le signal de commande pour les dispositifs 12 formant rotor par l'intermédiaire d'une ligne de
30 transmission 144. La ligne de transmission 144 peut être numérique et / ou analogique.

Chacun des dispositifs 12 formant rotor comprend une boîte à engrenages 120, un servomoteur linéaire 122 situé en dessous de la boîte à engrenages 120, un groupe de pales d'hélice 124 disposé de façon rotative

au-dessus de la boîte à engrenages 120, un module 126 de commande d'angle d'attaque disposé au-dessus du groupe de pales d'hélice 124, pour commander un angle d'attaque du groupe de pales d'hélice 124, et un arbre de liaison 128 commandé par le servomoteur linéaire 122 et apte à changer des mouvements vers

5 le haut et vers le bas du module 126 de commande d'angle d'attaque. Le groupe de pales d'hélice 124 comporte en outre un disque rotatif 1240 et une pluralité de pales d'hélice 1242. Une extrémité de chacune des pales d'hélice 1242 est munie d'une partie de connexion 1246 montée sur le disque rotatif 1240. Le module 126 de commande d'angle d'attaque est pourvu d'une pluralité de tiges de liaison 1260

10 reliées chacune à une partie de connexion 1246, de manière à entraîner et faire tourner les pales d'hélice 1242 pour changer l'angle d'attaque.

Ainsi, le signal de commande généré lorsque le levier 140 est actionné est traité dans le moyen de pilotage 142 et est transmis aux dispositifs d'hélice 12 par l'intermédiaire de la ligne de transmission 144. Lorsque le signal de commande est

15 de réduire l'angle d'attaque, l'arbre de liaison 128 est poussé vers le haut (les flèches pointant vers le haut et vers le bas indiquent les directions de mouvement) par l'intermédiaire du servomoteur linéaire 122. À ce stade, le module 126 de commande d'angle d'attaque est en même temps poussé vers le haut pour tirer la tige de liaison 1260 vers le haut. Ainsi, la partie de connexion 1246 située sur les

20 pales d'hélice 1242 est commandée de façon à changer l'angle d'attaque des pales d'hélice 1242, permettant ainsi de réduire les angles d'attaque des pales d'hélice 1242 dans les groupes 124 formant rotor. Inversement, pour augmenter l'angle d'attaque, l'arbre de liaison 128 est tiré vers le bas pour, en même temps, tirer vers le bas la tige de liaison 1260. À ce stade, le module 126 de commande

25 d'angle d'attaque est également tiré vers le bas, de manière à entraîner les pales d'hélice 1242 des groupes de rotor 124 à augmenter l'angle d'attaque. De cette façon, la ligne de transmission 144 numérique et / ou analogique transmet le signal de commande pour remplacer la commande mécanique classique trop compliquée afin de réduire considérablement le taux de dysfonctionnements.

30 En se référant aux figures 4 et 5, il apparaît que le dispositif de commande 14 est disposé dans la partie avant 100 du corps 10. En plus du levier de commande 140, le dispositif de commande 14 comprend en outre un levier de regroupement des forces 147, une pédale 148, un accélérateur 149 et un dispositif automatique de commande de vol 146. Lors de commandes manuelles, une

connexion au module 126 de commande d'angle d'attaque de chaque dispositif formant rotor 12 peut être établie, par l'intermédiaire du levier de commande 140, de manière à commander des différences entre les angles d'attaque des dispositifs 12 formant rotor. La pédale 148 comprend une pédale de gauche 1480 et une pédale de droite 1482 pour commander respectivement la différence entre les angles d'attaque des deux dispositifs formant rotor diagonaux 12. L'expression Dispositifs formant rotor diagonaux 12 fait référence à un dispositif formant rotor avant gauche et un dispositif formant rotor arrière droit, qui sont selon une disposition diagonale, et à un dispositif formant rotor avant droit et un dispositif formant rotor arrière gauche, qui sont selon une disposition diagonale. Le levier de regroupement des forces 147 commande simultanément les angles d'attaque des quatre dispositifs 12 formant rotor. Le dispositif automatique de commande de vol 146 recueille et calcule diverses données de vol, de manière à entraîner le servomoteur linéaire 122 de chaque dispositif formant rotor 12 à commander indépendamment chaque dispositif formant rotor 12. Le dispositif automatique de commande de vol 146 inclut un module 1460 d'atterrissage en autorotation. Le levier de commande 140 permet également de commuter le module 1460 d'atterrissage en autorotation pour aider à l'atterrissage. Avec le module 1460 d'atterrissage en autorotation, dans le cas d'une panne de moteur ou de panne mécanique durant un vol, l'ordinateur passe automatiquement en un mode d'atterrissage en autorotation dans le module 1460 d'atterrissage en autorotation pour éliminer la possibilité d'un accident résultant de la tension ou de l'expérience insuffisante d'un pilote. Au lieu de cela, le pilote est uniquement tenu de rechercher visuellement une zone d'atterrissage et de commander l'aéronef pour qu'il vole dans cette direction. Si la fonction d'atterrissage en autorotation ne parvient toujours pas à récupérer une situation défavorable, le système de commande de vol active le parachute pour permettre à l'appareil d'atterrir en toute sécurité sans se casser.

Le levier de regroupement des forces 147 commande principalement la montée et la descente par des moyens manuels. La montée et la descente sont commandées par le levier de regroupement des forces 147. Lorsque le levier de regroupement des forces 147 est tiré vers le haut, les servomoteurs linéaires 122 des quatre dispositifs 12 formant rotor augmentent simultanément les angles d'attaque, de sorte que la portance soit augmentée et que le corps 10 s'allège. A

l'inverse, dans un processus de descente, le levier de regroupement des forces 147 est poussé vers le bas pour réduire simultanément les angles d'attaque des servomoteurs linéaires 122 des quatre dispositifs 12 formant rotor, de sorte que la portance soit réduite et que le corps 10 s'enfonce vers le bas.

5 Un engrenage longitudinal 1201 relié au servomoteur linéaire 122 est disposé dans la boîte à engrenages 120. L'engrenage longitudinal 1201 est également relié à l'arbre de liaison 128 et à un engrenage latéral 1202 en prise avec l'engrenage longitudinal 1201. L'engrenage latéral 1202 est en outre relié à un moteur (non représenté). Lorsque l'aéronef vole dans un état normal, tous les dispositifs 12
10 formant rotor transmettent la puissance à travers le moteur et l'engrenage latéral 1202 vers les pales d'hélice 1242 pour faire tourner les pales d'hélice 1242. Lorsque l'aéronef perd de la puissance, le corps de l'appareil peut basculer et tomber en raison de situations d'écoulement de l'air. À ce stade, le dispositif automatique de commande de vol 146 active la fonction d'atterrissage en
15 autorotation pour maintenir le corps de l'aéronef à niveau en connectant le moyen de pilotage 142 et en réglant les angles d'attaque des pales d'hélice 1242. Ensuite, les pales d'hélice 1242 sont commandées pour inverser le pas afin de stabiliser le processus de descente et d'accumuler de l'énergie de rotation. Lorsque le radar détecte une approche immédiate du sol, les pales d'hélice 1242 sont commandées
20 pour augmenter le pas. À ce stade, de la portance est générée. Le nez de l'aéronef est ensuite levé en tirant le levier de commande 140, et est maintenu à niveau lors d'un processus d'atterrissage pour parvenir à un atterrissage en toute sécurité. Durant tout le processus, un emplacement d'atterrissage approprié doit encore être recherché. Dans une courte période de plusieurs secondes, toutes les opérations
25 doivent être effectuées et des difficultés associées doivent être surmontées. Par conséquent, au moyen des commandes opérées par le dispositif automatique de commande de vol 146 qui effectue des calculs et des commandes précis au moyen de dispositifs électroniques, le taux de réussite d'un atterrissage peut être augmenté de manière significative.

30 Il apparaît de la description ci-dessus que, le levier de commande 140, le levier de regroupement des forces 147, la pédale 148, l'accélérateur 149 et le dispositif automatique de commande de vol 146 dans le dispositif de commande 14 selon la présente invention, sont aptes à réaliser la commande du décollage, du vol, du vol stationnaire et de l'atterrissage automatique. Plus

important encore, dans le cas d'une défaillance mécanique de l'aéronef, le dispositif automatique de commande de vol 146 peut automatiquement prendre en charge les opérations de commande manuelle du pilote pour permettre à l'aéronef d'atterrir régulièrement et en toute sécurité.

5 Le dispositif automatique de commande de vol 146 comprend en outre de nombreux capteurs de vol, par exemple, un gyroscope pour détecter les états de posture, un capteur géomagnétique pour détecter une orientation de vol courante, un capteur d'accélération triaxial pour détecter les réactions dynamiques de l'hélicoptère, un altimètre pour détecter une hauteur en cours, un indicateur de
10 vitesse pour détecter une vitesse de vol, un système de positionnement global (GPS) pour acquérir la longitude et la latitude en cours, un radar pour la détection d'obstacles à proximité de l'aéronef et pour la distance au sol, un indicateur de carburant, un indicateur de gaz, et un tachymètre sur le moteur. Des détails associés ne font pas particulièrement partie de la présente invention et leur
15 description est omise ici. Ces capteurs sont mis à jour à une vitesse de plusieurs dizaines de fois par seconde dans des signaux numériques à 14 bits, et le système de commande de vol recueille les données de tous les capteurs ci-dessus à une vitesse de plusieurs centaines de fois par seconde.

On voit clairement sur la figure 1 qu'un écran 17 est disposé autour d'un
20 rayon des pales d'hélice 1242 de chaque dispositif formant rotor 12. En plus de protéger les pales d'hélice 1242, l'écran 17 réduit en outre les effets que la vitesse a sur les dispositifs 12 formant rotor, pour diminuer la vitesse entre les dispositifs 12 formant rotor ainsi que pour réduire le bruit. Plus important encore, l'écran 17 abaisse le risque de décrochage des dispositifs formant rotor par vent rabattant
25 lorsque l'hélicoptère vole à une altitude élevée.

La figure 6 est une vue schématique de l'hélicoptère selon la présente invention utilisant un parachute. Un parachute 2 peut en outre être installé sur le corps 10. Lorsque les dispositifs formant rotor perdent de la puissance, le pilote peut activer le parachute 2, de manière à réaliser un processus d'atterrissage lent en
30 utilisant le parachute 10 et un atterrissage en toute sécurité à la fois pour l'aéronef et pour les passagers.

La figure 7 représente un schéma de principe de l'hélicoptère selon la présente invention lors d'un atterrissage sur la mer. Le corps 10 peut être, en outre, en forme de coque. En conséquence, lorsqu'un atterrissage forcé a lieu sur la mer,

le corps 10 peut rester en toute sécurité à flot sur la mer en utilisant la forme de coque du corps 10 pour assurer la sécurité des passagers de l'aéronef.

Bien que l'invention ait été décrite à titre d'exemple en référence à des modes de réalisation préférés, il doit être entendu que l'invention n'est pas limitée à ces
5 modes. Au contraire, elle est destinée à couvrir diverses modifications, agencements et procédures similaires, et la portée des revendications annexées doit donc se voir accorder la plus large interprétation de manière à englober toutes ces modifications, agencements et procédures similaires.

REVENDICATIONS

1. Hélicoptère (1) à plusieurs rotors de pas variable, caractérisé en ce qu'il comprend :

- un corps (10), comprenant une partie avant (100) et une partie arrière (102) ;
- 5 un ou plusieurs dispositifs (12) formant rotor, montés sur le corps (10) ; et
- un dispositif de commande (14), disposé dans la partie avant (100) du corps (10), comprenant un levier de commande (140), un dispositif automatique de commande de vol (146) et un moyen de pilotage (142), le levier de commande (140) calculant un signal de commande au travers du moyen de pilotage (142) et transmettant le signal de commande aux dispositifs (12) formant rotor par l'intermédiaire d'une ligne de transmission (144) ;

- chacun des dispositifs (12) formant rotor comprend : une boîte à engrenages (120) ; un servomoteur linéaire (122), situé au-dessous de la boîte à engrenages (120), relié à la ligne de transmission (144), configuré pour recevoir le
- 15 signal de commande ; un groupe de pales d'hélice (124), disposé de façon rotative au-dessus de la boîte à engrenages (120) ; un module (126) de commande d'angle d'attaque, disposé au-dessus du groupe de pales d'hélice (124), configuré pour commander un angle d'attaque du groupe de pales d'hélice (124) ; et un arbre de liaison (128), commandé par le servomoteur linéaire (122), apte à changer des
- 20 mouvements vers le haut et vers le bas du module (126) de commande d'angle d'attaque ;

le dispositif automatique de commande de vol (146) inclut un module d'atterrissage en autorotation (1460), qui est apte à être activé par le levier de commande (140) et à être assisté lors des opérations de commande.

- 25 2. Hélicoptère (1) à plusieurs rotors à pas variable selon la revendication 1, caractérisé en ce que le groupe de pales d'hélice (124) comprend en outre un disque rotatif (1240) et une pluralité de pales d'hélices (1242), une extrémité de chaque pale d'hélice (1242) comprend une partie de connexion (1246) pour sa liaison au module (126) de commande d'angle d'attaque.

- 30 3. Hélicoptère (1) à plusieurs rotors à pas variable selon la revendication 2, caractérisé en ce que le module (126) de commande d'angle d'attaque est agencé avec une pluralité de tiges de liaison (1260), et en ce que les tiges de liaison (1260) sont reliés respectivement aux parties de connexion (1246)

et sont aptes à entraîner et à faire tourner les pales d'hélice (1242) pour changer l'angle d'attaque.

4. Hélicoptère (1) à plusieurs rotors à pas variable selon la revendication 1, caractérisé en ce que chacun des dispositifs (12) formant rotor
5 inclut en outre un écran extérieur (17) disposé autour de l'hélice au niveau d'un rayon de rotation.

5. Hélicoptère (1) à plusieurs rotors à pas variable selon la revendication 1, caractérisé en ce qu'un engrenage longitudinal (1201) relié au servomoteur linéaire (122) est disposé dans la boîte à engrenages (120), et en ce
10 que l'engrenage longitudinal (1201) est en outre relié à l'arbre de liaison (128) et à un engrenage latéral (1202) en prise avec l'engrenage longitudinal (1201).

6. Hélicoptère (1) à plusieurs rotors à pas variable selon la revendication 1, caractérisé en ce que le dispositif de commande (14) comprend en outre un levier de regroupement de forces (147), une pédale (148) et un
15 accélérateur (149).

7. Hélicoptère (1) à plusieurs rotors à pas variable selon la revendication 1, caractérisé en ce que le corps (10) comprend un équipement formant parachute (2).

8. Hélicoptère (1) à plusieurs rotors à pas variable selon la revendication 1, caractérisé en ce que la ligne de transmission (144) est numérique
20 et / ou analogique.

9. Hélicoptère (1) à plusieurs rotors à pas variable selon la revendication 1, caractérisé en ce que le corps (10) est en forme de coque.

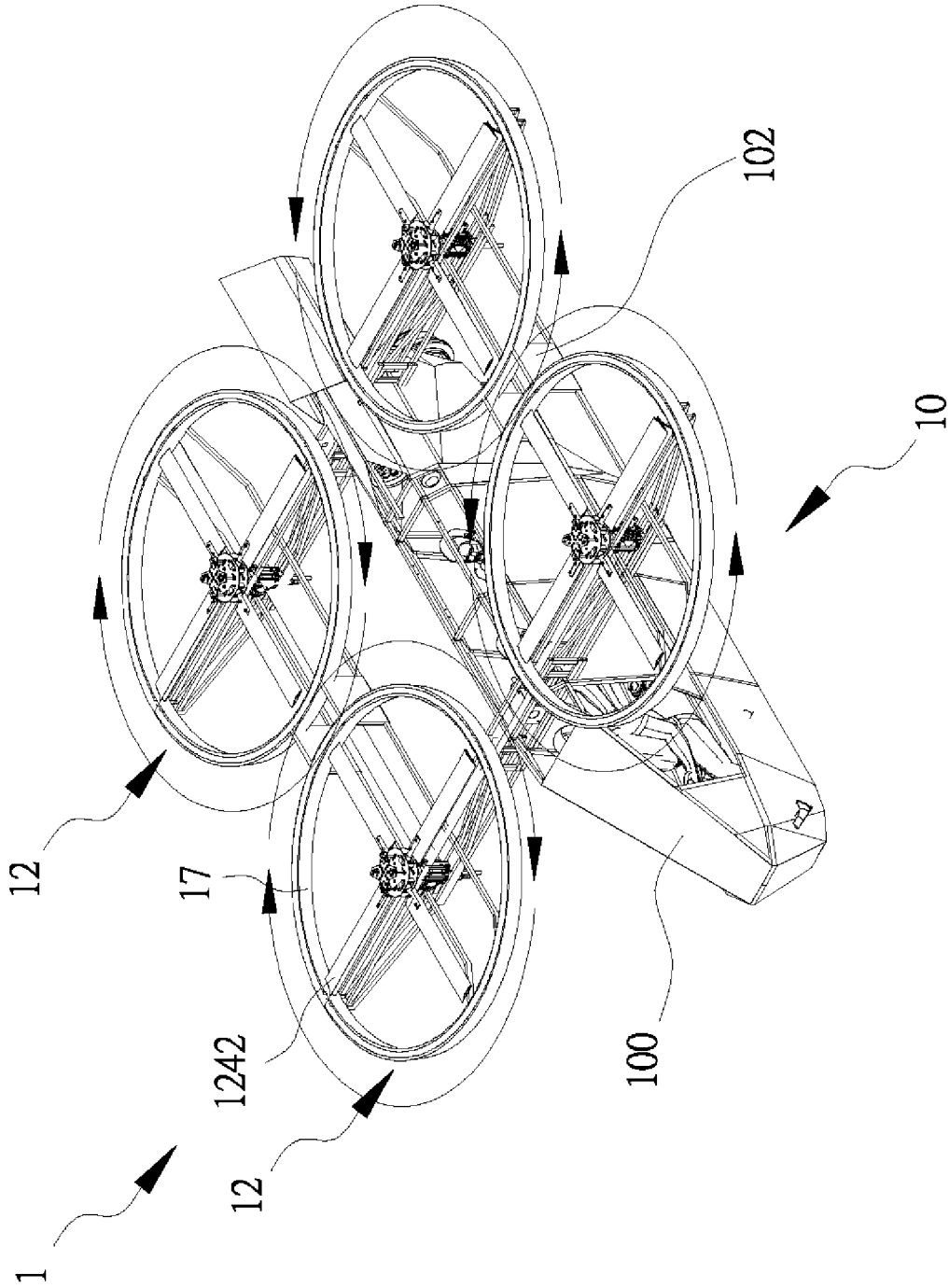


FIG.1

2/7

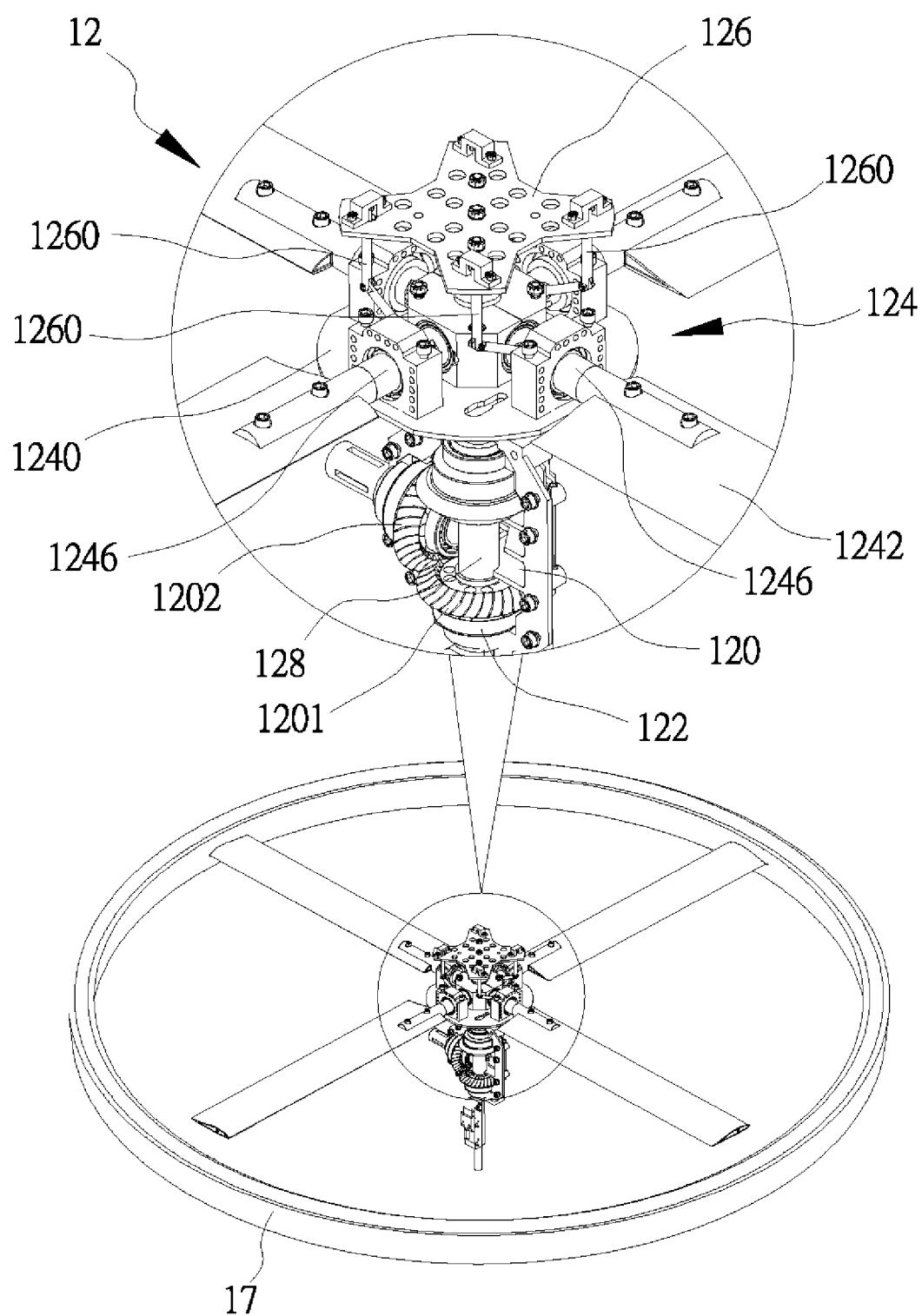


FIG.2

3/7

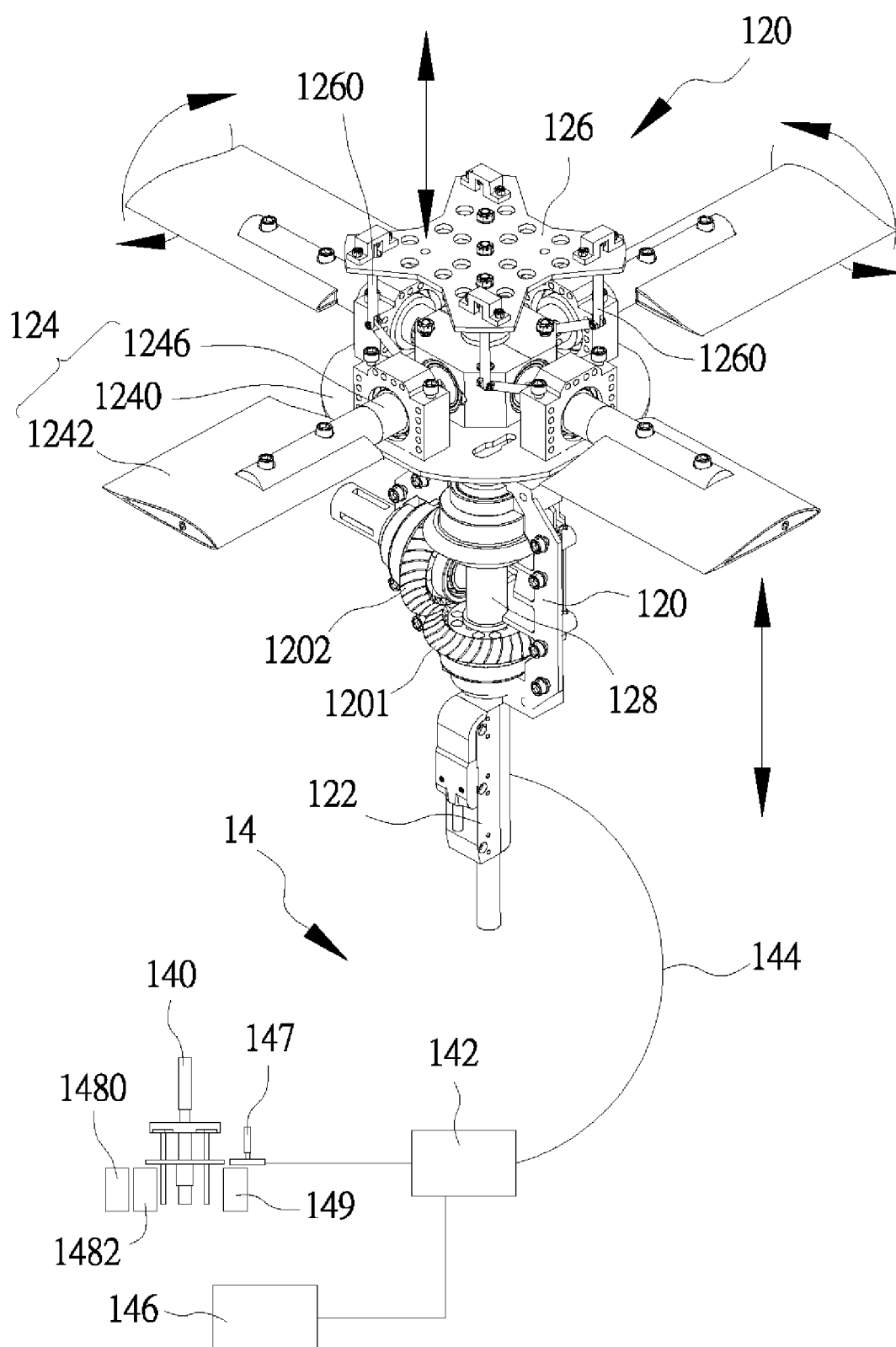


FIG.3

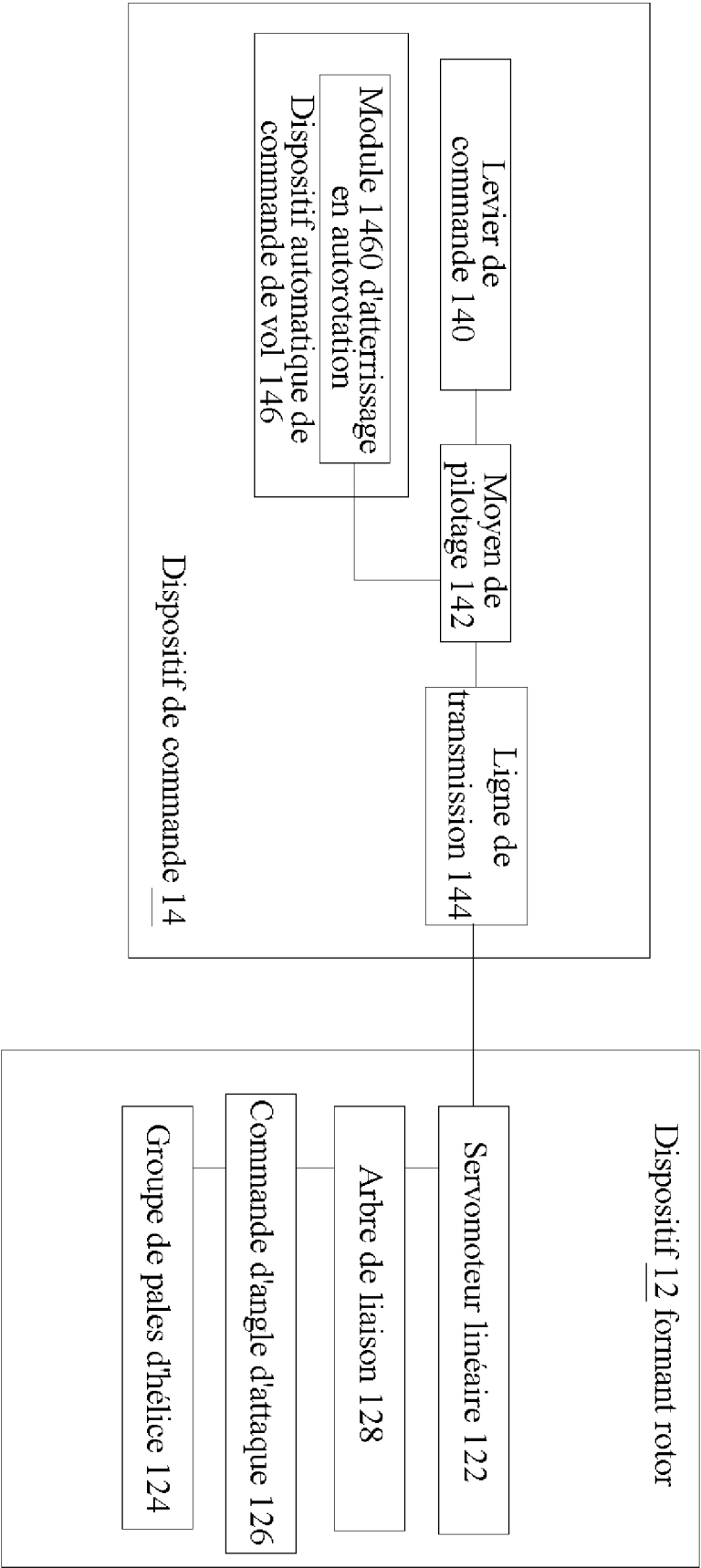


FIG.4

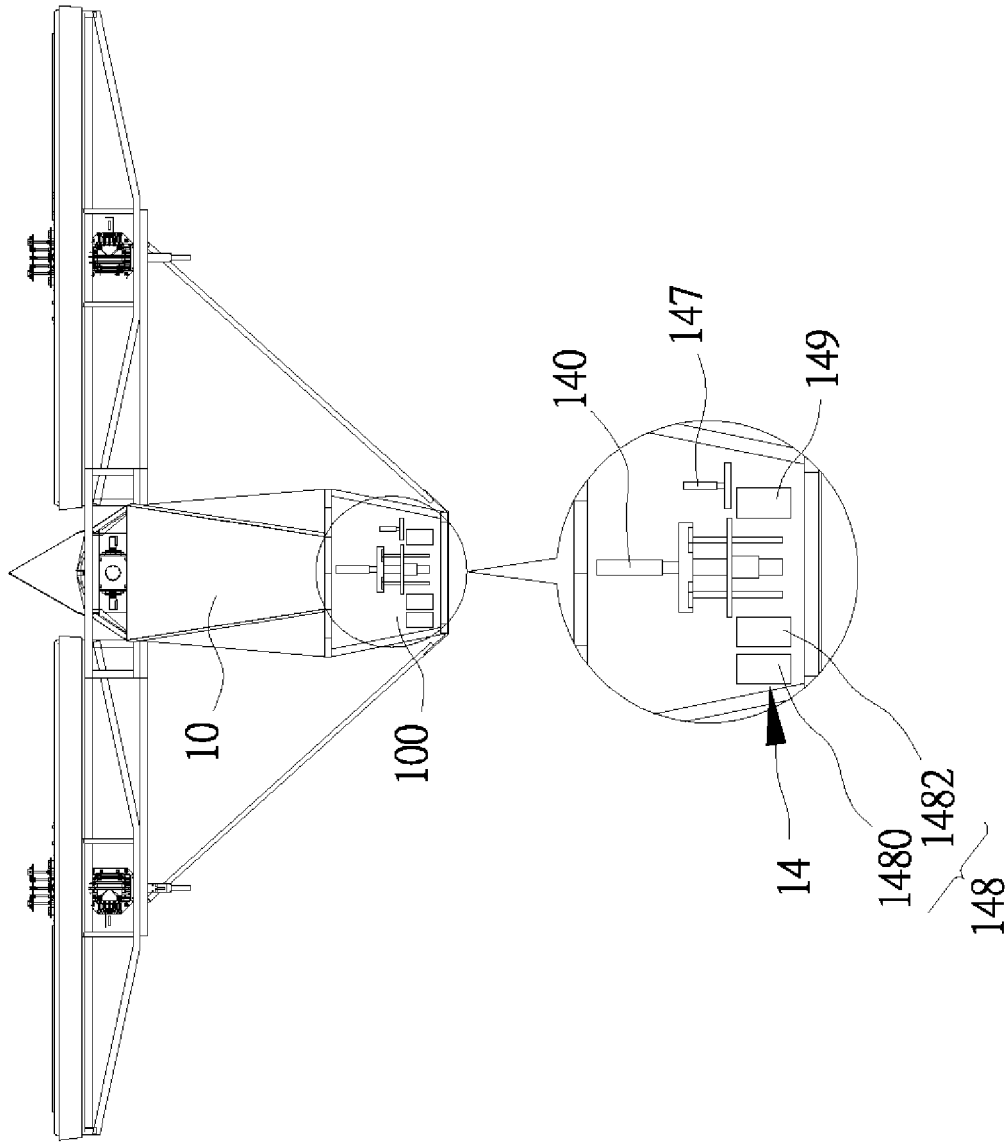


FIG.5

6/7

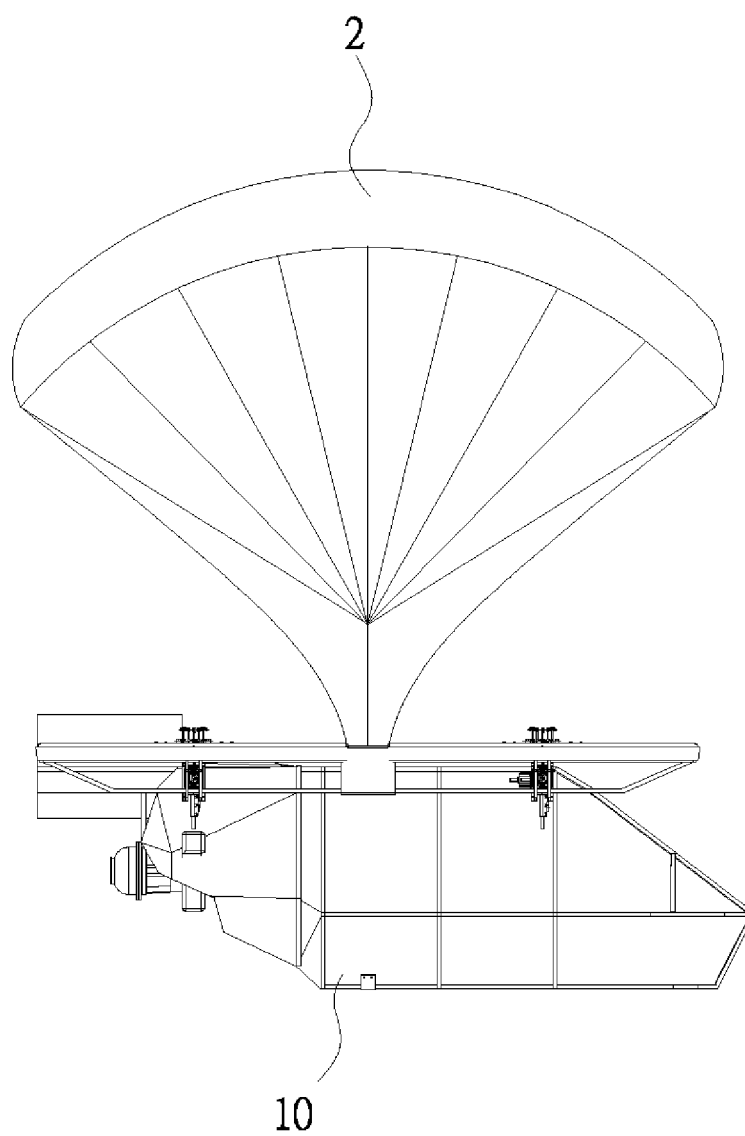


FIG.6

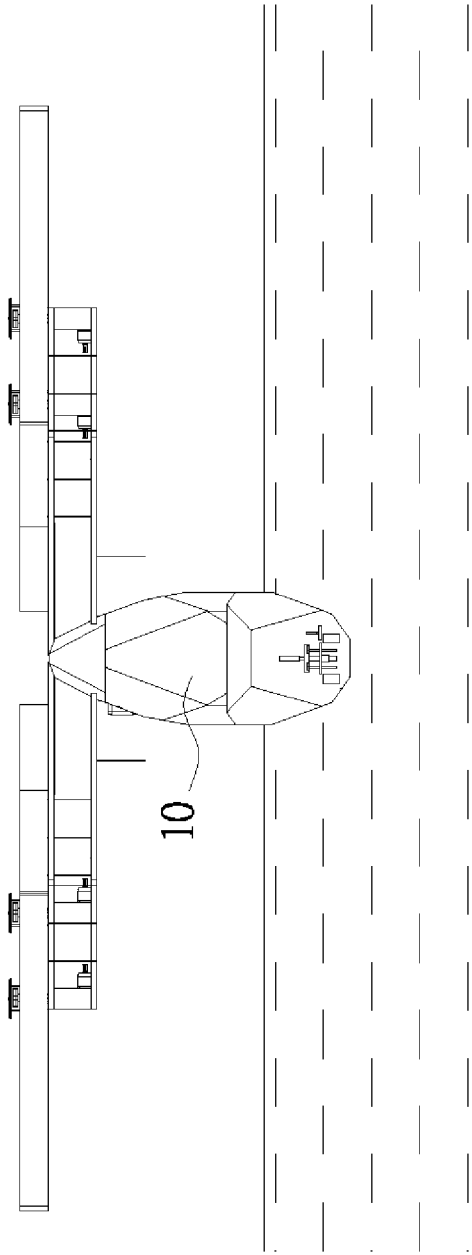


FIG.7