(19) Europäisches Patentamt
European Patent Office
Office européen des brevets

(11) EP 1 802 522 B2

(12) NOUVEAU FASCICULE DE BREVET EUROPEEN
Après la procédure d'opposition

(45) Date de publication et mention de la décision concernant l'opposition:
20.11.2013 Bulletin 2013/47

(45) Mention de la délivrance du brevet:
12.03.2008 Bulletin 2008/11

(21) Numéro de dépôt: **05796005.6**

(22) Date de dépôt: **05.08.2005**

(51) Int Cl.:
B63B 35/79 *(2006.01)*

(86) Numéro de dépôt international:
PCT/FR2005/002050

(87) Numéro de publication internationale:
WO 2006/021671 (02.03.2006 Gazette 2006/09)

(54) DISPOSITIF DE BRIDAGE D'AILE GONFLABLE A TRANSFERT DE CHARGE

VORRICHTUNG ZUM ANFLANSCHEN VON AUFBLASBAREM FLÜGEL MIT LASTUMSCHALTUNG

DEVICE FOR FLANGING INFLATABLE WING WITH LOAD TRANSFER

(84) Etats contractants désignés:
AT BE BG CH CY CZ DE DK EE ES FI FR GB GR HU IE IS IT LI LT LU LV MC NL PL PT RO SE SI SK TR

(30) Priorité: **06.08.2004 FR 0408730**
21.03.2005 FR 0502738

(43) Date de publication de la demande:
04.07.2007 Bulletin 2007/27

(73) Titulaire: **F.ONE**
34970 Lattes (FR)

(72) Inventeur: **Ballu, Arnaud**
38330 Biviers (FR)

(74) Mandataire: **Rhein, Alain**
Cabinet BREV&SUD
55 Avenue Clément Ader
34170 Castelnau le Lez (FR)

(56) Documents cités:
DE-U1- 20 220 025
DE-U1- 20 320 389
FR-A- 2 847 226
US-A- 4 018 407
US-A- 4 846 424
US-A- 5 000 401
US-A- 5 417 390
US-B2- 6 514 115

EP 1 802 522 B2

Description

Domaine technique de l'invention

[0001] La présente invention concerne un système d'aile gonflable à lobe variable, et de forme courbe auto-portée, notamment utilisée pour les pratiques des glisses aérotractées. Le pilote utilise la force du vent pour se faire tracter sur différents types de support, car il est relié à son aile au moyen d'une ou généralement deux paires de lignes d'une vingtaine de mètres de longueur environ.

[0002] Il est bien connu de réaliser des ailes gonflables de forme courbe auto-portée et dont les points d'attaches se situent aux extrémités de l'aile de part et d'autre, tel que le système de bridage décrit dans DE-U-203 20 389.

[0003] On entend par forme courbe auto-portée, un type d'aile particulier pouvant n'être justement reliée et pilotée que par ses seules extrémités. L'aile a ainsi une forme en arcs de cercle réguliers dont les extrémités sont tangentes entre elles ainsi qu'aux lignes avec lesquelles elles collaborent. De ce fait, la charge aérodynamique se répartit harmonieusement sur l'ensemble de l'arche ainsi constituée, sans qu'il soit nécessaire de maintenir cette dernière en de multiples endroits par des bridages complexes, comme il est procédé pour d'autres types d'ailes de forme plus aplaties comme par exemple les parapentes à caissons ou les ailes à boudins dites plates ou semi-plates en forme d'arc. De plus, la multiplicité des bridages nécessaires au maintien de la forme de ces types d'ailes entraîne des ruptures de courbes et des poches disgracieuses sur la voilure, par ailleurs préjudiciables sur la plan aérodynamique.

[0004] Les voiles courbes auto-portées actuelles disposent généralement d'une première paire de lignes, dites de traction, reliées aux extrémités avant de l'aile. Par ailleurs, elles disposent d'une seconde paire de lignes, dites de pilotage, reliées aux extrémités arrière de l'aile.

[0005] Le pilote est généralement relié aux lignes de traction au moyen d'un harnais, et peut manipuler les lignes de pilotage au moyen d'une barre qu'il tient dans les mains. Une ligne de pilotage gauche est reliée à l'extrémité gauche de la barre, et une ligne de pilotage droite est reliée à l'extrémité droite de cette barre. Les lignes de traction passent au centre de la barre qui est disposée flottante sur ces dernières. Le pilote peut non seulement agir en gauchissement pour manoeuvrer son aile à droite ou à gauche en inclinant davantage le côté concerné de la barre, mais également faire varier l'incidence de l'aile face au vent en manipulant la barre de haut en bas. Cette variation d'incidence est très avantageuse car elle permet de réduire si besoin la puissance de traction de l'aile.

[0006] Par ailleurs, la forme à plat de ce type de voilure est généralement arrondie sur son avant, appelé bord d'attaque, ainsi que sur son arrière appelé bord de fuite. Par convention, la mesure séparant les deux extrémités de l'aile à plat est appelée envergure, et celle séparant le bord d'attaque du bord de fuite en un endroit donné est appelée corde.

[0007] Un avantage principal de ce type de géométrie courbe auto-portée, associé à une structure gonflable, est donc de pouvoir maintenir sa forme originelle indépendamment des contraintes aérodynamiques exercées sur elle. Par contre, un inconvénient majeur est de limiter, proportionnellement à la hauteur de l'arche, c'est à dire du lobe de l'aile, la réduction possible de la prise au vent de la voilure. En effet, plus cette hauteur est importante, et plus la possibilité de l'aile de basculer vers l'arrière en relâchant les lignes de pilotage, est limitée. Plus le lobe d'une aile est important, plus son centre de pivot est abaissé et donc sa capacité de bascule avant/arrière réduite d'autant.

[0008] En effet, il est très utile de pouvoir réduire instantanément la puissance de l'ensemble aérotracteur, par exemple lors d'une bourrasque de vent, afin que le pilote garde en permanence le contrôle de son engin, pour sa propre sécurité ou celle des tiers situés à proximité.

[0009] Tout profil aérodynamique a un centre d'équilibre où, lorsqu'il est tenu en ce point, il peut facilement conserver un angle, appelé angle d'incidence, optimal dans le vent qui lui fait face, c'est à dire permettant au dit profil de générer la résultante aérodynamique la plus efficace. Tout déplacement significatif de ce point vers l'avant va réduire cet angle d'incidence, et donc sa force de sustentation (couple piqueur). Inversement, tout déplacement de ce point vers l'arrière va augmenter cet angle d'incidence (couple cabreur) et donc sa force de sustentation jusqu'à une certaine limite. Lorsque ces deux limites haute et basse sont atteintes, les filets d'air ne s'écoulent plus harmonieusement le long du profil qui ne génère plus de portance c'est à dire de sustentation.

[0010] La moyenne des centres d'équilibre des différents profils d'une aile, disposée à plat, en différents points de son envergure définit le centre d'équilibre moyen de l'ensemble, généralement situé vers le tiers avant de sa corde médiane. Ce centre d'équilibre détermine donc l'angle d'incidence optimal général de l'aile en vol si l'on tient celle-ci par deux points situés à ses extrémités et disposés sur le dit axe.

[0011] Si l'on figure donc ce centre d'équilibre de l'aile, disposée à plat sur le sol, par un axe, on constate que les extrémités avant de l'aile se trouvent sensiblement en avant de cet axe, alors que les extrémités arrières en sont bien plus éloignées. Ainsi, la distance séparant d'une part les extrémités avant de cet axe, et d'autre part celle séparant ledit axe des extrémités arrière va déterminer la valeur du bras de levier permettant au pilote de faire varier, en appliquant une force sur les lignes de pilotage, l'angle d'incidence de l'aile lors de son pilotage.

[0012] Les dispositions actuelles courantes des points d'attache au regard du centre d'équilibre permettent généralement au pilote de ne fournir qu'un effort musculaire réduit, de pilotage seul et pas de retenue à son aile, ce qu'il ne pourrait supporter que quelques minutes lorsque le vent est conséquent. Par ailleurs on peut logiquement imaginer que si des attaches avant et des attaches arrière

sont définies rigoureusement à distance égale de l'axe d'équilibre de la voilure disposée à plat, la force nécessaire pour maintenir un angle d'incidence donné, au-delà de l'équilibre naturel de la dite aile, sera également répartie entre les lignes de traction et les lignes de pilotage.

[0013] Ainsi, un déplacement simultané vers le bas des deux lignes arrière, opéré par le pilote, aura pour effet d'augmenter l'angle d'incidence entre le vent et les parties les plus portantes de l'aile, donc d'augmenter la puissance. On donne alors un couple cabreur à l'aile. A contrario, le relâchement de ces deux lignes arrière laissera seuls les points d'attache avant sous tension et diminuera donc d'autant cet angle d'incidence, jusqu'à une limite géométrique donnée par la hauteur du lobe de l'aile ; on donne alors un couple piqueur à l' aile. L'action d'accentuer la prise au vent de l'aile en appuyant sur la barre de pilotage est communément appelée le bordé, et celle de diminuer la prise au vent de l'aile en relevant la barre de pilotage est le choqué.

[0014] Toute action différentielle sur la barre de pilotage imposera une forme vrillée à l'aile, entraînant sa mise en virage du côté de plus grand tirage d'une ligne de pilotage. Il est connu que l'angle formé par les deux lignes de traction entre elles, détermine de façon proportionnelle la capacité de l'aile à vriller et donc sa maniabilité.

[0015] Lorsqu'une aile conventionnelle est en situation de vol, l'axe autour duquel la voilure pivote vers l'avant ou l'arrière est défini comme son axe de tangage, et est disposé perpendiculairement à la verticale, sensiblement vers ses extrémités avant.

[0016] La réduction maximale de l'angle d'incidence d'une aile, et donc de sa capacité à réduire au maximum sa prise au vent, est déterminée par la combinaison entre la hauteur de son lobe avec la disposition plus ou moins avancée de ses points d'attache des lignes de traction au regard de son axe d'équilibre. Lorsque le pilote a relâché au maximum ses deux lignes de pilotage, il ne peut réduire davantage la puissance de sa voilure qui est toujours en situation de vol et donc de traction plus ou moins importante.

[0017] La variation de puissance dans une aile dépend donc de son angle d'incidence par rapport au vent, mais plus encore de la vitesse d'écoulement de ce dernier dans la voilure. Il est connu que les forces aérodynamiques évoluent au carré de la vitesse.

[0018] Ainsi lorsqu'une aile de ce type est en position de choquage, c'est à dire en réglage de puissance minimale par le pilote, il est toujours nécessaire d'en assurer le contrôle avec vigilance. En effet, si l'aile rencontre une brusque rafale de vent, il n'est pas possible pour l'utilisateur de sur-choquer au-delà de cette incidence minimum, et il devra subir l'accélération induite de la voilure, pouvant occasionner de dangereuses pertes de contrôle.

[0019] On comprend aisément toutes les implications géométriques dues aux multiples dispositions possibles des points d'accrochage des lignes à l'aile au regard de son centre d'équilibre.

[0020] Toute la difficulté réside donc dans le fait d'obtenir la plus grande amplitude possible de choquage de l'aile, c'est à dire disposer les attaches des lignes de traction suffisamment en avant du centre d'équilibre, sans pour autant imposer au pilote un effort de retenue significatif sur les extrémités arrière de la dite aile, soit en quelque sorte un transfert de charge des lignes de traction vers les lignes de pilotage, rendant le pilotage très physique et inadapté à la pratique courante actuelle.

Etat de la technique

[0021] Dans les bridages connus, toute la charge est généralement appliquée sur la seule paire de lignes de traction connectée aux deux points d'attache avant, limitant d'autant le déplacement du dit point et donc le vrillage de l'aile.

[0022] On a déjà proposé de rajouter une ou plusieurs lignes supplémentaires au-dessus de l'axe d'équilibre de l'aile. Il est ainsi aisé de forcer la voilure en position de sur-choquage, au-delà de sa propre limite géométrique imposée par la hauteur de son lobe et l'avancée de ses attaches de lignes de traction. Ces dispositifs dépendent plus d'un système de sécurité additionnel que d'une simple intégration au système de pilotage basique, et compliquent considérablement la gestion de l'ensemble des lignes composant ce dernier. Cinq lignes peuvent s'emmêler facilement.

[0023] D'autre part, lorsque le pilote est dans une situation d'urgence où la puissance minimale de l'aile choquée ne lui permet pas de retrouver le contrôle de la situation, il doit effectuer des manoeuvres dédiées pour utiliser ces dispositifs de sécurité, intégrés ou non à l'aile. Ils sont en général à actionner à proximité des commandes de pilotage mais présentent deux inconvénients majeurs. D'une part, ils nécessitent une action volontaire et immédiate du pilote, d'autant plus difficile à opérer si le stress de l'utilisateur est important ou que celui-ci ne possède pas l'expérience minimale requise pour ce type de situation. D'autre part ils induisent généralement la perte des fonctions de pilotage par la désolidarisation de toute ou partie des lignes de commande et de traction à l'aile. De ce fait, ces dispositifs après usage imposent une remise en oeuvre laborieuse, difficile à opérer en pleine eau. On comprendra aisément que ces caractéristiques ne favorisent pas la sécurité de la pratique, tant au niveau du matériel, que de la prise de décision à mettre en oeuvre ce type de dispositif de sécurité.

[0024] D'autres solutions bien connues passent par un lobe plus aplati, combiné à une forme d'aile en flèche. Cette disposition permet de reculer les extrémités de l'aile par rapport à son centre afin d'obtenir une forme de bord de fuite concave, notamment pour éviter les poches et les déformations de ce dernier malgré la forme aplatie. L'avantage de ce type de dispositif est d'offrir au pilote une capacité de sur-choquage plus importante que sur une aile à lobe traditionnel. Mais cette solution impose un bridage important le long de la quasi totalité du bord

d'attaque. De plus, ce type de disposition nécessite souvent l'usage de poulies sur l'aile, voire même sur la barre de pilotage, pouvant entraîner des problèmes d'usure et de dysfonctionnement. Par ailleurs, ce type de voilure n'est plus auto-portée, il nécessite donc un diamètre de bord d'attaque plus important et donc plus pénalisant du point de vue aérodynamique, afin de supporter sans dommage les déformations structurelles possibles en cas de surcharge, notamment lors d'utilisation dans du vent fort et turbulent.

[0025] D'autres solutions connues proposent un dédoublement des lignes et des attaches avant, soit une première attache haute fixe sur le bord d'attaque, combinée avec une seconde attache basse mobile, située conventionnellement à l'extrémité de l'aile, mais disposée coulissante généralement au travers d'une latte, et collaborant directement avec la ligne de pilotage correspondante. Mais ce type de disposition impose souvent une forte pression aux lignes arrières et donc à la barre de pilotage, car elle transfert une partie de la charge vers ces lignes arrière. De plus le relâchement imposé à la ligne extérieure lors d'une mise en virage réduit considérablement la capacité de l'aile à vriller et donc à tourner. Enfin ce dispositif entraîne de fortes usures sur les lignes sollicitées.

[0026] La plupart de ces solutions cherchent à obtenir un basculement total de l'aile par rapport à l'axe du vent, soit 90°. En fait, il suffit simplement que l'aile ne soit plus en état de voler, c'est à dire que les filets d'air n'aient plus un écoulement laminaire le long du profil, pour que le pilote ne soit plus en situation de danger lors d'une perte de contrôle simple. Il est connu en aérodynamique que les filets d'air vont décrocher du profil bien avant un changement de l'incidence à 90°. Généralement, peu de profil supportent un écart supérieur à 30° ou 40°.

[0027] Dans le dispositif de bridage du document US-A-6869047, les brides intermédiaires raccordées aux lattes de l'aile ne supportent pas les efforts de traction, mais constituent un simple système de sécurité après relâchement des lignes de pilotage.

Objet de l'invention

[0028] L'objet de la présente invention consiste à réaliser une aile courbe auto-portée, ayant un système de commande simplifié autorisant une réduction suffisante de la force de traction pour conserver un pilotage contrôlé en toutes circonstances, notamment lors de brusques rafales de vent.

[0029] L'aile courbe auto-portée est conforme à la revendication 1.

[0030] Un tel dispositif n'impose pas de cinquième ligne supplémentaire, mais il permet au contraire de remplacer éventuellement les deux lignes de traction conventionnelles en une seule, sans entraîner une courante perte de maniabilité de l'aile.

[0031] Par ailleurs, ce dispositif simple autorise néanmoins une variation d'incidence, du profil par rapport au vent, suffisante pour empêcher tout écoulement laminaire des filets d'air sur la voilure et donc éviter toute perte de contrôle du pilote qui subirait autrement l'accélération incontrôlée de son aile. Il permet également de piloter une aile de type conventionnelle auto-portée avec une grande sécurité, sans altération des performances, et avec la simplicité d'usage et de mise oeuvre éventuelle de trois lignes seulement, soit deux de pilotage et une seule de traction.

Description sommaire des dessins

[0032] L'invention sera mieux comprise en se référant aux figures :

- La figure 1 représente une vue de face d'une aile courbe auto-portée à structure gonflable, équipée d'un mode de réalisation préférentiel du système de bridage selon la présente invention, en position de vol bordé.
- La figure 2 représente une vue de face d'une aile courbe auto-portée à structure gonflable, équipée du système de bridage de la figure 1, en position de vol surchoqué.
- La figure 3 représente une vue de face, superposant les deux bords d'attaque des figures 1 et 2, afin de mettre plus facilement en évidence les variations géométriques constatées.
- La figure 4 représente une vue de profil du système de bridage de l'aile de la figure 1, en position de vol bordé.
- La figure 5 représente une vue identique de la figure 4, en position de vol choqué.
- La figure 6 représente une vue identique de la figure 4 en position de vol sur-choqué.
- La figure 7 représente une vue de dessous à échelle agrandie de l'aile de la figure 1, disposée à plat sur le sol, et permet de matérialiser différents axes, limites, zones et plans caractérisant l'invention.
- La figure 8 représente une vue de dessous de l'aile de la figure 1 dans l'état de vol normal.
- La figure 9 représente une vue de détail en perspective d'une partie gauche d'aile courbe à structure gonflable, équipée du système de bridage selon la présente invention, en position de vol normal.
- Les figures 10 à 12 sont des vues identiques de la figure 9 de trois variantes de réalisation du système de bridage.

- La figure 13 montre une vue schématique en perspective d'une variante de la figure 1, représentée en position bordée.

- La figure 14 représente une vue identique de la figure 13 d'une autre variante illustrée en position choquée.

- Les figures 15 et 16 sont des vues identiques de la figure 1 de deux autres variantes de réalisation.

Description de différents modes de réalisation de l'invention

[0033] En référence aux figures, une aile (1), de forme sensiblement courbe auto-portée, est munie d'une structure gonflable, composée principalement d'un bord d'attaque (2) gonflable, solidaire notamment d'une latte centrale (3) gonflable ainsi que d'au moins une paire de lattes intermédiaires (11) gonflables, disposées parallèlement de part et d'autre de la latte (3) centrale. En fonction de la taille de l'aile, il est possible d'avoir un nombre pair ou impair de lattes gonflables, et donc dans certaines configurations de ne plus avoir de latte gonflable centrale.

[0034] Au-dessus d'un point de jonction (12), tous les éléments décrits selon le mode de réalisation de la figure 1, sont disposés par paire également de part et d'autre d'un plan de symétrie (PS), divisant également l'aile (1) en deux parties symétriques gauche et droite (fig. 7 et 8). Une paire de lattes porteuses (4), notamment gonflables, est également disposée de part et d'autre du plan de symétrie (PS).

[0035] Une paire de points d'attache avant (5) et de points d'attache arrière (6) sont disposées respectivement aux extrémités avant et arrière de l'aile. Cette paire de points d'attache avant (5) permet de relier le pilote par l'intermédiaire d'une paire de lignes de traction secondaire (8), d'une paire de lignes de traction primaire (28), et d'une ligne de traction basse (26) unique et centrale. Deux lignes de pilotage (7) gauche et droite, sont respectivement solidaires des points d'attache arrière (6) gauche et droit. Une paire de lattes d'extrémité (9) est disposée aux extrémités de l'aile, entre les points d'attache avant (5) et d'attache arrière (6) correspondant, afin d'en maintenir un écartement prédéterminé.

[0036] Un axe (X) détermine, selon la figure (7), le centre d'équilibre moyen de l'aile (1), c'est à dire que deux attaches imaginaires (non représentées) situées de part et d'autre de la voilure sur chaque latte d'extrémité (9) et passant par l'axe X, permettraient de maintenir l'aile au vent selon son angle d'incidence optimal (A1). On entend par angle d'incidence, l'écart angulaire (A1, A2, A3) entre l'axe de corde (Y) de la voilure et la direction du vent (V). Ainsi, on dispose les points d'attaches avant (5) sensiblement devant (X), et les points d'attache arrière (6) largement reculés. Cette disposition permet de choquer l'aile lorsque les lignes de pilotage (7) sont relâchées, et d'optimiser le bras de levier ainsi crée afin de pouvoir border l'aile sans effort.

[0037] Le mode de pilotage est conventionnel et représenté à la figure 1. L'utilisateur est solidaire de la ligne d'accrochage principal au moyen d'un harnais accroché à une boucle d'accrochage (35), et contrôle manuellement une barre de pilotage (34) aux extrémités de laquelle sont respectivement reliées les extrémités basses des lignes de pilotage (7). Il peut ainsi opérer une traction simultanée ou différentielle desdites lignes de pilotage, générant sur l'aile un vrillage pour la mise en virage et/ou une variation d'incidence pour la gestion de la puissance, soit communément définie par une action de choqué / bordé.

[0038] Selon la figure 1, le point de jonction tertiaire (12) marque la divergence de la ligne de traction basse (26). Ce point de jonction est décalé de l'aile (1), afin de bénéficier de la simplicité effective d'une ligne de traction unique. Le point de jonction (12) peut être disposé à proximité plus ou moins immédiate du pilote, imposant alors deux lignes de traction primaire (28) de longueurs adéquates et identiques. Un point de jonction secondaire (13) solidarise les extrémités basses d'une ligne de transfert de charge (15) et d'une ligne de traction secondaire (8).

[0039] L'extrémité haute de la ligne de transfert de charge (15) est reliée à un point de jonction primaire (24), lui-même solidaire d'une nervure (25) par la pointe basse de sa forme sensiblement triangulaire (fig. 9). La pointe avant de ce triangle est renforcée par un point d'attache haut avant (20) sur le bord d'attaque (2). Le plus grand côté est solidaire d'une latte porteuse (4) au moyen d'une couture notamment.

[0040] Par ailleurs, lorsque le dispositif selon l'invention utilise une ligne de traction primaire (28), les forces de traction opérées conjointement et simultanément par la ligne de transfert de charge (15) et la ligne de traction secondaire (8) correspondantes sont sensiblement équilibrées. Cette caractéristique permet entre-autre une tenue homogène de la forme générale de l'aile selon seulement quelques points d'attache, ainsi qu'une mise en virage efficace. La conséquence de cet équilibre peut se traduire visuellement par la relative égalité des angles B et C (figure 1) entre eux, selon la ligne de traction primaire (28). Ces caractéristiques seraient bien plus difficiles à obtenir si la ligne de traction secondaire (8) était disposée flottante ou bien coulissante, comme c'est le cas dans d'autres dispositifs connus.

[0041] Selon la variante représentée à la Figure 10, un point d'attache haut (21) central est solidaire d'une latte porteuse (4). Le point 21 est disposé sensiblement entre l'axe de centre d'équilibre du profil constitué par la nervure et la section de bord d'attaque (2) correspondante. Afin de répartir les efforts des forces aérodynamiques exercées sur l'aile à cet endroit, des points d'attache de renfort sont positionnés en avant et en arrière du point d'attache (21) sur la même latte (4). Soit, un point d'attache (20) haut avant, solidaire de l'aile (1) au plus avant, c'est à dire sur son bord d'attaque (2), et un point d'attache (22) haut arrière, solidaire de la latte (4) en arrière

du point (21). Enfin, un point d'attache (23) de bord de fuite permet de solidariser l'extrémité arrière de la latte (4). Ces points d'attache (20), (21), (22), (23), reçoivent respectivement des brides (16) avant, (17) de traction, (18) arrière, et (19) de maintien. Ces différentes brides se rejoignent toutes en un point de jonction primaire (24), situé préférentiellement entre le bord d'attaque (2) et l'axe (X). La longueur de la bride (17) détermine la longueur de l'ensemble des autres brides, et donc la distance séparant le point de jonction (24) ainsi que sa position projetée sur la latte porteuse correspondante (4). La longueur relative de l'ensemble des brides est calculée afin de permettre une répartition optimale des efforts de traction qui sont appliqués au point de jonction (24) et de maintenir la forme originelle du profil de l'aile en cet endroit. L'extrémité haute de la ligne de traction secondaire (8) est reliée à un point d'attache avant (5). Un point d'attache médian (27) est solidaire du bord d'attaque (2) et disposé sensiblement entre le point d'attache avant (5) et un point d'attache haut avant (20) de renfort de la fixation de la nervure (25).

[0042] Selon une vue de dessous de l'aile (1) disposée à plat sur le sol (fig.7), la distance verticale séparant le point de jonction primaire (24) de la latte porteuse (4) correspondante permet une dispersion homogène des forces de traction transmises par la nervure (25).

[0043] D'autre part la distance horizontale séparant le point de jonction (24) du bord d'attaque (2) va influer sur la force de bras de levier nécessaire à fournir par le pilote pour border l'aile (1). L'effort est inversement proportionnel à cette distance horizontale. En effet, l'avancée des points de jonction (24) vers le bord d'attaque (2), c'est à dire leur éloignement de l'axe (X) d'équilibre de la voilure, va proportionnellement transférer une partie de la force de traction vers les lignes de pilotage (7). Inversement, leur recul va réduire ce déséquilibre mais également limiter, comme il sera décrit plus loin, la capacité de surchoquage de l'aile. C'est le juste effort à la barre de pilotage, souhaité par chacun, qui va prédéterminer la disposition horizontale des points de jonction (24), entre le bord d'attaque (2) et l'axe d'équilibre (X).

[0044] Ainsi on peut déterminer une paire de zones de liaison (Z) de dispositions horizontale et latérale préférentielles des points de jonction (24) au regard de l'aile (1) selon des règles proportionnelles à l'envergure et sur une projection verticale sur la figure (7). Les zones Z sont de mêmes valeurs et situées de part et d'autre du plan de symétrie (PS), chaque zone (Z) étant déterminée comme suit : vers l'avant par le bord d'attaque (2), et vers l'arrière par l'axe (X) d'équilibre ; vers l'extérieur par la limite extérieure des 5/10° centraux de l'aile selon l'envergure ; vers l'intérieur par la limite extérieure des 2/10° centraux de l'aile selon l'envergure.

[0045] Il est en effet défini que sensiblement en deçà de ces 2/10°, les lignes de transfert de charge (15) ne sont plus réellement à même de supporter la majeure partie de l'effort de traction, condition sine qua non du dispositif selon l'invention, car il y a alors un trop grand déséquilibre entre la surface de l'aile correspondant à la partie intérieure des lattes porteuses (4) et les deux parties extérieures. Un trop grand déséquilibre dans ce sens aurait également pour conséquence de créer des poches disgracieuses et des ruptures de courbes importantes sur la canopée. De la même manière, au-delà des 5/10, il ne restera plus assez de surface de voilure à l'extérieur ainsi que de bras de levier pour les parties de bord d'attaque (2) correspondantes, afin d'assurer, lors d'un surchoquage, un basculement suffisant de l'aile sur son axe de tangage ainsi qu'un resserrement du lobe. Sur l'aile en vol selon l'invention, l'axe de tangage (non représenté) est situé perpendiculairement à la verticale, et entre de la paire de points de jonction (24) et la paire de point d'attache avant (5).

[0046] Plus ces points de jonction (24) ainsi que les nervures (25) et les lattes porteuses(4) correspondantes sont disposés vers l'extérieur de l'aile, et plus les points de jonction (24) se retrouvent bas selon la hauteur du lobe, entraînant par là même une baisse de l'axe de tangage et une réduction géométrique de la capacité à choquer.

[0047] On considère sur la figure (1) une aile équipée du bridage selon l'invention, vue de face en situation de vol normal, c'est à dire bordée, afin que le pilote profite au maximum de la force du vent. Si l'on imagine une poutre virtuelle (non représentée) maintenant une distance prédéterminée (D1) entre les deux points d'attache avant (5), le dispositif décrit ne présenterait que peu d'avantages, notamment en termes de choquage, sur un dispositif conventionnel, où notamment seules deux lignes de traction partent des points d'attache avant. Il est maintenant décrit que pour opérer un sur-choquage d'une aile, il est nécessaire de remonter l'axe de tangage ou d'avancer, virtuellement, les points d'attache avant. Or, sur le présent dispositif, tout relâchement des lignes de pilotage entraîne progressivement et simultanément un recul des extrémités de l'aile (1) vers l'arrière conjointement à un rapprochement de celles-ci l'une vis à vis de l'autre. On peut le constater sur la figure (3) où (D1) représente la distance respective des points d'attache avant (5) selon la figure (1), c'est à dire aile bordée, et (D2) représente la distance respective des points d'attache avant (5) selon la figure (2), c'est à dire aile choquée. Cette réduction de distance par recul des extrémités de l'aile (1) vers l'arrière s'accompagne d'une réduction de la prise au vent (P) sur la dite aile.

[0048] Cette variation géométrique peut s'opérer car les lignes de transfert de charge (15) reprennent en permanence la majeure partie des forces de traction, ce qui, au vu de leur emplacement sur la hauteur du lobe, tend à positionner l'axe de tangage de l'aile, perpendiculairement au plan (PS) et à proximité des points de jonction (24). De ce fait, lorsque qu'aucun effort n'est maintenu sur les lignes de pilotage (7), seules les lignes de traction secondaires (8) limitent le déplacement vers l'arrière desdites extrémités. Lors de cette configuration de relâchement des lignes (7), la prise au vent, même minime, opé-

rée aux extrémités de l'aile est encore réduite (figures 1 et 2). Ces extrémités n'exercent alors que peu de force de traction vers l'extérieur, et par contre subissent une force de traînée toujours importante les repoussant vers l'arrière et vers l'intérieur. On comprend alors que les lignes de traction secondaire (8) tendent à rapprocher les points d'attache avant (5) mutuellement l'un vers l'autre. En effet, un point de jonction secondaire (13) étant maintenu par la tension existante entre une ligne de transfert de charge (15) et une ligne de traction primaire (28), il va constituer un pivot mobile autour duquel va se déplacer un point d'attache avant (5) selon un segment matérialisé par la ligne de traction secondaire (8).

[0049] En référence aux figures (4), (5) et (6), ce déplacement affecte proportionnellement l'angle d'incidence (A) de la voilure, soit son axe de corde (Y) par rapport à l'axe du vent (V). La figure (4) correspond à une vue de profil de la configuration de l'aile représentée de face figure (1). La figure (6) correspond à une vue de profil de la configuration de l'aile de la figure (2). Un axe (T) de traction des lignes de charge, représente la composante verticale des forces de traction exercées aux points (13), par l'ensemble des lignes supportant la charge de l'aile (1). On peut remarquer sur la figure (4) l'alignement de l'axe (T) avec les points d'attache avant (5), les lignes de traction secondaire (8), les lignes de traction primaire (28), le point de jonction tertiaire (12) et la ligne de traction basse (26). Lors du relâchement progressif des lignes de pilotage (7), on remarque un décalage, de l'avant vers l'arrière, du point de jonction tertiaire (12), de l'axe (T) et des points d'attache avant (5). De plus, ce décalage s'accompagne d'une réduction de l'angle d'incidence (A1) vers (A2), marquant une diminution de la force de traction que l'aile (1) exerce finalement sur la ligne de traction basse (26). Lorsque les lignes de pilotage (7) sont totalement relâchées, le décalage est à son maximum (fig6), l'angle d'incidence (A3) est sensiblement nul, ce qui signifie que l'écoulement des filets d'air n'est plus laminaire, et que l'aile (1) n'est plus en mesure de générer une force de traction susceptible de déplacer son pilote au sol.

[0050] Par ailleurs, si l'on imagine des points d'attache avant disposés colinéaires à l'axe (T) à hauteur des extrémités de l'aile (1) selon la figure 6, il est aisé de comprendre que l'effort à fournir pour border serait très important au regard de la distance séparant ce point d'attache, de l'axe d'équilibre de l'aile. Dans la configuration du bridage selon l'invention, cette distance se réduit au fur et à mesure chronologique (fig 6, puis fig 5, puis fig 4) de la tension appliquée sur les lignes de pilotage (7), opérant ainsi un transfert de charge automatique sans affecter la charge à appliquer sur les dites lignes, au regard d'un bridage conventionnel. En effet, quand le bras de levier est théoriquement au plus défavorable concernant l'effort à fournir (fig 6), l'angle d'incidence (A3) est au minimum et donc la puissance dans l'aile quasi nulle. Inversement, plus la puissance de l'aile devient importante avec l'accroissement de cet angle d'incidence (A2) puis (A1), et plus l'axe (T) de traction des lignes de charge se rapproche de l'axe (X) d'équilibre, augmentant d'autant le bras de levier constitué par (5) / (X) d'une part et (X) / (6) d'autre part, au bénéfice des lignes de pilotage (7).

[0051] Selon l'invention, le point d'attache avant (5) tend à se déplacer autour du point de jonction secondaire (13) selon la ligne de traction secondaire (8), ce qui augmente considérablement la capacité de l'aile à vriller, cause de maniabilité. Le relâchement équilibré des lignes de pilotage (7) gauche et droite de l'aile (1) en vol, provoque donc le déplacement simultané de la paire de points d'attache avant (5), vers l'arrière et vers l'intérieur, autour de la paire de points de jonction (13) respectifs, selon deux segments matérialisés par la paire de lignes de traction (8), entraînant géométriquement, par le rapprochement mutuel des points d'attache (5), une bascule vers l'arrière de la voilure sur son axe de tangage, soit par conséquence une réduction de son angle d'incidence (A) par rapport au vent.

[0052] De la même manière, le relâchement décalé des lignes de pilotage (7) gauche et droite de l'aile. (1) en vol, provoque le rapprochement mutuel dissymétrique des dits points d'attache (5) selon le plan de symétrie (PS). Il en résulte une bascule plus forte vers l'arrière d'un côté donné de la voilure sur son axe de tangage, et une mise en virage de l'aile du côté de moins fort relâchement d'une ligne de pilotage (7).

[0053] Ainsi, le principe général de fonctionnement de l'invention est la combinaison d'un mouvement de recul vers l'arrière et de rapprochement mutuel des extrémités de l'aile (1), permettant une diminution suffisante de l'angle d'incidence de l'aile par rapport au vent pour empêcher son vol normal et donc sa force de traction. Ce mouvement est opéré par le simple relâchement des lignes de pilotage (7). Cette conséquence est obtenue par la judicieuse disposition des lignes de transfert de charge (15) et des lignes de traction (8) coopérant entre elles, et ce, sans le concours d'aucune poulie ni coulissement d'aucune ligne nécessaire lors de son pilotage courant. Un tel dispositif évite tout système de brides multiples, notamment les bridages dits « en arche », c'est à dire ayant de multiples points d'attache se reprenant successivement les uns sur les autres au bord d'attaque en partant sensiblement du milieu de ce dernier et formant par cette disposition une ligne de jonction segmentée sensiblement en forme d'arche.

[0054] Lorsque le pilote se retrouve dans des conditions aérologiques dans lesquelles il ne pourrait pas tenir et piloter une aile conventionnelle de même surface, l'aile selon l'invention n'offre pas, lorsqu'elle est choquée à son maximum, un comportement plaisant et habituel par le décrochement progressif des filets d'air sur son profil. Elle permet pour autant d'être contrôlée sereinement, mais avertit le pilote que la surface qu'il utilise est trop importante au regard de son poids et des conditions de vent du moment.

[0055] Par ailleurs, dans certaines situations, avant ou

après la navigation, notamment lorsque le pilote est seul pour poser ou décoller son aile, il peut être intéressant d'aller au-delà de la bascule autorisée par le procédé selon l'invention. Dans ces situations, l'aile n'est plus en état de voler normalement comme il a été précédemment décrit mais génère encore une traînée résiduelle ou parasite qu'il peut s'avérer confortable de réduire encore davantage. Ainsi, il est possible d'ajouter au présent dispositif les variantes décrites ci-après :

[0056] Selon les figures 13 et 14, il est également possible d'obtenir un basculement total de l'aile de par la dissociation des lignes de transfert de charge (15) avec les lignes de traction (8). Ces deux paires de lignes collaborent au moyen d'un palan constitué d'un lien (31) et de deux poulies (29) et (30). Le relâchement des lignes de pilotage (7) laisse les lignes de traction (8) opérer une traction supérieure à celles des lignes de transfert (15) de part la disposition du palan. On obtient de ce fait, un basculement complet de l'aile, limité par la mise en butée mutuelle des deux poulies du palan.

[0057] Selon une autre variante illustrée à la figure 16, deux lignes de transfert de charge (15), de longueur adaptée, rejoignent en leur extrémité basse, l'extrémité sommitale d'une première ligne de traction basse (26) en un premier point de jonction tertiaire (12). Par ailleurs, deux lignes de traction (8), rejoignent en leur extrémité basse, l'extrémité sommitale d'une seconde ligne de traction basse (26") en un second point de jonction tertiaire (12"). Les deux lignes de traction basse (26, 26") ainsi décrites sont solidarisées à leur extrémité basse à proximité du pilote qui a la possibilité, par une manoeuvre volontaire de sa part, de ne mobiliser que la ligne (26") reprenant la paire de ligne de transfert de charge (15). Lors de cette manoeuvre, l'aile va ainsi pouvoir se coucher sur le dos tel que décrit figure 12. Par contre, lors des manoeuvres ordinaires et permanentes de pilotage, ces lignes (26), solidarisées entre elles à leurs extrémités basses respectives, ne coulissent pas l'une vis à vis de l'autre, et maintiennent donc parfaitement et fermement l'aile selon sa forme habituelle en situation de vol normale. En complément de cette disposition, il est possible d'adjoindre, à proximité du pilote, un système de largage (37) sur la ligne de traction basse (26) maintenant la paire de lignes de traction (8). Un anneau (non représenté) est solidaire du point (12"), et est traversé par la ligne (26) de sorte que lors du vol normal de l'aile, les points (12 et 12") sont maintenus à proximité immédiate l'un de l'autre, formant en quelque sorte un point de liaison des lignes (15) avec les lignes (8).

[0058] Selon la variante illustrée aux figures 11 et 12), au moins une poulie ou un anneau (32), (33) est intégré dans les brides (16),(17). Cette disposition est notamment utilisée en complément de la précédente. Ainsi, lors du relâchement commandé de la ligne de transfert de charge (15) coopérant avec la paire de lignes de traction (8), le dispositif selon la variante garde une répartition homogène des brides (16) et (17) sur le bord d'attaque (2) et la latte (4), et ce, quelque soit l'angle entre la dite ligne de transfert de charge et la dite latte.

[0059] Selon une autre variante (non représentée), un point de jonction (24) est disposé mobile, au regard de sa latte porteuse, sur un rail ou tout autre dispositif mécanique permettant un déplacement avant / arrière, ledit rail étant lui-même solidaire d'une latte (4) au moyen d'une nervure (25) ou bien de brides (16), (17), (18), (19. Le rail peut également être légèrement rayonné, de sorte à suivre le mouvement de bascule de l'aile en fonction du positionnement de l'axe de tangage. Ce dispositif permet d'obtenir une variation progressive de l'effort de bordé sur la barre de pilotage. En effet, plus l'angle d'incidence augmente lorsque le pilote met en tension ses lignes de pilotage (7), et plus les points de jonction (24) reculent vers le centre d'équilibre de l'aile, soulageant d'autant la charge à appliquer au moyen des dites lignes de pilotage.

Selon la variante de la figure 15, les deux lignes de transfert de charge (15) et les deux lignes de traction (8), de longueurs adaptées, se rejoignent toutes par leurs extrémités basses en un point de jonction tertiaire unique (12) directement connecté à la première ligne de traction basse (26). Cette disposition particulière supprime l'usage des lignes de traction primaire (28).

Selon une variante, la ligne de lobe (14) relie le point d'attache médian avec le point de jonction secondaire (13). Au contraire des lignes de transfert de charge (15) et de traction secondaire (8), cette ligne de lobe n'a pas vocation à supporter une traction permanente. Lorsque le vent est faible, elle n'est pas sollicitée. Au-delà d'une certaine force de traction dans l'ensemble de la voilure, le bord d'attaque (2) tend à se déformer sensiblement dans cette zone comprise entre le point d'attache avant (5) et le point d'attache haut avant (20), et la ligne de lobe (14) empêche toute déformation parasite du bord d'attaque.

Le point de jonction secondaire (13) selon la figure 1, et le point de jonction tertiaire (12, 12") selon la figure 15 ou 16 sont séparés du point d'attache avant (5) correspondant par la ligne de traction (8), dont la longueur est inférieure à l'envergure à plat de l'aile.

Revendications

1. Aile courbe auto-portée, à structure gonflable, <u>pourvue d'un dispositif de bridage</u> comprenant une paire de points d'attache avant de lignes de traction, et une paire de points d'attache arrière de lignes de pilotage, situés de part et d'autre de l'aile respectivement à ses extrémités avant et arrière, et **caractérisée en ce qu'**il comporte de plus

   - au moins une paire de lignes de transfert de charge (15), supportant en continu la majeure partie de l'effort de traction, et disposées de part et d'autre d'un plan médian de symétrie (PS), en étant raccordées à l'aile en une paire de zo-

nes de liaison (Z) délimitées, sur l'extérieure par les 5/10° centraux de l'envergure, sur l'intérieur par les 2/10° centraux de l'envergure, vers l'avant par le bord d'attaque (2), et vers l'arrière par l'axe (X) d'équilibre,
- chaque ligne de transfert de charge (15) coopérant par son extrémité basse, avec un point de jonction (13, 12), raccordé au point d'attache avant (5) respectif de l'aile par l'intermédiaire d'une ligne de traction secondaire (8), l'ensemble étant agencé pour répartir l'effort de traction entre les lignes de transfert de charge (15) et les lignes de traction secondaires (8) en continu et sans intervention du pilote,
- les lignes de transfert de charge (15) étant raccordées à une paire de nervures (25) s'étendant le long de lattes porteuses (4) pour conserver la forme du profil sur la partie concernée de la voilure de l'aile.

2. Aile courbe auto-portée selon la revendication 1, **caractérisée en ce que** les lattes porteuses (4) sont situées de part et d'autre du plan de symétrie (PS) à l'intérieur des zones de liaison (Z) à une distance mutuelle telle, que la partie centrale de la voilure, située entre lesdites lattes, présente une surface suffisante pour permettre à la paire de lignes de transfert de charge (15) de supporter la plus grande partie de l'effort de traction, tout en laissant par ailleurs aux deux autres parties de la
voilure, extérieures aux dites lattes, suffisamment de surface et de bras de levier pour permettre le basculement naturel vers l'arrière de l'aile en vol selon son axe de tangage, lors du relâchement d'une ou des lignes de pilotage (7).

3. Aile courbe auto-portée selon la revendication 1, **caractérisée en ce qu'**il comporte des lignes de pilotage gauche (7a) et droite (7b) dont le relâchement équilibré en vol, provoque le déplacement simultané de la paire de points d'attache avant (5) vers l'arrière et vers l'intérieur, autour de la paire de points jonction (13) respectifs, selon deux segments matérialisés par la paire de ligne de traction (8), entraînant géométriquement une bascule vers l'arrière de ladite aile sur son axe de tangage, et une réduction de son angle d'incidence (A) par rapport au vent.

4. Aile courbe auto-portée selon la revendication 1, **caractérisée en ce qu'**il comporte des lignes de pilotage gauche (7a) et droite (7b) dont le relâchement décalé en vol, entraîne une bascule plus forte vers l'arrière d'un côté donné de l'axe de tangage de la voilure, et une mise en virage de l'aile du côté de moins fort relâchement d'une ligne de pilotage (7).

5. Aile courbe auto-portée selon la revendication 1, **caractérisée en ce que** les deux lignes de transfert de charge (15) et les deux lignes de traction (8) se rejoignent toutes par leurs extrémités basses en un point de jonction tertiaire unique (12) directement connecté à la première ligne de traction basse (26).

Patentansprüche

1. Gebogener selbsttragender Flügel mit aufblasbarer Struktur, versehen mit einer Vorrichtung zum Anflanschen, umfassend ein Paar von vorderen Befestigungspunkten der Zugkraftlinien und ein Paar von hinteren Befestigungspunkten der Steuerungslinien, die sich beiderseits des Flügels, jeweils an seinen vorderen und hinteren Enden befinden, und **dadurch gekennzeichnet, dass** er außerdem folgendes umfasst:

- mindestens ein Paar von Lastumschaltungslinien (15), die ununterbrochen den Großteil der Zugkraft tragen und beiderseits einer Symmetriemittelebene (PS) angeordnet sind, wobei sie mit dem Flügel in einem Paar von Verbindungszonen (Z) verbunden seien, die nach außen durch die zentralen 5/10° der Spannweite, nach innen durch die zentralen 2/10° der Spannweite, nach vom durch die Vorderkante (2) und nach hinten durch die Gleichgewichtsachse (X) eingegrenzt sind,
- wobei jede Lastumschaltungslinie (15) durch ihr unteres Ende mit einem Verbindungspunkt (13, 12) zusammenwirkt, der mit dem jeweiligen vorderen Befestigungspunkt (5) des Flügels über eine sekundäre Zugkraftlinie (8) verbunden ist, wobei die Gesamtheit angeordnet sei, um die Zugkraft auf die Lastumschaltungslinien (15) und auf die sekundären Zugkraftlinien (8) ununterbrochen und ohne Eingriff des Flugzeugführers zu verteilen.
- wobei die Lastumschaltungslinien (15) mit einem Paar von Rippen (25) verbunden sind, die sich entlang Trägerlatten (4) erstrecken, um die Form des Profils auf dem betreffenden Teil der Tragfläche des Flügels beizubehalten.

2. Gebogener selbsttragender Flügel nach Anspruch 1, **dadurch gekennzeichnet, dass** sich die Trägerlatten (4) beiderseits der Symmetrieebene (PS) innerhalb der Verbindungszonen (Z) und in einer solchen beiderseitigen Entfernung befinden, dass der zentrale Teil des Flügels, der sich zwischen den besagten Latten befindet, eine ausreichende Oberfläche aufweist, um dem Paar von Lastumschaltungslinien (15) zu erlauben, den größten Teil der Zugkraft zu tragen, während sie außerdem den beiden anderen Teilen des Flügels, äußerlich der besagten Latten, ausreichend Oberfläche und Hebelarm überlassen, um das natürliche Rückwärtslenken des Flügels

in der Luft nach seiner Querachse bei Freigabe der einen Steuerungslinie oder der Steuerungslinien (7) zu erlauben.

3. Gebogener selbsttragender Flügel nach Anspruch 1, **dadurch gekennzeichnet, dass** sie linke (7a) und rechte (7b) Steuerungslinien umfasst, deren ausgeglichene Freigabe in der Luft die gleichzeitige Verlagerung des Paares der vorderen Befestigungspunkte (5) nach hinten und nach innen, um das Paar von jeweiligen Verbindungspunkten (13) herum, nach zwei Teilabschnitten, die durch das Paar von Zugkraftlinien (8) gebildet sind, verursacht, wobei geometrisch eine Schwenkung nach hinten des besagten Flügels auf seine Querachse und eine Reduzierung seines Einstellwinkels (A) in Bezug auf den Wind bewirkt wird.

4. Gebogener selbsttragender Flügel nach Anspruch 1, **dadurch gekennzeichnet, dass** sie linke (7a) und rechte (7b) Steuerungslinien umfasst, deren versetzte Freigabe in der Luft eine stärkere Schwenkung nach hinten zu einer bestimmten Seite der Querachse des Flügels und einen Kurvenflug des Flügels auf Seiten der weniger starken Freigabe einer Steuerungslinie (7) bewirkt.

5. Gebogener selbsttragender Flügel nach Anspruch 1, **dadurch gekennzeichnet, dass** alle beiden Lastumschaltungslinien (15) und alle beiden Zugkraftlinien (8) durch ihre unteren Enden in einem einzigen tertiären Verbindungspunkt (12), der unmittelbar mit der ersten unteren Zugkraftlinie (26) verbunden ist, zusammenlaufen.

Claims

1. Self-supporting curved wing with inflatable structure, provided with a flanging device, including a pair of front attachment points for traction lines, and a pair of rear attachment points for piloting lines, located on both sides of the wing respectively at its front and rear ends, and **characterized in that** it also includes:

- at least one pair of load-transfer lines (15), supporting continuously most of the tensile force, and arranged on both sides of a median plane of symmetry (PS), being connected to the wing in a pair of connection areas (Z), delimited on the outside by the central 5/10° of the wingspan, on the inside by the central 2/10° of the wingspan, forward by the leading edge (2), and backward by the balance axis (X),
- each load-transfer line (15) cooperating by its lower end with a junction point (13, 12), connected to the corresponding front attachment point (5) of the wing by means of a secondary traction line (8), the whole being arranged so as to distribute the tensile force between the load-transfer lines (15) and the secondary traction lines (8) continuously and without pilot intervention.
- the load-transfer lines (15) being connected to a pair of ribs (25) extending along bearing laths (4) in order to preserve the shape of the profile on the relevant portion of the airfoil.

2. Self-supporting curved wing according to claim 1, **characterized in that** said bearing laths (4) are located on both sides of the plane of symmetry (PS) inside the connection areas (Z) at a mutual distance such that the central portion of the airfoil, located between said laths, has a sufficient surface to allow the pair of load-transfer lines (15) to support the most of the tensile force, yet leaving on the other hand to the two other portions of the airfoil, external with respect to said laths, sufficient surface and lever arm to permit the natural backward tilting of the wing in flight according to its pitching axis, when releasing one or the piloting lines (7).

3. Self-supporting curved wing according to claim 1, **characterized in that** it includes left (7a) and right (7b) piloting lines the balanced release of which in flight causes the simultaneous displacement of the pair of front attachment points (5) backward and toward the inside, about the pair of relevant junction points (13), according to two segments embodied by the pair of traction lines (8), bringing about geometrically a tilting toward the rear portion of said wing on its pitching axis, and a reduction of its angle of incidence (A) with respect to the wind.

4. Self-supporting curved wing according to claim 1, **characterized in that** it includes left (7a) and right (7b) piloting lines the offset release of which in flight brings about a greater backward tilting on a certain side of the pitching axis of the airfoil, and a turning of the wing on the side of lesser release of a piloting line (7).

5. Self-supporting curved wing according to claim 1, **characterized in that** the two load-transfer lines (15) and the two traction lines (8) all join by their lower ends at one single tertiary junction point (12) directly connected to the first lower traction line (26).

Fig 1

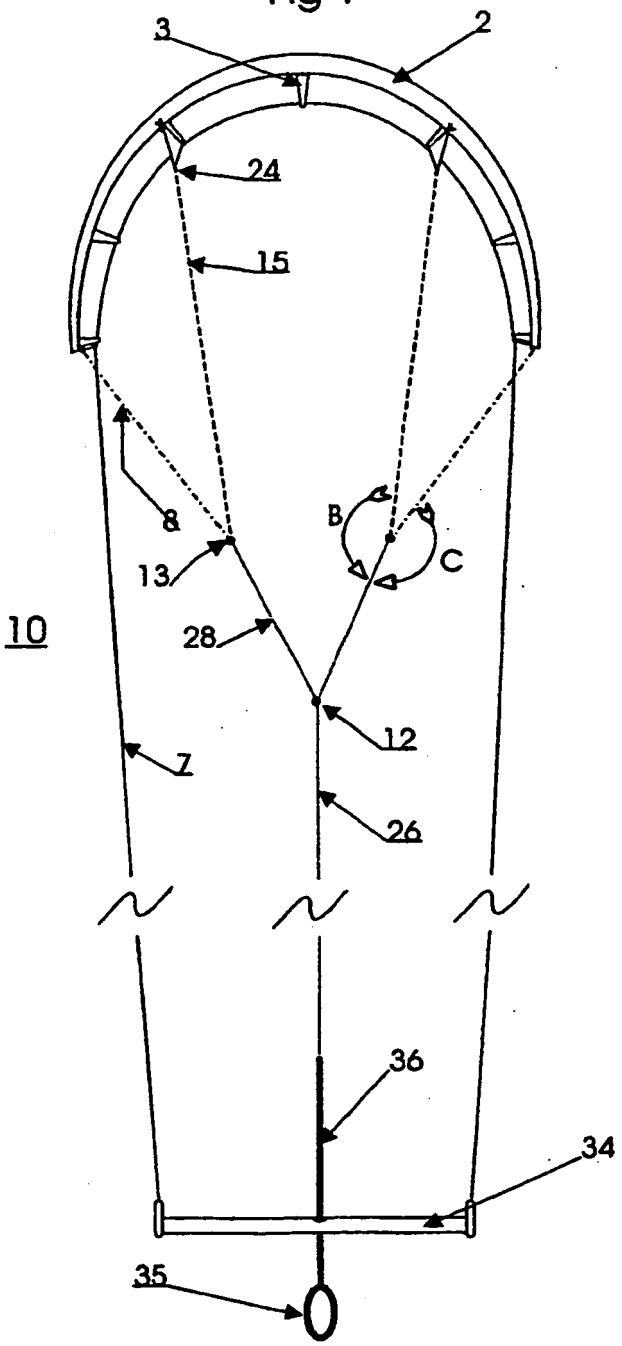


Fig 3

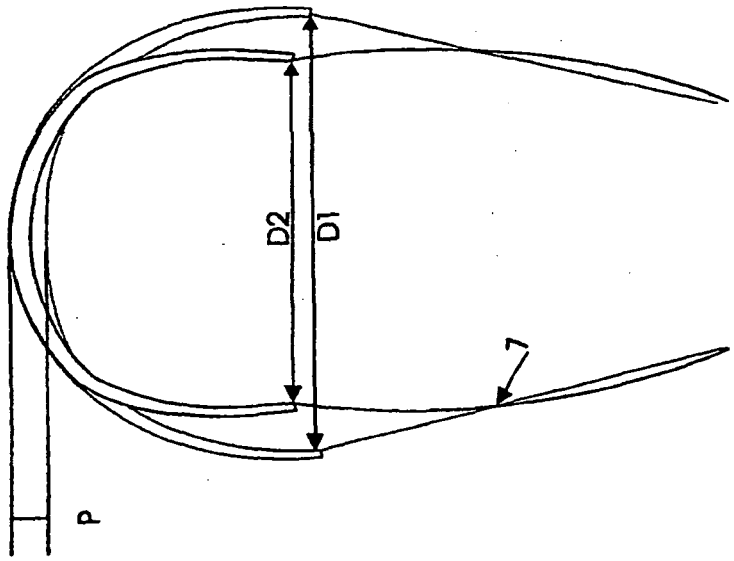


Fig 2

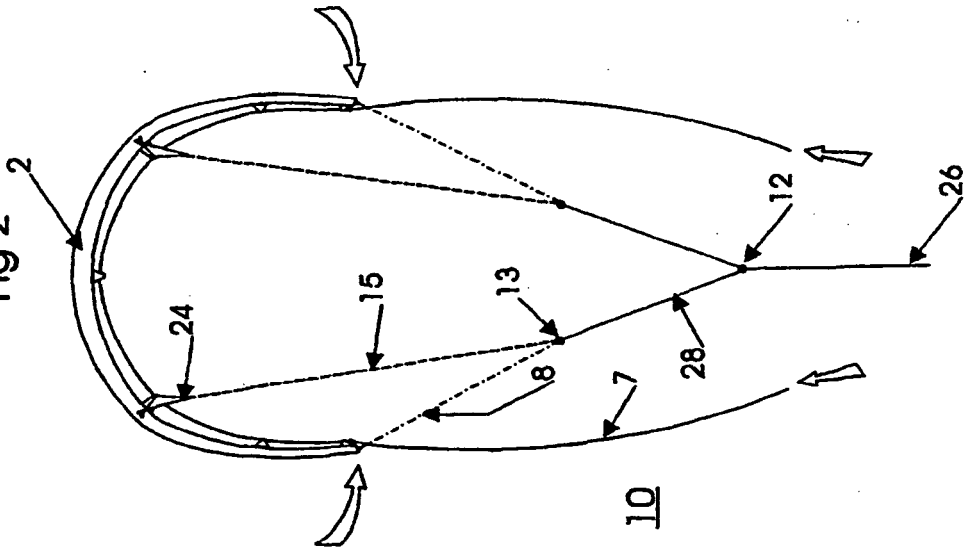


Fig 6

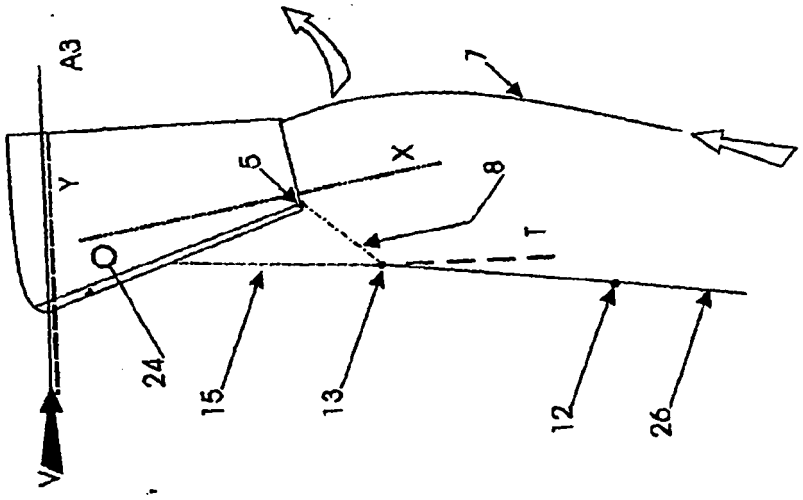


Fig 5

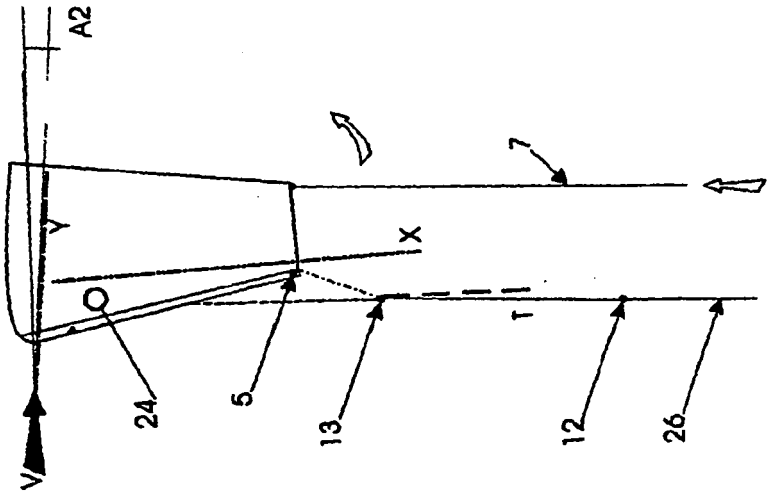
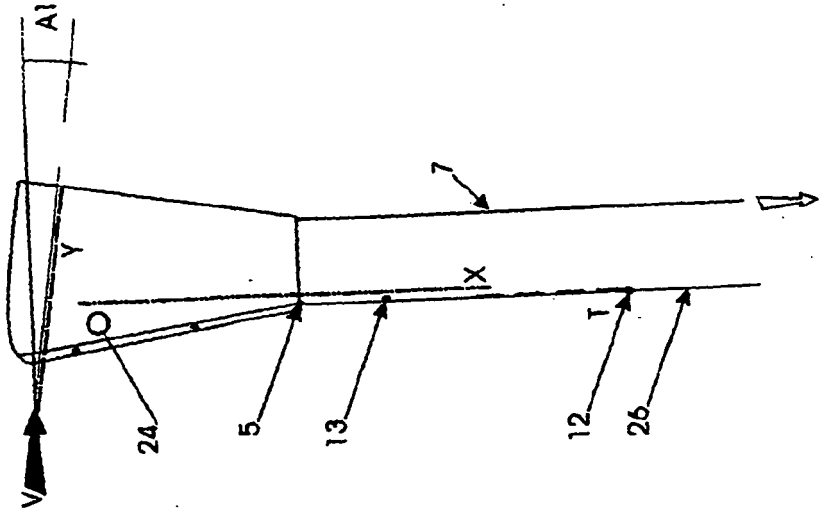


Fig 4



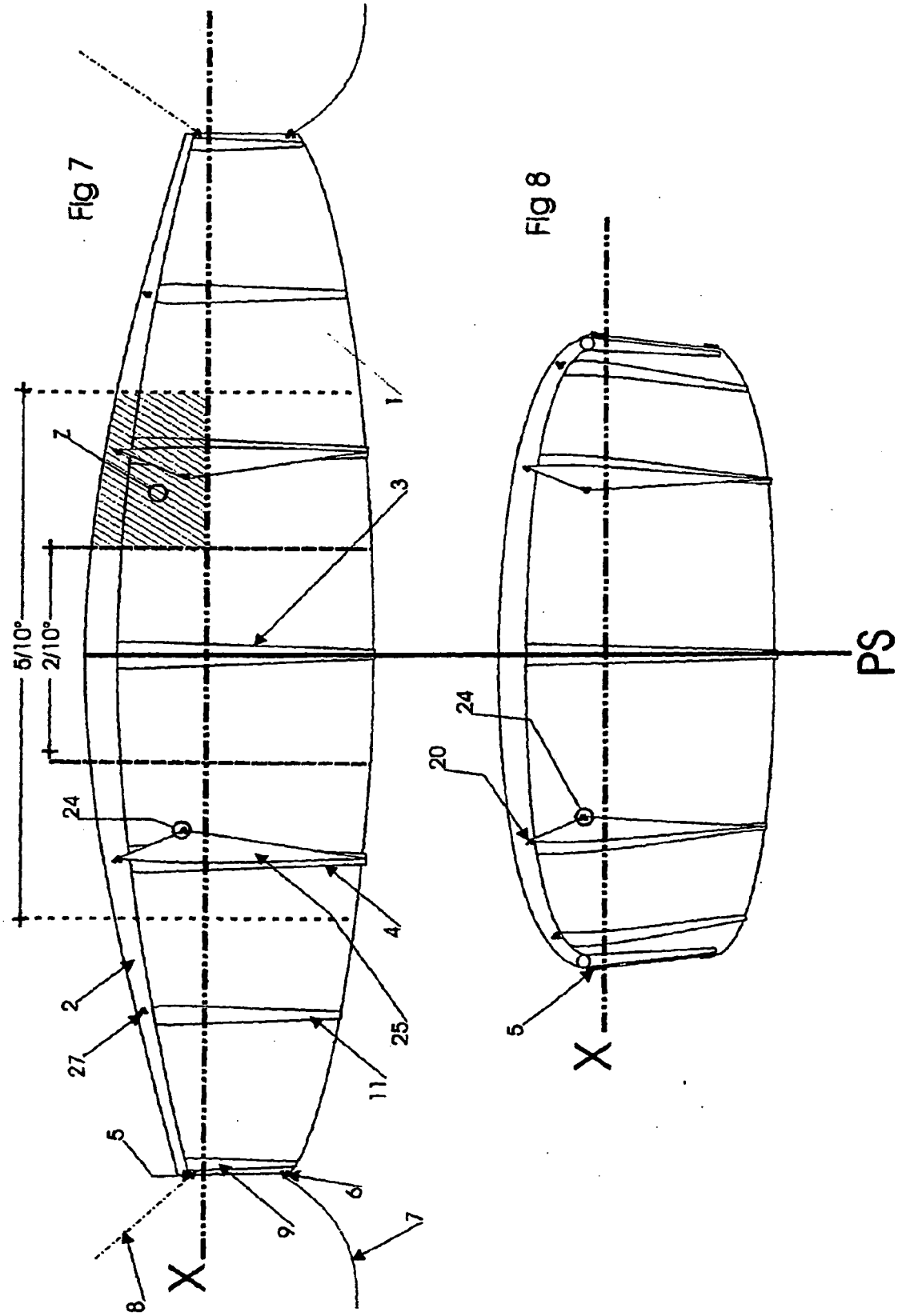


Fig 7
Fig 8
5/10°
2/10°
PS
X
X
1
2
3
4
5
6
7
8
9
11
20
24
25
27

Fig 10

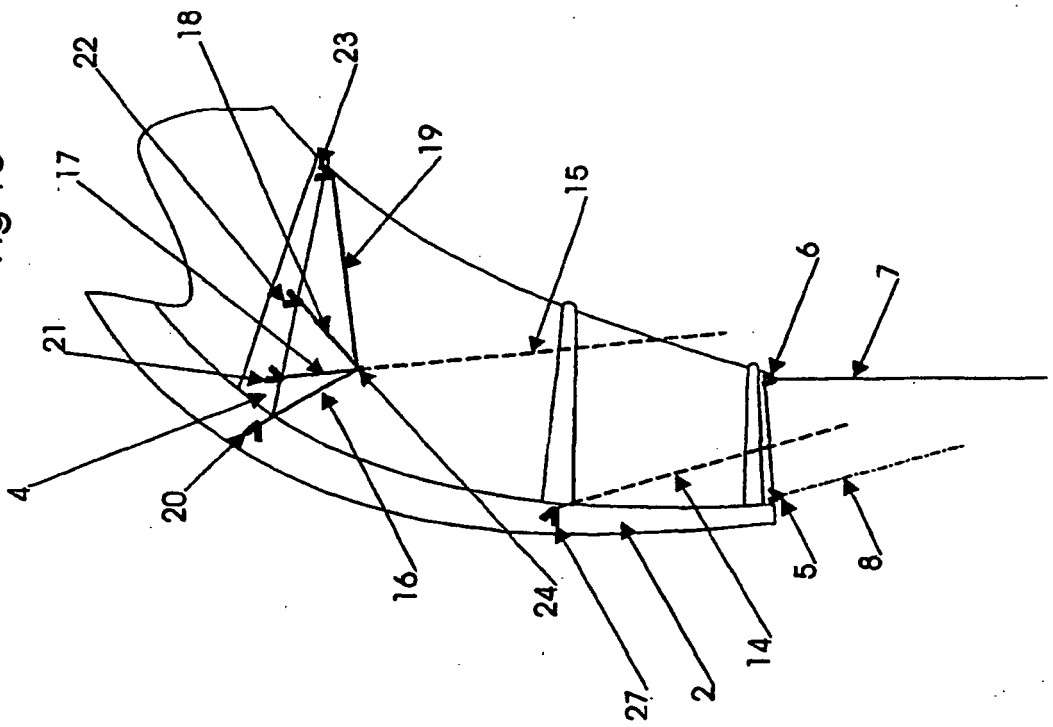


Fig 9

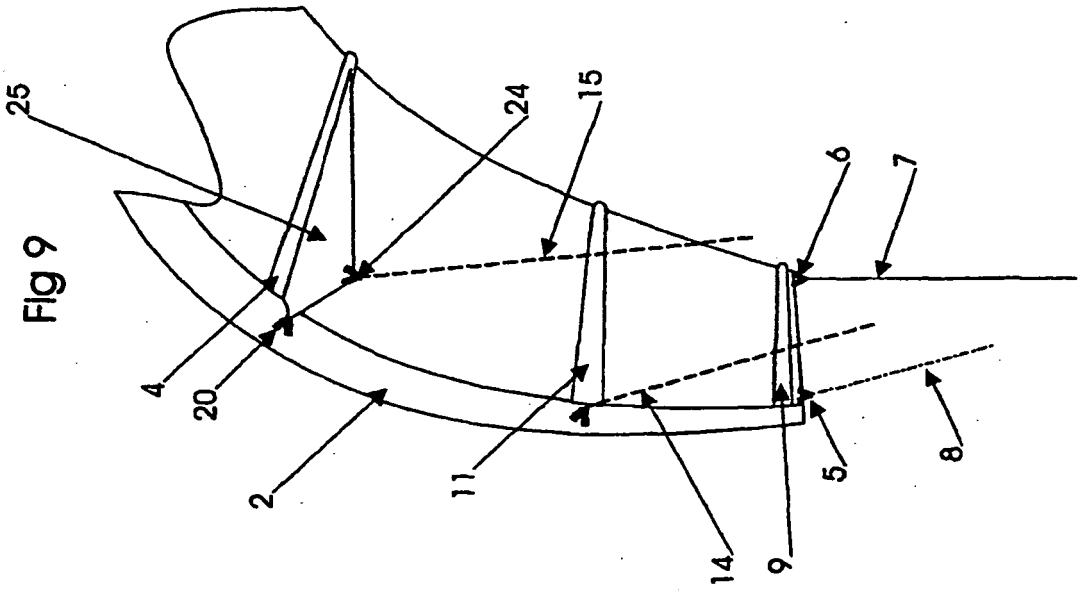


Fig 12

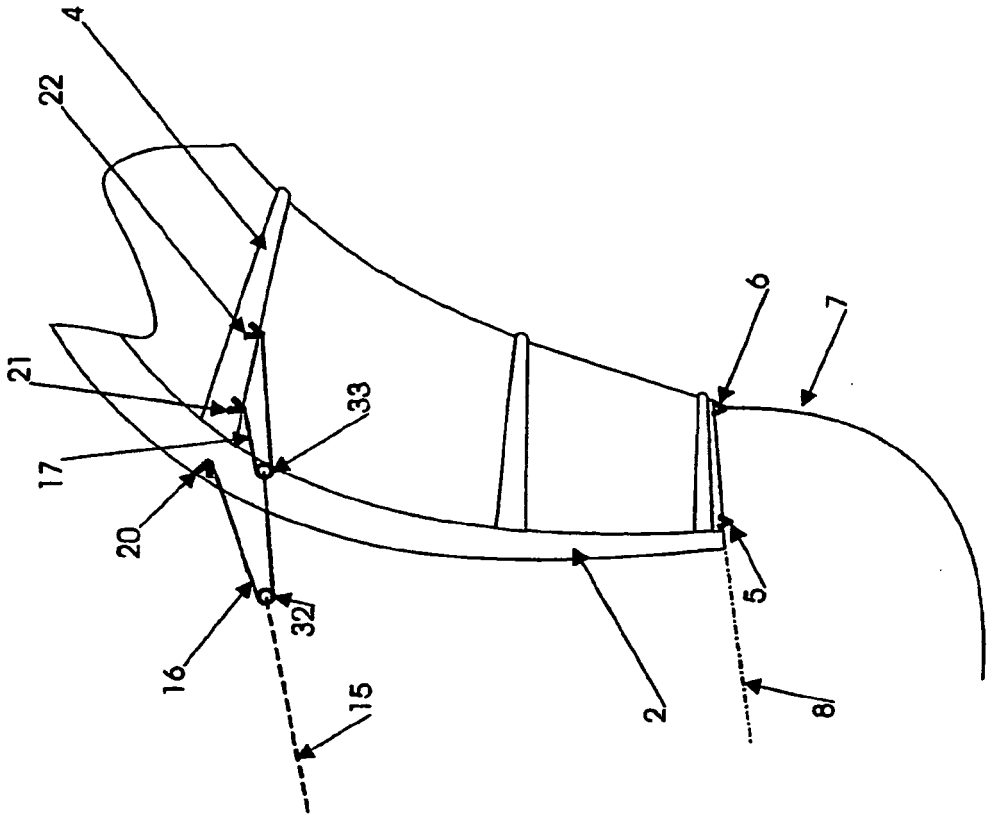


Fig 11

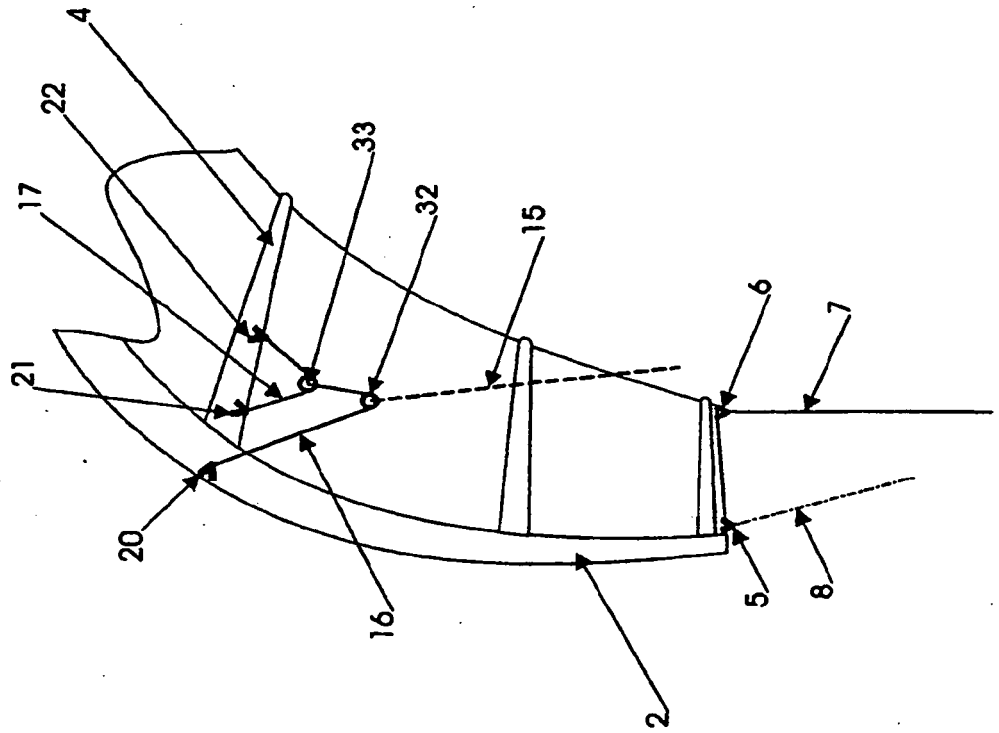


Fig 14

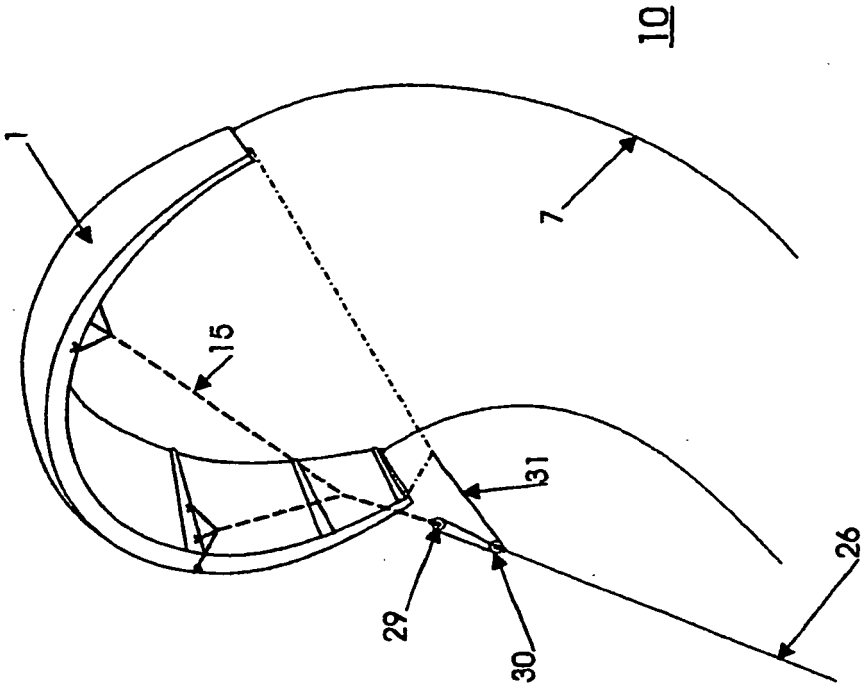


Fig 13

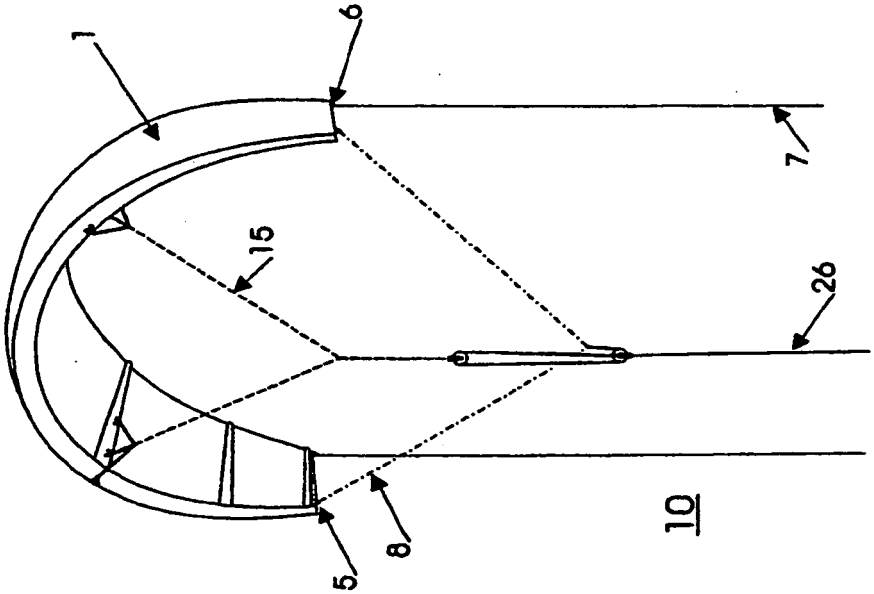


Fig 16

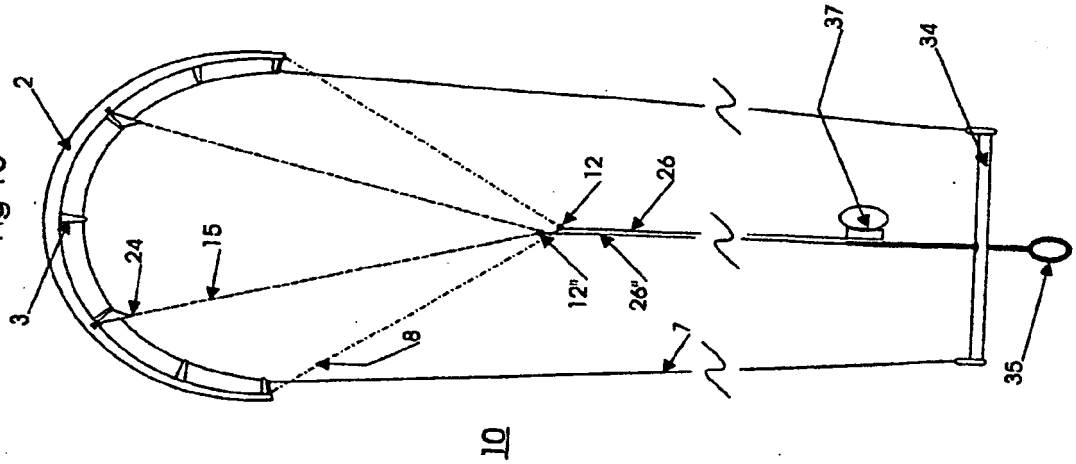
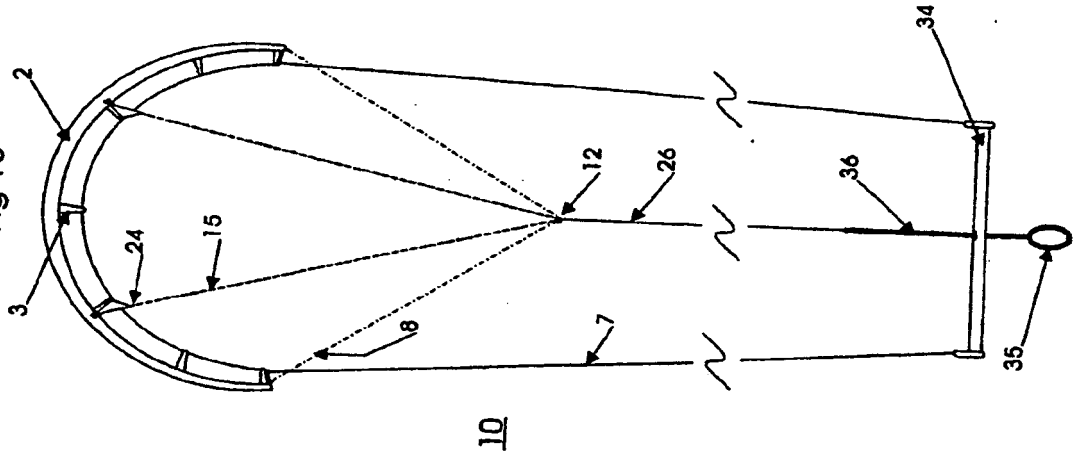


Fig 15



RÉFÉRENCES CITÉES DANS LA DESCRIPTION

Cette liste de références citées par le demandeur vise uniquement à aider le lecteur et ne fait pas partie du document de brevet européen. Même si le plus grand soin a été accordé à sa conception, des erreurs ou des omissions ne peuvent être exclues et l'OEB décline toute responsabilité à cet égard.

Documents brevets cités dans la description

- DE 20320389 U **[0002]**
- US 6869047 A **[0027]**