



(57) **Abrégé(suite)/Abstract(continued):**

aéronef, comprend : un corps cylindrique tubulaire (15) à passage interne ; au moins deux paliers parallèles (20, 21 ), portant ledit corps cylindrique (15) et fixés à ladite structure du fuselage ; et un élément de blocage longitudinal (22) dudit corps cylindrique (15) selon son axe longitudinal, associant ledit corps à ladite structure du fuselage.

(12) DEMANDE INTERNATIONALE PUBLIÉE EN VERTU DU TRAITÉ DE COOPÉRATION  
EN MATIÈRE DE BREVETS (PCT)(19) Organisation Mondiale de la Propriété  
Intellectuelle  
Bureau international(43) Date de la publication internationale  
30 mars 2006 (30.03.2006)

PCT

(10) Numéro de publication internationale  
**WO 2006/032747 A1**(51) Classification internationale des brevets :  
B64D 39/06 (2006.01)(21) Numéro de la demande internationale :  
PCT/FR2005/002209(22) Date de dépôt international :  
6 septembre 2005 (06.09.2005)

(25) Langue de dépôt : français

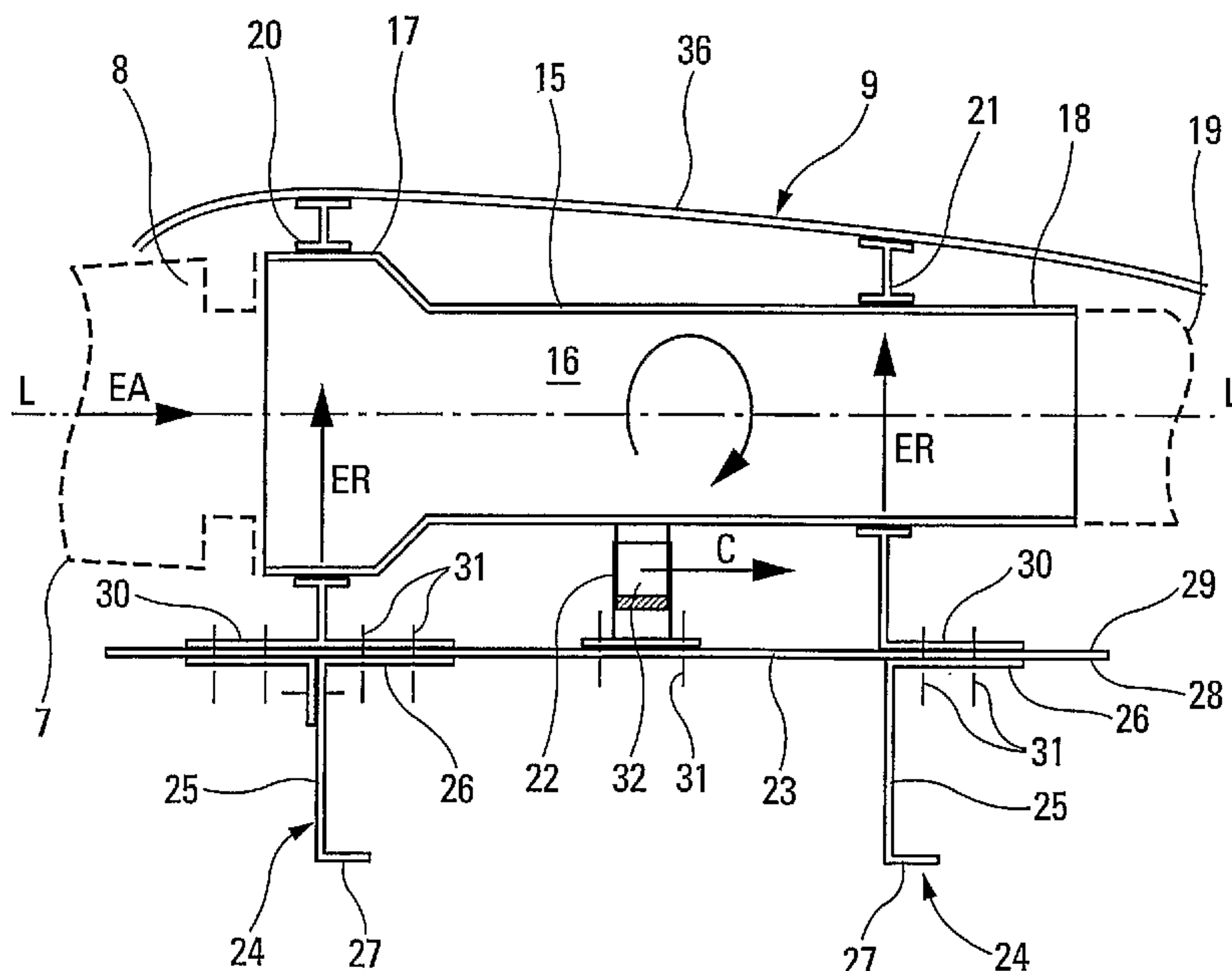
(26) Langue de publication : français

(30) Données relatives à la priorité :  
0409808 16 septembre 2004 (16.09.2004) FR(71) Déposant : AIRBUS FRANCE [FR/FR]; 316, route de  
Bayonne, F-31060 Toulouse (FR).

(72) Inventeur; et

(75) Inventeur/Déposant (pour US seulement) : ARROUY,  
Pascal [FR/FR]; 87, rue Alfred Rambaud, F-31400  
Toulouse (FR).(74) Mandataire : BONNETAT, Christian; Cabinet Bonnetat,  
29, rue de St. Pétersbourg, F-75008 Paris (FR).(81) États désignés (sauf indication contraire, pour tout titre de  
protection nationale disponible) : AE, AG, AL, AM, AT,  
AU, AZ, BA, BB, BG, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CN, CO,  
CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB,  
GD, GE, GH, GM, HR, HU, ID, IL, IN, IS, JP, KE, KG,  
KM, KP, KR, KZ, LC, LK, LR, LS, LT, LU, LV, MA, MD,  
MG, MK, MN, MW, MX, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM,  
PG, PH, PL, PT, RO, RU, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM,  
SY, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN,  
YU, ZA, ZM, ZW.(84) États désignés (sauf indication contraire, pour tout titre  
de protection régionale disponible) : ARIPO (BW, GH,  
GM, KE, LS, MW, MZ, NA, SD, SL, SZ, TZ, UG, ZM,  
ZW), eurasien (AM, AZ, BY, KG, KZ, MD, RU, TJ, TM),  
européen (AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI,  
FR, GB, GR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, NL, PL, PT,

[Suite sur la page suivante]

(54) Title: DEVICE FOR CONNECTING IN FLIGHT AN AIRCRAFT TO A REFUELLING DEVICE OF A TANKER AERO-  
PLANE(54) Titre : DISPOSITIF POUR LE RACCORDEMENT EN VOL D 'UN AERONEF A UN DISPOSITIF DE RAVITAILLE-  
MENT EN CARBURANT D 'UN AVION RAVITAILLEUR

(57) Abstract: The invention concerns a device for connecting in flight an aircraft to a refuelling device of a tanker aeroplane. The invention is characterized in that the support structure (9) carrying the hollow connecting boom fixed to the fuselage structure (5) of said aircraft, comprises: a tubular cylindrical body (15) with internal passage; at least two parallel bearings (20, 21) carrying said cylindrical body (15) and fixed to said fuselage structure; and an element (22) longitudinally locking said cylindrical body (15) along its longitudinal axis, associating said body to said fuselage structure.

[Suite sur la page suivante]

WO 2006/032747 A1

**WO 2006/032747 A1**

RO, SE, SI, SK, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

**Publiée :**

- avec rapport de recherche internationale
- avant l'expiration du délai prévu pour la modification des revendications, sera republiée si des modifications sont reçues

*En ce qui concerne les codes à deux lettres et autres abréviations, se référer aux "Notes explicatives relatives aux codes et abréviations" figurant au début de chaque numéro ordinaire de la Gazette du PCT.*

---

**(57) Abrégé :** Dispositif pour le raccordement en vol d'un aéronef à un dispositif de ravitaillement en carburant d'un avion ravitailleur. Selon l'invention, la structure de support (9) portant la perche de raccordement, creuse et fixée à la structure de fuselage (5) dudit aéronef, comprend : un corps cylindrique tubulaire (15) à passage interne ; au moins deux paliers parallèles (20, 21), portant ledit corps cylindrique (15) et fixés à ladite structure du fuselage ; et un élément de blocage longitudinal (22) dudit corps cylindrique (15) selon son axe longitudinal, associant ledit corps à ladite structure du fuselage.

## DISPOSITIF POUR LE RACCORDEMENT EN VOL D'UN AERONEF A UN DISPOSITIF DE RAVITAILLEMENT EN CARBURANT D'UN AVION RAVITAILLEUR

La présente invention concerne un dispositif pour le raccordement en vol d'un aéronef à un dispositif de ravitaillement en carburant d'un avion ravitailleur.

5 Ces dispositifs de raccordement équipent notamment les avions militaires tels que certains avions de chasse ou de transport de troupes et/ou de matériels, ainsi que des hélicoptères, qui, pour mener à bien leur mission, doivent être ravitaillés en carburant durant leur vol.

10 Le ravitaillement en carburant s'effectue à partir d'un avion ravitailleur sur lequel est prévu au moins un dispositif de raccordement comportant un tuyau de ravitaillement ou analogue en communication fluïdique avec au moins un réservoir concerné de l'avion ravitailleur et qui, après connexion avec le dispositif de raccordement de l'avion à ravitailler, assure le transfert de carburant du ou des réservoirs de l'avion ravitailleur vers le ou les réservoirs de l'avion ravitaillé.

15 Bien entendu, l'avion ravitailleur peut être lui-même équipé d'un dispositif de raccordement pour être, à son tour, ravitaillé en carburant en vol à partir d'un autre avion ravitailleur.

Les dispositifs de raccordement actuellement utilisés à bord des aéronefs ravitaillés comprennent généralement :

- 20 – une perche de raccordement fixe, creuse et apte à coopérer par son extrémité distale avec le dispositif de ravitaillement de l'avion ravitailleur ; et
- une structure de support, fixée à la structure de l'aéronef ravitaillé, notamment en partie haute et à l'avant du fuselage dans son plan longitudinal de symétrie, ladite structure de support servant de base fixe à la
- 25 dite perche et étant pourvue d'un passage interne permettant de relier

l'extrémité proximale de la perche de raccordement à un réservoir à remplir dudit aéronef ravitaillé.

Compte tenu des efforts engendrés sur la perche de raccordement au moment de la connexion avec le tuyau du dispositif de ravitaillement et  
5 durant le transfert du carburant, la structure de support qui reprend et encaisse les efforts (forces et moments) transmis par la perche, est conçue rigidement.

Selon un premier mode de réalisation connu, la structure de support comporte un corps de révolution à passage interne et trois supports  
10 portant le corps. Plus particulièrement, à la face avant du corps est reliée l'extrémité proximale de la perche de raccordement, tandis que la face arrière dudit corps est reliée à une tuyauterie fluïdique pour amener le carburant circulant dans le passage interne du corps, au réservoir. Les trois supports répartis le long du corps sont, d'une part, fixés à celui-ci et,  
15 d'autre part, reposent extérieurement sur la peau du fuselage en étant également fixés à des cadres structuraux transversaux du fuselage, situés intérieurement par rapport à la peau, par l'intermédiaire d'organes de fixation.

Les trois supports constituent alors des liaisons encastées vis-à-vis des cadres ayant pour but de transmettre les efforts dans les cadres,  
20 tandis que le corps de révolution s'oppose au moment de flexion imposé par la perche.

Selon un second mode de réalisation également connu, la structure de support de la perche se compose également de trois supports fixés aux  
25 cadres structuraux du fuselage par l'intermédiaire de la peau et reliés fixement entre eux par des plaques de façon à définir une structure du type à caisson, très rigide dont l'intérieur forme le passage interne. La perche de raccordement est fixée, par son extrémité proximale, au support avant de la structure à caisson. Ce mode de réalisation permet d'abaisser

l'intensité des contraintes dans l'encastrement avec la structure de l'avion, mais a pour inconvénient d'ajouter un nœud rigide et quasi-indéformable sur le fuselage.

5 Bien qu'ils soient largement utilisés, ces dispositifs de raccordement présentent néanmoins des inconvénients, principalement en raison de leur rigidité.

10 En effet, si ces solutions encastrees permettent de reprendre efficacement les efforts s'exerçant sur la perche de raccordement et transmis par celle-ci durant sa connexion au dispositif de ravitaillement de l'avion ravitailleur, elles perturbent en revanche la structure environnante de l'avion ravitaillé, qui ne peut pas évoluer de façon optimale car tous les déplacements susceptibles de se produire sont bloqués à proximité de l'encastrement. En conséquence, comme la structure du fuselage est conçue pour pouvoir "respirer" durant le vol à la suite des variations de  
15 pression entre l'intérieur de l'avion et le milieu extérieur, le fait d'empêcher ces déplacements par la rigidité de la liaison "structure de support - structure du fuselage" peut conduire à l'apparition de criques dans celles-ci. Une solution consiste alors à renforcer la zone de la structure concernée afin de diminuer le niveau des contraintes, mais cela alourdit l'ensem-  
20 ble et rigidifie encore plus ladite zone, de sorte que la structure surdimensionnée encaisse davantage d'effort et que de nouvelles criques apparaissent.

25 Par exemple, les cadres structuraux ont une section transversale en C pour résister à la pression. Ainsi, l'âme de chaque cadre, perpendiculaire à la peau du fuselage, travaille en cisaillement et son aile inférieure ou talon permet d'éviter le gauchissement ou le déversement de l'âme, son aile supérieure étant fixée au support respectif par des fixations et la peau du fuselage. Si les efforts radiaux introduits par la perche dans la structure de support sont bien repris par l'âme de chaque support, en re-

vanche, l'effort axial impose un moment secondaire au cadre qui tend à entraîner le gauchissement de l'âme. Un renfort est alors adossé à l'âme pour rigidifier chaque support mais cette solution entraîne alors une augmentation du poids et l'augmentation de la rigidification entraîne l'apparition de criques.

La présente invention a pour but de remédier à ces inconvénients et concerne un dispositif de raccordement dont la conception de la structure de support permet notamment d'éviter la déformation des cadres, l'apparition de criques et l'utilisation de nombreux renforts.

10 A cette fin, selon un mode de réalisation de l'invention, on prévoit un dispositif de raccordement pour le ravitaillement en carburant, en vol, d'un aéronef ravitaillé, tel qu'un avion, à partir d'un avion ravitailleur pourvu d'un dispositif de ravitaillement, ledit dispositif de raccordement pouvant être porté par ledit aéronef ravitaillé et comportant :

- une perche de raccordement fixe pouvant être fixée en saillie à l'avant dudit aéronef ravitaillé, ladite perche étant creuse et apte à coopérer avec ledit dispositif de ravitaillement dudit avion ravitailleur ; et
- une structure de support, pouvant être fixée à la structure de fuselage dudit aéronef ravitaillé et servant de base rigide à ladite perche de raccordement, ladite structure de support étant pourvue d'un passage interne en

20

caractérisé en ce que ladite structure de support comprend :

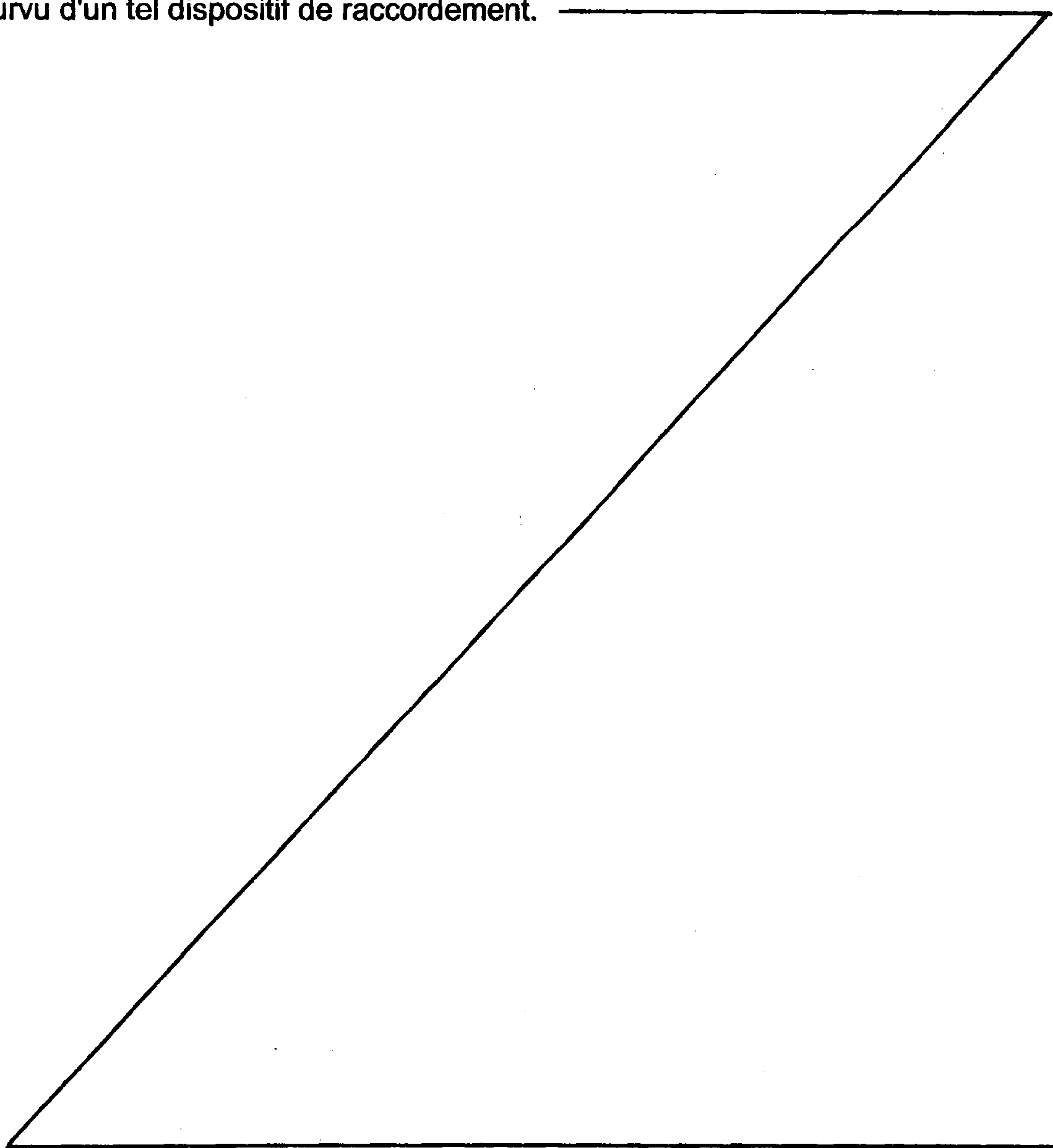
- un corps cylindrique tubulaire dont l'axe longitudinal peut être disposé parallèlement au fuselage dudit aéronef ravitaillé, ledit corps cylindrique comportant ledit passage interne ;
- au moins deux paliers parallèles entourant avec ajustement ledit corps cylindrique, respectivement à l'avant et à l'arrière de celui-ci, lesdits paliers pouvant être fixés à ladite structure du fuselage, et aptes à

4a

reprendre les efforts radiaux appliqués audit corps cylindrique et engendrés et transmis par ladite perche de raccordement ; et

- un élément de blocage longitudinal dudit corps cylindrique selon son axe longitudinal apte à associer ledit corps cylindrique à ladite structure du fuselage et apte à reprendre les efforts axiaux appliqués audit corps cylindrique et engendrés et transmis par ladite perche de raccordement.

La présente invention concerne aussi dans un autre aspect un aéronef pourvu d'un tel dispositif de raccordement.



Ainsi, en lieu et place de liaisons par encastrement de la structure de support du dispositif à la structure du fuselage qui transmettent indifféremment tous les efforts à la structure du fuselage et entraînent des déformations et l'apparition de criques sur celle-ci, la réalisation de la structure de support selon l'invention sous la forme d'un corps cylindrique tubulaire fixé, d'une part, par des paliers et, d'autre part, par un élément de blocage longitudinal permet de dissocier les efforts transmis par la perche de raccordement sur la structure du fuselage et d'éviter les inconvénients précités.

En effet, les paliers agissent comme des centrages courts capables de reprendre les efforts radiaux transmis par la perche au corps tubulaire tout en autorisant les rotations et, de façon limitée, les débattements angulaires permettant de suivre au mieux les mouvements de la perche, de sorte que les âmes des cadres structuraux parallèles auxdits paliers travaillent avantageusement et seulement dans leur plan et ainsi ne se déforment pas. L'élément de blocage longitudinal est quant à lui prévu pour empêcher le déplacement longitudinal et reprendre ainsi les efforts axiaux parallèles à la perche.

De préférence, lesdits paliers sont respectivement situés au droit des âmes des cadres transversaux de ladite structure du fuselage et fixés à ceux-ci par l'intermédiaire de la peau dudit fuselage, de sorte que les âmes des cadres, dans le même plan que les paliers, travaillent de façon optimale.

En particulier, lesdits paliers sont agencés sensiblement au voisinage des extrémités dudit corps cylindrique tubulaire et ledit élément de blocage longitudinal est situé entre lesdits paliers. Pour obtenir une telle liaison par centrage court, lesdits paliers ont une largeur relativement étroite comparativement à leur diamètre interne recevant, avec ajustement, ledit corps cylindrique tubulaire. De préférence, le rapport entre le

diamètre interne et la largeur de chaque palier est de l'ordre de 10. Par exemple, les paliers peuvent être lisses ou à articulation élastique ou sphérique.

Dans un mode préféré de réalisation, ledit élément de blocage longitudinal comporte avantageusement au moins une plaque mince formant un voile, disposée selon le plan longitudinal vertical dudit corps, orthogonalement auxdits paliers, et reliant ledit corps à la peau de la structure du fuselage. On remarque que la plaque mince ainsi agencée, directement liée à la peau du fuselage, travaille en cisaillement et évite d'introduire un moment secondaire dans la structure du fuselage.

Les figures du dessin annexé feront bien comprendre comment l'invention peut être réalisée. Sur ces figures, des références identiques désignent des éléments semblables.

La figure 1 montre schématiquement le ravitaillement en vol d'un avion à ravitailler équipé d'un dispositif de raccordement selon l'invention par l'intermédiaire du dispositif de ravitaillement d'un avion ravitailleur.

La figure 2 est une vue schématique en coupe longitudinale du dispositif de raccordement.

La figure 3 montre en perspective schématique le rapport dimensionnel entre l'un desdits paliers et le corps cylindrique dudit dispositif.

La figure 4 est un exemple de réalisation dudit dispositif de raccordement.

L'avion ravitaillé 1, représenté sur la figure 1, est équipé d'un dispositif de raccordement 2 apte à coopérer avec un dispositif de ravitaillement 3 prévu dans l'avion ravitailleur 4. Pour cela, le dispositif de raccordement 2 est situé à l'avant de la structure de fuselage 5 de l'avion ravitaillé 1 sensiblement dans son plan longitudinal de symétrie et au-dessus de la cabine de pilotage 6 et il comporte une perche de raccordement 7, fixe et creuse, faisant saillie de l'avant du fuselage et accouplée rigide-

ment et avec étanchéité, par son extrémité proximale 8, à une structure de support 9. Celle-ci est solidaire de la structure du fuselage 5 et en communication fluïdique avec un réservoir à remplir (non représenté). Cette structure de support 9 constitue ainsi une base fixée au fuselage 5 pour la fixation de la perche 7. Le dispositif de ravitaillement 3 est situé, dans le présent exemple, sous l'arrière du fuselage 10 de l'avion ravitailleur 4 et il comporte, par exemple, un tuyau de ravitaillement 11 issu d'une nacelle ou d'un treuil (non représenté) dans ledit fuselage 10. Le tuyau 11 se termine par un panier conique 12 de guidage, facilitant l'introduction et la connexion de l'extrémité distale 14 de la perche de raccordement 7.

Bien que l'on ait représenté sur la figure 1 un avion de transport 1 comme avion à ravitailler, il va de soi que le dispositif de raccordement 2 pourrait être monté sur d'autres types d'avions, tels que des avions de chasse.

Comme le montre la figure 2, la structure de support ou base portante 9 du dispositif de raccordement 2 se présente sous la forme d'un corps cylindrique tubulaire 15, à passage interne axial traversant 16 pour le transfert du carburant, l'axe longitudinal L-L du corps tubulaire étant sensiblement parallèle au fuselage 5 de l'avion 1. L'extrémité transversale avant 17 du corps reçoit fixement l'extrémité proximale 8 de la perche de raccordement 7, tandis que son extrémité transversale arrière 18 est raccordée de façon étanche à une tuyauterie de liaison 19 partiellement représentée en traits pointillés menant audit réservoir à remplir.

La structure de support 9 est liée à la structure du fuselage 5 et, pour cela, elle comporte avantageusement deux paliers parallèles 20, 21 entourant, avec ajustement, le corps cylindrique tubulaire 15 et fixés à la structure du fuselage 5, et un élément de blocage longitudinal 22 du corps fixé à ladite structure du fuselage.

Plus particulièrement, la structure du fuselage 5 de l'avion se compose principalement d'une peau métallique 23 constituant le revêtement du fuselage, et de cadres structuraux rigides 24 disposés transversalement le long de la peau, sous celle-ci. Ces cadres 24 ont une section transversale sensiblement en C et comportent chacun, comme on l'a indiqué précédemment, une âme verticale 25 terminée, d'un côté, par une semelle horizontale 26 coopérant avec la face interne 28 de la peau et, de l'autre côté, par un talon 27 sensiblement parallèle à la semelle et tourné vers l'intérieur du fuselage 5. Des revêtements internes non représentés sont appliqués et fixés aux talons des cadres.

Les deux paliers 20 et 21 portant le corps tubulaire 15 sont agencés de façon à se trouver au droit des âmes 25 des deux cadres concernés 24, en étant situés approximativement au niveau des extrémités respectives avant et arrière 17, 18 du corps. Pour leur fixation au fuselage, chaque palier 20, 21 se termine par une base 30 qui repose sur la face externe 29 de la peau 23, et des moyens de fixation 31 (tels que des boulons, des rivets, ou autres) symbolisés par leur axe géométrique, réunissent rigidement la semelle 26, la peau 23 et la base 30 de chaque palier 20, 21 à travers des trous ménagés en regard dans celles-ci.

Ces deux paliers 20, 21 ainsi disposés constituent des centrages courts qui ont pour but de reprendre les efforts radiaux ER engendrés et transmis par la perche de raccordement 7 lors de sa connexion au tuyau de ravitaillement 11, tout en autorisant les rotations. Ainsi, cela a pour effet de faire travailler normalement chaque cadre 24 suivant son âme 25, c'est-à-dire dans son plan sans introduire d'autres efforts et/ou moments, et d'éviter tout gauchissement ou déversement des cadres et, de là, l'apparition de criques. Et cela, d'autant plus que l'âme de chaque cadre se trouve dans le prolongement de son palier, dans le même plan vertical sur la figure 2. Pour réaliser cette liaison par centrage court, le rapport entre la

largeur L des paliers 20, 21 et le diamètre externe D du corps tubulaire 15 doit être significatif, par exemple égal à 10, comme le montre la figure 3. Par exemple, les paliers peuvent être lisses ou à articulation élastique ou sphérique autorisant des débattements angulaires limités.

5           Quant à l'élément de blocage longitudinal 22, destiné à reprendre les efforts axiaux EA issus de la perche selon l'axe L-L du corps tubulaire 15, il se présente sous la forme d'une plaque mince ou voile 32, comme le montre sa section transversale sur la figure 2. Cette plaque mince 32 relie le corps tubulaire 15 à la peau 23 du fuselage 5 par des moyens de fixation 31 et elle est située entre les paliers 20 et 21, avantageusement dans  
10 le plan longitudinal vertical de symétrie du fuselage 5, c'est-à-dire du corps tubulaire 15, de sorte qu'elle peut reprendre des efforts axiaux importants sans subir de déformation. Sous l'action de ces efforts, la plaque 32 travaille en cisaillement C repris normalement et directement par la  
15 peau dans son plan sans induire de moment secondaire.

Ainsi, grâce à la réalisation de la structure de support 9, les efforts transmis par la perche sont dissociés et décomposés en efforts radiaux repris par les paliers 20, 21 et en efforts axiaux repris par la plaque mince 32.

20           La figure 4 est une réalisation pratique du dispositif de raccordement 1, sur laquelle on voit que les extrémités avant 17 et arrière 18 du corps tubulaire 15 comprennent des raccords respectifs 33, 34 dans lesquels sont reçus fixement et avec étanchéité la perche de raccordement 7 d'une part et, d'autre part, la tuyauterie de carburant (non représentée)  
25 menant au réservoir à remplir, permettant le transfert du carburant de l'avion ravitailleur 4 au réservoir de l'avion ravitaillé 1 à travers le tuyau 11, la perche 7, le passage axial 16 du corps et la tuyauterie 19. Par ailleurs, une patte 35 pour la reprise de la plaque mince 32 fait saillie du corps cylindrique tubulaire 15, du côté de l'extrémité arrière 18.

En outre, comme le montrent notamment les figures 1 et 2, le dispositif de raccordement 2 comporte un carénage de protection 36 enveloppant le corps tubulaire 15, les paliers 20, 21 et les extrémités proximales de la perche 7 et de la tuyauterie 19, et s'appliquant contre la peau  
5 du fuselage.

**REVENDEICATIONS:**

1. Dispositif de raccordement (7, 9) pour le ravitaillement en carburant, en vol, d'un aéronef ravitaillé (1), tel qu'un avion, à partir d'un avion ravitailleur (4) pourvu d'un dispositif de ravitaillement (3, 11, 12), ledit dispositif de raccordement (7, 9) pouvant être porté par ledit aéronef ravitaillé (1) et comportant :

- une perche de raccordement fixe (7) pouvant être fixée en saillie à l'avant dudit aéronef ravitaillé (1), ladite perche (7) étant creuse et apte à coopérer avec ledit dispositif de ravitaillement (3, 11, 12) dudit avion ravitailleur (4); et
- une structure de support (9), pouvant être fixée à la structure de fuselage (5) dudit aéronef ravitaillé (1) et servant de base rigide à ladite perche de raccordement (7), ladite structure de support étant pourvue d'un passage interne (16) en communication avec ladite perche de raccordement (7),

caractérisé en ce que ladite structure de support (9) comprend :

- un corps cylindrique tubulaire (15) dont l'axe longitudinal (L-L) peut être disposé parallèlement au fuselage (5) dudit aéronef ravitaillé (1), ledit corps cylindrique (15) comportant ledit passage interne ;
- au moins deux paliers parallèles (20, 21) entourant avec ajustement ledit corps cylindrique (15), respectivement à l'avant et à l'arrière de celui-ci, lesdits paliers pouvant être fixés à ladite structure du fuselage, et aptes à reprendre les efforts radiaux (ER) appliqués audit corps cylindrique (15) et engendrés et transmis par ladite perche de raccordement (7) ; et
- un élément de blocage longitudinal (22) dudit corps cylindrique (15) selon son axe longitudinal (L-L) apte à associer ledit corps cylindrique à ladite structure du fuselage et apte à reprendre les efforts axiaux appliqués audit corps cylindrique (15) et engendrés et transmis par ladite perche de raccordement (7).

2. Dispositif selon la revendication 1, caractérisé en ce que lesdits paliers (20, 21) peuvent respectivement être situés au droit des âmes (25) des cadres

transversaux (26) de ladite structure du fuselage (5) et peuvent être fixés à ceux-ci par l'intermédiaire de la peau (23) dudit fuselage.

3. Dispositif selon l'une des revendications 1 ou 2, caractérisé en ce que lesdits paliers (20, 21) sont agencés sensiblement au voisinage des extrémités (17, 18) dudit corps cylindrique tubulaire (15), et ledit élément de blocage longitudinal (22) est situé entre lesdits paliers.

4. Dispositif selon l'une des revendications 1 à 3, caractérisé en ce que lesdits paliers (20, 21) ont une largeur relativement étroite comparativement à leur diamètre interne recevant, avec ajustement, ledit corps cylindrique tubulaire.

10 5. Dispositif selon la revendication 4, caractérisé en ce que le rapport entre le diamètre interne et la largeur de chaque palier est de l'ordre de 10.

6. Dispositif selon l'une quelconque des revendications 1 à 5, caractérisé en ce que lesdits paliers (20, 21) sont lisses ou à articulation élastique et sphérique.

7. Dispositif selon l'une quelconque des revendications 1 à 6, caractérisé en ce que ledit élément de blocage longitudinal (22) comporte au moins une plaque mince (32) formant un voile, disposée selon le plan longitudinal vertical dudit corps, orthogonalement auxdits paliers (20, 21), et reliant ledit corps (15) à la peau de la structure du fuselage (5).

20 8. Aéronef (1) apte à être ravitaillé en carburant en vol, à partir d'un avion ravitailleur (4) pourvu d'un dispositif de ravitaillement (3, 11, 12), caractérisé en ce qu'il comporte un dispositif de raccordement (7, 9) tel que spécifié sous l'une quelconque des revendications 1 à 7.



2/2

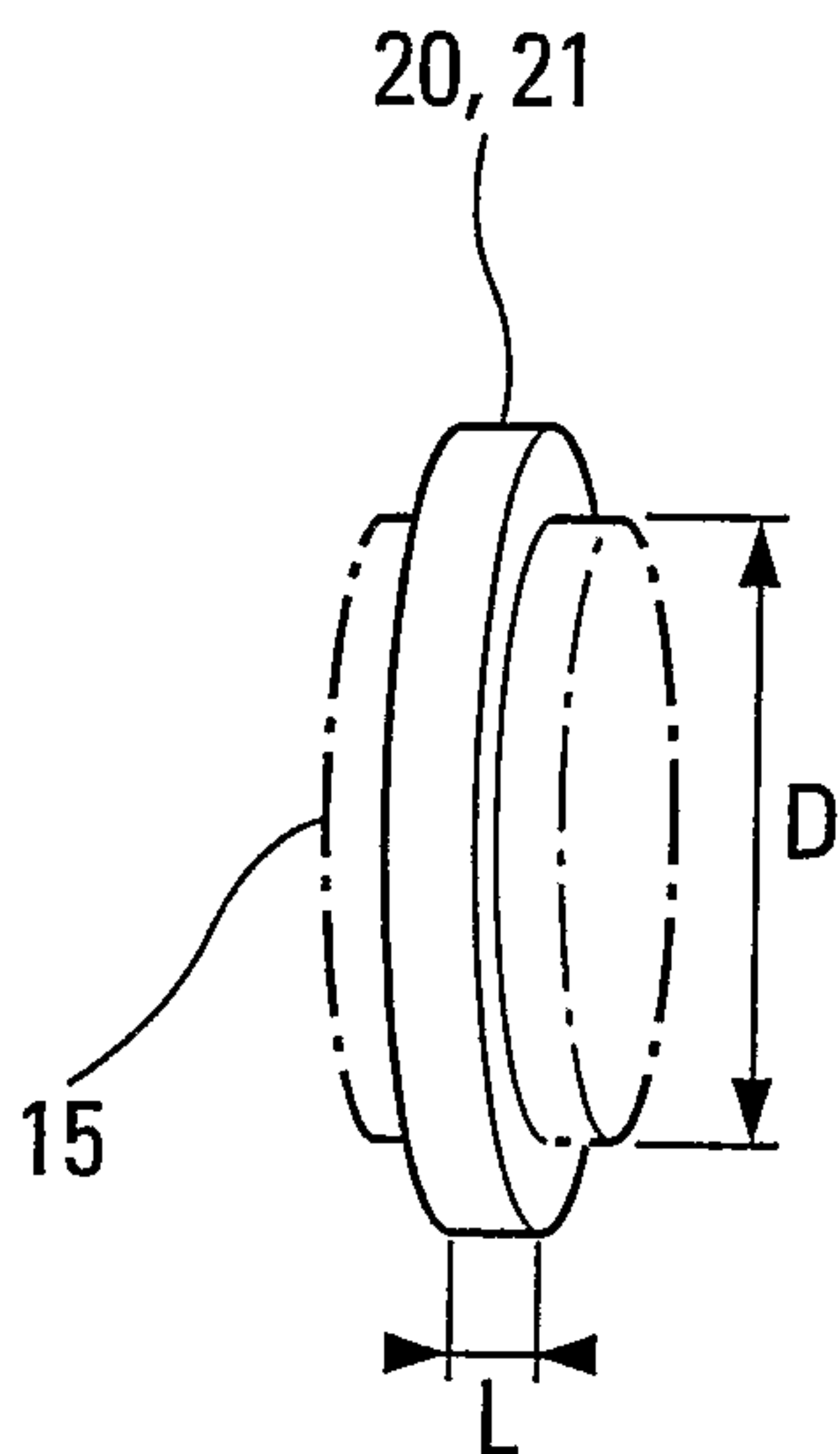


Fig. 3

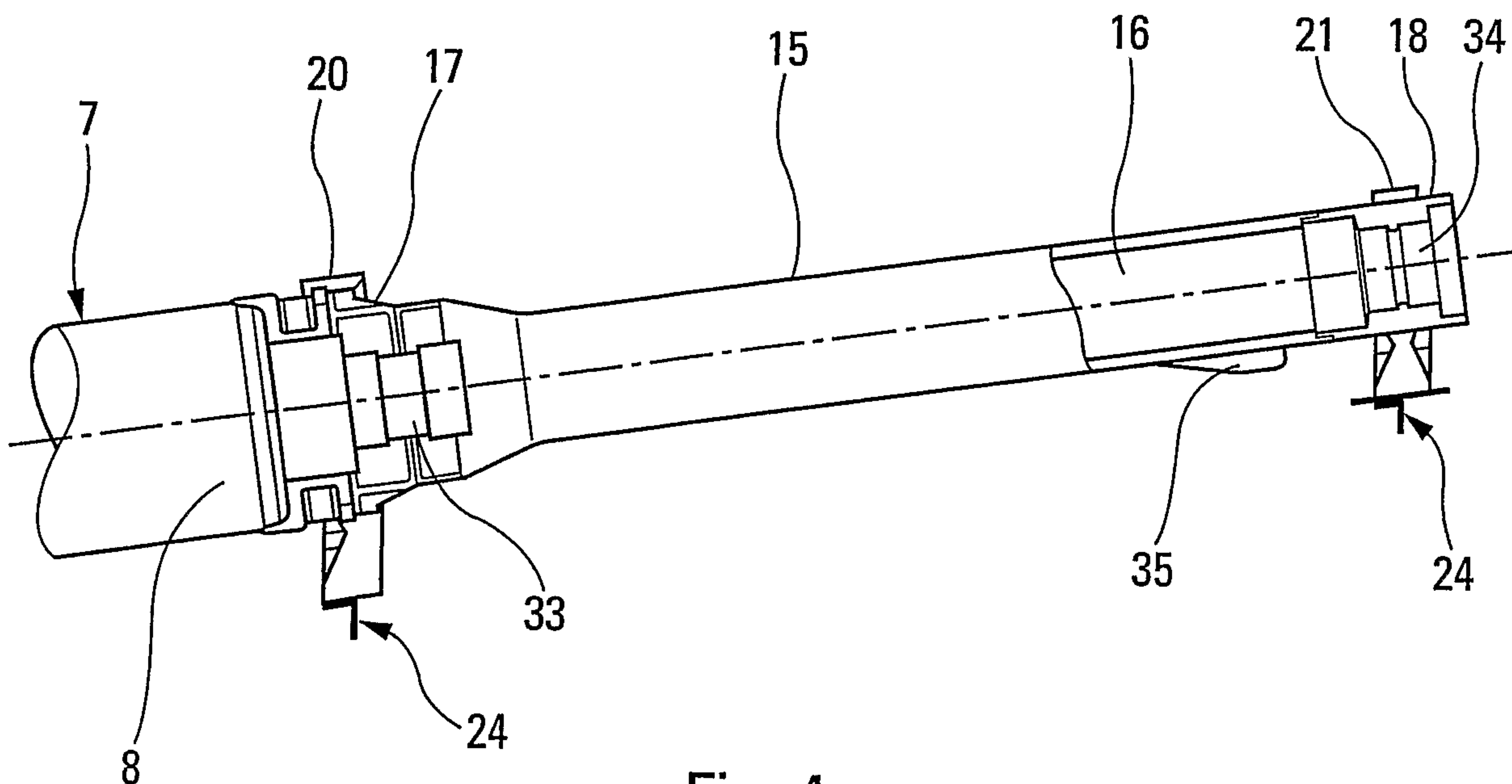


Fig. 4

