(19) **Bundesrepublik Deutschland**
Deutsches Patent- und Markenamt

(10) **DE 600 05 884 T2** 2004.07.22

(12) # Übersetzung der europäischen Patentschrift

(97) **EP 1 050 456 B1**
(21) Deutsches Aktenzeichen: **600 05 884.0**
(96) Europäisches Aktenzeichen: **00 401 200.1**
(96) Europäischer Anmeldetag: **02.05.2000**
(97) Erstveröffentlichung durch das EPA: **08.11.2000**
(97) Veröffentlichungstag der Patenterteilung beim EPA: **15.10.2003**
(47) Veröffentlichungstag im Patentblatt: **22.07.2004**

(51) Int Cl.[7]: **B64C 25/04**

(30) Unionspriorität:
9905702 05.05.1999 FR

(84) Benannte Vertragsstaaten:
DE, ES, GB, IT

(73) Patentinhaber:
Airbus France, Toulouse, FR

(74) Vertreter:
Henkel, Feiler & Hänzel, 81675 München

(72) Erfinder:
Tizac, Laurent, 31170 Tournefeuille, FR; Ferran, François-Pierre, 31500 Toulouse, FR

(54) Bezeichnung: **Verbindungsstruktur eines Flugzeugfahrwerkes zum Flugzeugrumpf**

Anmerkung: Innerhalb von neun Monaten nach der Bekanntmachung des Hinweises auf die Erteilung des europäischen Patents kann jedermann beim Europäischen Patentamt gegen das erteilte europäische Patent Einspruch einlegen. Der Einspruch ist schriftlich einzureichen und zu begründen. Er gilt erst als eingelegt, wenn die Einspruchsgebühr entrichtet worden ist (Art. 99 (1) Europäisches Patentübereinkommen).

Die Übersetzung ist gemäß Artikel II § 3 Abs. 1 IntPatÜG 1991 vom Patentinhaber eingereicht worden. Sie wurde vom Deutschen Patent- und Markenamt inhaltlich nicht geprüft.

Beschreibung

Gebiet der Technik

[0001] Die Erfindung bezieht sich auf eine Befestigungsstruktur eines unter dem Rumpf eines Luftfahrzeugs angebrachten Fahrwerks, über das die von dem Fahrwerk aufgenommenen Kräfte, wenn dieses ausgefahren und mit dem Boden in Kontakt ist, auf den Rumpf übertragen werden.

[0002] Die Erfindung ist auf jede Art von Luftfahrzeug anwendbar. Sie betrifft jedoch insbesondere Großraum-Lastflugzeuge, in denen mindestens zwei Fahrwerke unter dem Rumpf auf beiden Seiten mindestens eines ventralen Trägers angebracht sind und einen integralen Teil desselben bilden.

Stand der Technik

[0003] Die Fahrwerke wie das in US 5 000 400B beschriebene, mit denen Luftfahrzeuge ausgerüstet sind, haben als Hauptfunktion die Verteilung der Lasten des Flugzeugs, wenn es sich am Boden befindet, das heißt während der Phasen des Rollens, des Abhebens und des Landens. In dieser Hinsicht muss die Befestigungsstruktur des Fahrwerks am Rumpf in der Lage sein, die vom Fahrwerk aufgenommene Last integral zu tragen, wenn das Flugzeug nicht fliegt. Die vom Fahrwerk aufgenommenen Kräfte werden nämlich über die Befestigungsstruktur des Fahrwerks an der Flugzeugstruktur auf den Rumpf übertragen.

[0004] Wenn dem Flugzeug ein räumliches Bezugssystem OXYZ zugeordnet ist, bei dem die Achsen OX, OY und OZ jeweils mit den Longitudinal-, Transversal- und Vertikalachsen des Flugzeugs koinzidieren, so sind die Hauptkräfte, die auf das Fahrwerk des Flugzeugs einwirken, gemäß den Achsen OX, OY und OZ ausgerichtete Kräfte sowie ein Torsionsmoment, wenn das Flugzeug eine Kurve beschreibt.

[0005] Auf sehr schematische Weise ist in **Fig.** 1 der beigefügten Zeichnungen eine erste bekannte Befestigungsstruktur eines Fahrwerks an der Flugzeugstruktur dargestellt. Dieser Montagetyp wird insbesondere bei den Großraum-Flugzeugen Boeing 747 eingesetzt, um jedes der unter ihm angebrachten Fahrwerke mit dem Rumpf zu verbinden.

[0006] Bei einer solchen Struktur sind die Enden eines mit dem Fahrwerk verbundenen Schaftes **1** in zwei feststehenden, vom Rumpf getragenen Lagern **2** und **3** aufgenommen. Im Fall eines lateral unter dem Rumpf angebrachten Fahrwerks ist das äußere Lager **2** direkt mit dem Rumpf verbunden, und das innere Lager **3** ist in einem ventralen Träger angebracht, der einen integralen Teil des Rumpfes bildet.

[0007] Wie schematisch in **Fig.** 1 dargestellt ist, sind in diesem Fall Mittel **4** vorgesehen, um den Schaft **1** in dem direkt am Rumpf des Flugzeugs angebrachten äußeren Lager **2** axial festzustellen. Wenn eine solche Befestigungsstruktur eingesetzt wird, setzen sich die longitudinalen und vertikalen Kräfte, die gemäß den Achsen OX und OZ ausgeübt werden, symmetrisch über die beiden Lager **2** und **3** fort, während die gemäß der Achse OY ausgeübten lateralen Kräfte nur über das äußere Lager **2** übertragen werden. Der Abschnitt des Rumpfes, in dem das äußere Lager **2** montiert ist, sowie der ventrale Träger, an dem das innere Lager **3** montiert ist, sind dabei so dimensioniert, dass sie integral die Kräfte aufnehmen können, die auf jedes der Lager übertragen werden können.

[0008] Bei der Konzeption eines neuen Flugzeugs kann der ventrale Träger, an dem das innere Lager **3** angebracht ist, so dimensioniert sein, dass dieser Träger in der Lage ist, wirksam alle strukturellen Krafteinwirkungen aufzunehmen, die auf den Rumpf während des Flugs einwirken (Biegebeanspruchung, Torsion, etc.). Der Abschnitt des Rumpfes, in dem das äußere Lager **2** angebracht ist, muss dabei nicht verstärkt werden.

[0009] Unter diesen Bedingungen ist die Verwendung einer Befestigungsstruktur wie der in **Fig.** 1 dargestellten ausgeschlossen. Der nicht-verstärkte Charakter des Rumpfabschnittes, in dem das äußere Lager **2** angebracht wäre, würde es nämlich nicht gestatten, auf sichere Art und Weise die vom Fahrwerk aufgenommenen Kräfte auf die Flugzeugstruktur zu übertragen, wenn sich das Flugzeug am Boden befindet. Übrigens ist es nicht ratsam, die Dimensionierung des Rumpfteiles zu vergrößern, welcher das äußere Lager **2** haltert, damit dieser Rumpfabschnitt ohne Risiko die Übertragung der vom Fahrwerk aufgenommenen Kräfte auf die Flugzeugstruktur gewährleistet. Dies würde nämlich zu übergroßen Dimensionen führen, insbesondere hinsichtlich der Dicke, sowie zu einer inakzeptablen Kosten- und Masseerhöhung.

[0010] Man könnte in Betracht ziehen, die in **Fig.** 1 dargestellte Anbringung umzukehren, das heißt, das Lager 2 am ventralen Träger des Flugzeugs anzubringen und das Lager **3** im/an der Rumpfstruktur. Dies würde jedoch eine erhebliche Verstärkung des auf der Seite des ventralen Trägers gelegenen Befestigungsabschnitts erfordern. Die sich daraus ergebende Zunahme der Masse der Befestigung steht ebenfalls dem angestrebten Ziel entgegen.

[0011] Außerdem ist anzumerken, dass der in **Fig.** 1 dargestellte Befestigungstyp zur Herstellung eines asymmetrischen Schaftes führt. Dies erfordert die Anwendung zweier unterschiedlicher Matrizen zur Herstellung der unter dem Rumpf angebrachten Schäfte der Fahrwerke. Wenn man den sehr kostspieligen Charakter dieses Teils berücksichtigt, so stellt dies einen beträchtlichen Nachteil vom wirtschaftlichen Standpunkt her dar.

[0012] Schließlich weist die in **Fig.** 1 dargestellte Anbringung auch den Nachteil auf, dass der Zusammenbau schwierig vorzunehmen ist, wenn die beiden Lager **2** und **3** nicht perfekt ausgerichtet sind, und zwar wegen des feststehenden Charakters dieser Lager.

[0013] In **Fig.** 2 der beigefügten Zeichnungen ist auf sehr schematische Art und Weise ein zweiter bekannter Typ einer Befestigungsstruktur eines Fahrwerks dargestellt. In diesem Fall wird der Schaft **1** an jedem seiner Enden von zwei Kugelgelenken **5** und **6** gehaltert. In einem Großraum-Flugzeug sind diese Kugelgelenke **5** und **6** jeweils in der Rumpfstruktur und in dem ventralen Träger, der einen integralen Teil des Rumpfes bildet, angebracht. Die Verbindung zwischen dem Schaft **1** und jedem der Kugelgelenke **5** und **6** wird auf vollkommen symmetrische Weise über zwei Blockierteile **7** und **8** realisiert. Diese Blockierteile **7** und **8** können die lateralen Kräfte nach der Achse OY jeweils an das Kugelgelenk **5** oder das Kugelgelenk **6** übertragen, je nachdem, ob diese Kräfte nach außen (in **Fig.** 2 nach links) oder ins Innere des Flugzeugs übertragen werden.

[0014] Gegenüber dem Typ Befestigungsstruktur, der vorher mit Bezug auf **Fig.** 1 beschrieben wurde, hat diese Anbringung die Vorteile, symmetrisch und einfach im Einbau zu sein.

[0015] Sie führt jedoch wie die vorhergehende dazu, Kräfte gemäß der Achse OY direkt auf den Rumpf über das Blockierteil **7** und das äußere Kugelgelenk **5** zu übertragen, wenn diese Kräfte vom Flugzeug nach außen gerichtet sind. Wie bereits bemerkt wurde, ist diese Anordnung in dem Fall eines Flugzeugs neuer Konzeption, dessen ventraler Träger so dimensioniert worden ist, dass er alle strukturellen Kräfte, die während des Flugs auf den Rumpf einwirken, aufnimmt, und bei dem infolgedessen der Rumpf auf dieser Ebene nicht verstärkt ist, nicht zufriedenstellend.

Abriss der Erfindung

[0016] Aufgabe der Erfindung ist ein Luftfahrzeug mit einer Befestigungsstruktur eines unter dem Rumpf des Luftfahrzeugs angebrachten Fahrwerks, das die Übertragung der gesamten lateralen, vom Fahrwerk aufgenommenen Kräfte auf einen mit dem Rumpf verbundenen ventralen Träger ermöglicht, damit es nicht notwendig ist, die Rumpfstruktur in der Befestigungszone des Fahrwerks zu verstärken, ohne dabei die Masse des Flugzeugs noch seine Kosten zu erhöhen.

[0017] Gemäß der Erfindung wird diese Aufgabe erfüllt mittels einer Befestigungsstruktur eines Fahrwerks am Rumpf des Luftfahrzeugs, wobei die Struktur einen Schaft umfasst, der mit dem Fahrwerk verbunden ist und dessen ins Innere des Luftfahrzeugs und von diesem nach außen gerichtete Enden jeweils von einem ventralen Träger bzw. von einer lateralen Armierung gehaltert sind, die mit dem Rumpf verbunden ist, wobei die Struktur dadurch gekennzeichnet ist, dass sie außerdem eine Kraftübertragungsstange umfasst, welche die laterale Armierung mit dem ventralen Träger koaxial zum Schaft so verbindet, dass vom Schaft auf die laterale Armierung entlang der Achse des Schafts und vom Luftfahrzeug nach außen gerichtete Kräfte auf den ventralen Träger übertragen werden. Vorteilhafterweise ist jedes der Enden des Schafts jeweils von dem ventralen Träger bzw. der lateralen Armierung über ein Kugelgelenk gehaltert bzw. gelagert.

[0018] In einer bevorzugten Ausführungsform der Erfindung ist der Schaft hohl und die Kraftübertragungsstange ist in dessen Innerem gelegen.

[0019] Vorteilhafterweise stützt sich die Kraftübertragungsstange an der lateralen Armierung und am ventralen Träger so ab, dass sie eine Zugbeanspruchung ausübt.

[0020] In diesem Fall liegt ein erstes Ende der Stange vorzugsweise an einer vom Luftfahrzeug nach außen gewandten Oberfläche der seitlichen Armierung an, und ein zweites Ende der Stange liegt an einer ins Innere des Luftfahrzeugs gewandten Oberfläche des ventralen Trägers an.

[0021] Die Oberflächen, an denen die ersten und zweiten Enden der Stange anliegen, sind vorteilhafterweise auf Kappen ausgebildet, die von der Stange durchquert werden und die jeweils die in der seitlichen Armierung bzw. im ventralen Träger angebrachten Kugelgelenke bedecken.

[0022] Vorteilhafterweise ist eines der beiden Enden der Stange abnehmbar.

[0023] Schließlich sind Schmierungslöcher der Kugelgelenke vorteilhafterweise in die Endabschnitte der Stange eingebracht.

Kurzbeschreibung der Zeichnungen

[0024] Im folgenden wird anhand eines nicht-einschränkenden Beispiels eine bevorzugte Ausführungsform der Erfindung unter Bezugnahme auf die beigefügten Zeichnungen beschrieben, in denen zeigen:

[0025] **Fig.** 1, die bereits beschrieben wurde, eine sehr schematische Darstellung eines ersten Typs einer Befestigungsstruktur gemäß dem Stand der Technik,

[0026] **Fig.** 2, die bereits beschrieben wurde, eine sehr schematische Darstellung eines zweiten Typs einer Befestigungsstruktur gemäß dem. Stand der Technik,

[0027] **Fig.** 3 eine transversale Schnittansicht eines mit zwei Fahrwerken unter dem Rumpf versehenen Flugzeugs, die mit der Flugzeugstruktur über erfindungsgemäße Befestigungsstrukturen verbunden sind, und

[0028] **Fig.** 4 eine Schnittansicht, die in vergrößertem Maßstab die Befestigungsstruktur eines der in **Fig.** 3 dargestellten Fahrwerke zeigt.

Detaillierte Beschreibung einer bevorzugten Ausführungsform der Erfindung

[0029] In **Fig.** 3 ist auf sehr schematische Weise der zentrale, Teil eines Flugzeugs in senkrechtem Schnitt zum Hauptfahrwerk dargestellt. Das Flugzeug umfasst einen Rumpf **10** und einen Boden **12**, der im In-

nern eine druckbeaufschlagte Kabine **14** begrenzt.

[0030] In seinem in **Fig.** 3 dargestellten Abschnitt ist der Rumpf **10** nach unten unterhalb des Bodens **12** so beschnitten, dass er zwei Fahrwerke **16** in zwei Fahrwerkgehäusen **18** aufnehmen kann. Jedes der Fahrwerkgehäuse **18** ist vom Flugzeug nach außen durch eine laterale Armierung **20** begrenzt, die am Rumpf **10** befestigt ist, und zum Innern des Flugzeugs hin von einem oder zwei ventralen Träger(n) **22**.

[0031] Bei dieser Anordnung sind der/die ventrale(n) Träger **22** so dimensioniert, dass er/sie integral alle strukturellen Kräfte aufnehmen kann/können, die auf den Rumpf **10** während des Flugs einwirken (Biegebeanspruchung, Torsion, etc.). Diese Dimensionierung ermöglicht es auch, dass der/die ventrale(n) Träger **22** die Hälfte der auf die Achsen OX und OZ über die Fahrwerke einwirkenden Kräfte aufnehmen kann/können, wenn sich das Flugzeug am Boden befindet. Gemäß der Erfindung nehmen der oder die ventrale(n) Träger **22** auch die gesamten lateralen Kräfte auf, die auf die Fahrwerke gemäß der Achse OY einwirken, wenn sich das Flugzeug am Boden befindet.

[0032] Dank dieser Anordnung müssen die lateralen Armierungen **20** nicht verstärkt werden. Gemäß der Erfindung dienen sie nur dazu, die Hälfte der entlang den Achsen OX und OZ über das entsprechende Fahrwerk **16** aufgebrachten Kräfte auf den Rumpf zu übertragen.

[0033] Eine der Befestigungsstrukturen, über die die Fahrwerke **16** unter dem Rumpf **10** des Flugzeugs angebracht sind, werden im folgenden detaillierter unter Bezugnahme auf die **Fig.** 4 beschrieben.

[0034] Da die beiden Befestigungsstrukturen identisch sind, bezieht sich die Beschreibung ohne Unterschied auf die eine oder die andere der Strukturen unter Anwendung einer Spiegelsymmetrie.

[0035] Im Fall eines Luftfahrzeugs mit mehreren Paaren von Fahrwerken, die unter dem Rumpf angebracht sind, kann für jedes der Fahrwerke eine Befestigungsstruktur eingesetzt werden, die der nachfolgend beschriebenen vergleichbar ist.

[0036] Wie in **Fig.** 4 gezeigt ist, umfasst die Befestigungsstruktur einen Schaft **24**, welcher den oberen Abschnitt des Fahrwerkschenkels **23** bildet, wenn das Fahrwerk **16** ausgefahren ist. In der dargestellten Ausführungsform, in der der obere Abschnitt des Fahrwerkschenkels **23** in etwa ein Y bildet, umfasst der Schaft **24** zwei nach einer gleichen Achse **25** ausgerichtete zylindrische Abschnitte, die parallel zur Transversalachse OY des mit dem Flugzeug verknüpften Bezugssystems OXYZ ist.

[0037] Jeder dieser beiden Schaftabschnitte **24** ist an einem hohlen Drehgelenk **26** angebracht. Dieses Drehgelenk **26** ist nach außen im Verhältnis zum Fahrwerkschenkel so verlängert, dass es in eine hohle Kugel **28** des Kugelgelenks penetriert. Genauer gesagt ist die hohle Kugel **28** des Kugelgelenks an dem entsprechenden Drehgelenk **26** befestigt, und der benachbarte Abschnitt des Schafts **24** ist frei am Gelenk **26** drehbar. Jede der Halbkugeln **28** des Kugelgelenks ist drehbar in einem Kugelgelenkkörper **30** angebracht,. der an einem seiner Enden mit einem Hals **30a** versehen ist. Jede der von einer Hohlkugel **28** und einem Kugelgelenkkörper **30** gebildeten Einheiten bildet ein Kugelgelenk.

[0038] Einer der Kugelgelenkkörper **30**, der vom Flugzeug nach außen gewandt ist (nach links in **Fig.** 4), ist in einer die mit dem Rumpf verbundene seitliche Armierung **20** durchsetzenden Bohrung befestigt. Genauer gesagt stützt sich der Hals **30a** dieses Kugelgelenkkörpers **30** an einer Fläche **20a** der seitlichen Armierung **20** ab, die zum Inneren des Fahrwerkgehäuses **18** hin gewandt ist.

[0039] Auf vergleichbare Weise ist der andere Kugelgelenkkörper **30** (rechts in **Fig.** 4) in einer Bohrung aufgenommen, die in den ventralen Träger **22** eingebracht ist, und der an diesem Kugelgelenkkörper **30** ausgebildete Hals **30a** stützt sich an der ins Innere des Fahrwerkgehäuses **18** gewandten Fläche **22a** des ventralen Trägers **22** ab. Die eben beschriebene Anordnung ermöglicht es einerseits der lateralen Armierung **20** und andererseits dem ventralen Träger **22**, die Hälfte der entlang der Achsen OX und OZ von dem Fahrwerk **16** ausgeübten Longitudinal- und Vertikalkräfte aufzunehmen, wenn sich das Flugzeug am Boden befindet.

[0040] Gemäß der Erfindung wird diese Anordnung von einer speziellen Struktur vervollständigt, welche die integrale Übertragung der gesamten, von dem Fahrwerk **16** entlang der Achse OY ausgeübten Kräfte auf den ventralen Träger **22** ermöglicht, ohne dabei zu einer Überdimensionierung zu führen und ohne eine Asymmetrie im Schaft **24** zu erzeugen. Auf diese Weise kann der Schaft **24** symmetrisch in Bezug auf eine zu den Achsen OX und OY parallele Mittelebene realisiert werden, wie **Fig.** 4 veranschaulicht. Dies reduziert die Herstellungskosten und ermöglicht es, alle Schäfte **24** von unter dem Rumpf angeordneten Fahrwerken mit Hilfe einer einzigen Matrix herzustellen.

[0041] Diese spezielle Anordnung ist durch das Vorhandensein einer Kraftaufnahmestange **32** in der Befestigungsstruktur gekennzeichnet, welche die laterale Armierung **20** mit dem ventralen Träger **22** koaxial zum Schaft **24** derart verbindet, dass eventuell von dem Schaft **24** auf die laterale Armierung **20** ausgeübte laterale Kräfte vom Luftfahrzeug entlang der Achse OY insgesamt nach außen übertragen werden.

[0042] Genauer gesagt ist die Kraftaufnahmestange **32** eine Zugstange mit kreisförmigem Querschnitt, die verschiebbar in den hohlen Gelenken **26** aufgenommen ist und so den Schaft **24** und die von den Hohlkugeln **28** und den Kugelgelenkkörpern **30** gebildeten Kugelgelenke koaxial durchsetzt.

[0043] An einem ihrer Enden, das so vorgesehen ist, dass es vom Flugzeug nach außen gewandt ist (nach links in **Fig.** 4), umfasst die Kraftaufnahme-

stange **32** einen Kopf **32a**, der normalerweise in Anlage gegen die Außenfläche einer Kappe **20b** gehalten wird, welche selbst an der Außenfläche der lateralen Armierung **20** anliegt. Diese Kappe **20b** wird von der Kraftaufnahmestange **32** durchsetzt und bedeckt das von der Hohlkugel **28** und dem in der lateralen Armierung **20** angebrachten Kugelgelenkkörper **30** gebildete Kugelgelenk.

[0044] An ihrem entgegengesetzten, dem Inneren des Flugzeugs zugewandten Ende (nach rechts in **Fig.** 4) umfasst die Kraftaufnahmestange **32** ein Gewinde, auf das normalerweise eine Mutter **32b** geschraubt ist. Diese Mutter **32b** liegt gegen eine dem Inneren des Flugzeugs zugewandte, auf einer Kappe **22b** ausgebildete Oberfläche an. Diese Kappe **22b** liegt selbst an einer Oberfläche einer Zwischenarmierung **21** an, die einstöckig bzw. fest verbunden mit zum Flugzeuginneren hin gewandten ventralen Trägern **22** ist. Sie bedeckt das von der Hohlkugel **28** und dem in der Zwischenarmierung **21** angebrachten Kugelgelenkkörper **30** gebildete Kugelgelenk.

[0045] Wenn die Mutter **32b** angezogen ist, liegt die Kraftaufnahmestange somit gleichzeitig an der lateralen Armierung **20** und an der Zwischenarmierung **21** an, so dass sie eine Zugbeanspruchung zwischen diesen beiden Teilen entlang der Transversalachse OY aufnimmt.

[0046] Der Schaft **24** bildet zwei Gelenke, die mit einem geringen Spiel axial zwischen den gegenüberliegenden, zum Innern des Fahrwerkgehäuses **18** hin gewandten Flächen angebracht sind, sowie Hälse **30a** der Kugelgelenkkörper **30**, die jeweils in der lateralen Armierung **20** und in der Zwischenarmierung **21** angebracht sind.

[0047] Wenn das Fahrwerk **16** einer lateralen Kraft zum Innern des Flugzeugs gemäß der Achse OY ausgesetzt ist, kommt demnach der Abschnitt des Schafts **24**, der dem ventralen Träger am nächsten gelegen ist, gegen den Hals **30a** des in letzterem angebrachten Kugelgelenkkörpers **30** zur Anlage. Diese laterale Kraft wird also direkt auf die Zwischenarmierung **21** übertragen, die mit dem ventralen Träger **22** über den Hals **30a** des entsprechenden Kugelgelenkkörpers **30** verbunden ist.

[0048] Wenn demgegenüber das Fahrwerk **16** einer vom Flugzeug nach außen entlang der Achse OY gerichteten lateralen Kraft ausgesetzt ist, kommt der Abschnitt des Schafts **24**, der der lateralen Armierung **20** am nächsten gelegen ist, zur Anlage gegen den Hals des in dieser Armierung angebrachten Kugelgelenkkörpers **30**. Diese laterale Kraft wird dabei auf die Armierung **20** ausgeübt, die sie insgesamt auf die Kraftaufnahmestange **32** über die Kappe **20b** und den Kopf **32a** der Stange überträgt. Seinerseits überträgt die Kraftaufnahmestange **32** auf die Zwischenarmierung **21**, die mit dem ventralen Träger **22** verbunden ist, über die Schraube **32b** und die Kappe **22b** die laterale Kraft, die gemäß der Achse OY vom Flugzeug nach außen ausgeübt wird.

[0049] Infolgedessen erfährt die laterale Armierung **20** keine laterale Kraft entlang der Achse OY. Sie muss also nicht verstärkt werden, so dass die Masse der Befestigungsstruktur nicht vermehrt wird.

[0050] Wie auch in **Fig.** 4 dargestellt ist, sind vorteilhafterweise Schmierlöcher **34** in die Stange **32** in jedem ihrer Endabschnitte eingearbeitet, um die Zuführung des Schmierfettes zu den Gelenken an den Stellen, an denen es nötig ist, zu ermöglichen.

[0051] Wie bereits bemerkt wurde, bewahrt die beschriebene Anordnung die Symmetrie des Schafts **24** in Bezug auf eine zur Achse OY senkrechte Ebene. Auf diese Weise wird eine erhebliche Einsparung erzielt, wenn man die Kosten der zur Realisierung eines solchen Teils notwendigen Matrize berücksichtigt. Tatsächlich ermöglicht es diese symmetrische Eigenschaft des Schafts **24**, in der gleichen Matrize die Schäfte der rechten und linken, unter dem Rumpf angeordneten Fahrwerke auszuführen.

[0052] Außerdem wird die Montage der Struktur durch das Vorhandensein von zwischen das äußere Ende des Schafts **24** und die laterale Armierung **20** sowie zwischen das innere Ende des Schafts **24** und die Zwischenarmierung **21** eingefügte Kugelgelenke erleichtert. Eventuelle Ausrichtungsfehler von in der lateralen Armierung **20** und in der Zwischenarmierung **21** ausgebildeten Löchern werden einfach von diesen Kugelgelenken ausgeglichen.

[0053] Die Erfindung ist selbstverständlich nicht auf die soeben als Beispiel beschriebene Ausführungsform beschränkt, sondern deckt sämtliche Varianten derselben ab. So ist anzumerken, dass eine solche Befestigungsstruktur sowohl auf ein Flugzeug anwendbar ist, das mit einem einzigen ventralen Träger ausgestattet ist, als auch auf ein Flugzeug, das mit zwei voneinander getrennten ventralen Trägern ausgestattet ist.

Patentansprüche

1. Luftfahrzeug mit einer Struktur zur Befestigung eines Fahrwerks (**16**) am Rumpf (**10**) des Luftfahrzeugs, wobei die Struktur einen Schaft (**24**) umfasst, der mit dem Fahrwerk verbunden ist und dessen ins Innere des Luftfahrzeugs und von diesem nach außen gerichtete Enden jeweils von einem ventralen Träger (**22**) bzw. von einer lateralen Armierung (**20**) gehaltert sind, die mit dem Rumpf (**10**) verbunden sind, wobei die Struktur **dadurch gekennzeichnet** ist, dass sie außerdem eine Kraftübertragungsstange (**32**) umfasst, welche die laterale Armierung (**20**) mit dem ventralen Träger (**22**) koaxial zum Schaft (**24**) so verbindet, dass vom Schaft (**24**) auf die laterale Armierung (**20**) entlang der Achse (**25**) des Schafts und vom Luftfahrzeug nach außen gerichtete Kräfte auf den ventralen Träger (**22**) übertragen werden.

2. Luftfahrzeug nach Anspruch 1, wobei jedes der Enden des Schafts (**24**) jeweils von dem ventralen Träger (**22**) bzw. der lateralen Armierung (**20**) über ein Kugelgelenk (**28**,**30**) gehaltert bzw. gelagert

ist.

3. Luftfahrzeug nach einem der Ansprüche 1 oder 2, wobei der Schaft (**24**) hohl ist und die Kraftübertragungsstange (**32**) im Innern des Schafts gelegen ist.

4. Luftfahrzeug nach einem der vorangehenden Ansprüche, wobei die Kraftübertragungsstange (**32**) an der lateralen Armierung (**20**) und am ventralen Träger (**22**) derart anliegt bzw. sich abstützt, dass sie eine Zugbeanspruchung ausübt.

5. Luftfahrzeug nach Anspruch 4, wobei ein erstes Ende (**32a**) der Stange (**30**) an einer vom Luftfahrzeug nach außen gewandten Oberfläche der seitlichen Armierung (**20**) anliegt, und ein zweites Ende (**32b**) der Stange an einer ins Innere des Luftfahrzeugs gewandten Oberflächen des ventralen Trägers (**22**) anliegt.

6. Luftfahrzeug nach einer Kombination der Ansprüche 2, 3 und 5, wobei die Oberflächen, an denen die ersten und zweiten Enden (**32a**, **32b**) der Stange (**32**) anliegen, auf Kappen (**20b**, **22b**) ausgebildet sind, die von der Stange durchquert werden, und die jeweils die in der seitlichen Armierung (**20**) bzw. im ventralen Träger (**22**) angebrachten Kugelgelenke (**28**,**30**) bedecken.

7. Luftfahrzeug nach einem der Ansprüche 5 oder 6, wobei eines der ersten und zweiten Enden (**32a**, **32b**) der Stange (**32**) abnehmbar ist.

8. Luftfahrzeug nach einem der vorangehenden Ansprüche, wobei Löcher (**34**) zur Schmierung der Kugelgelenke (**28**,**30**) in Endabschnitte der Stange (**32**) eingebracht sind.

Es folgen 3 Blatt Zeichnungen

Anhängende Zeichnungen

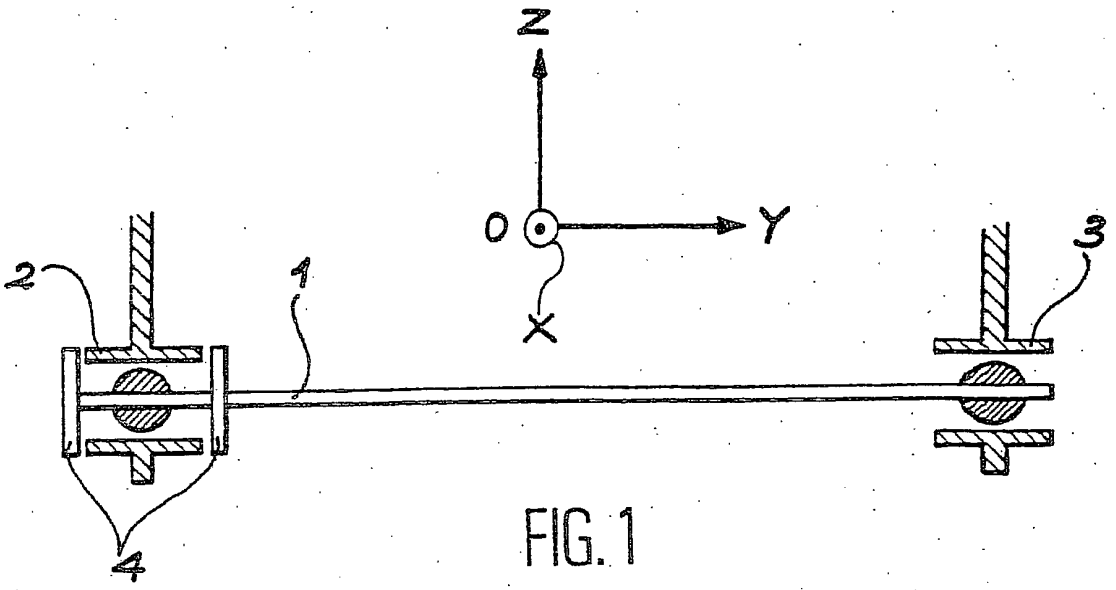


FIG. 1

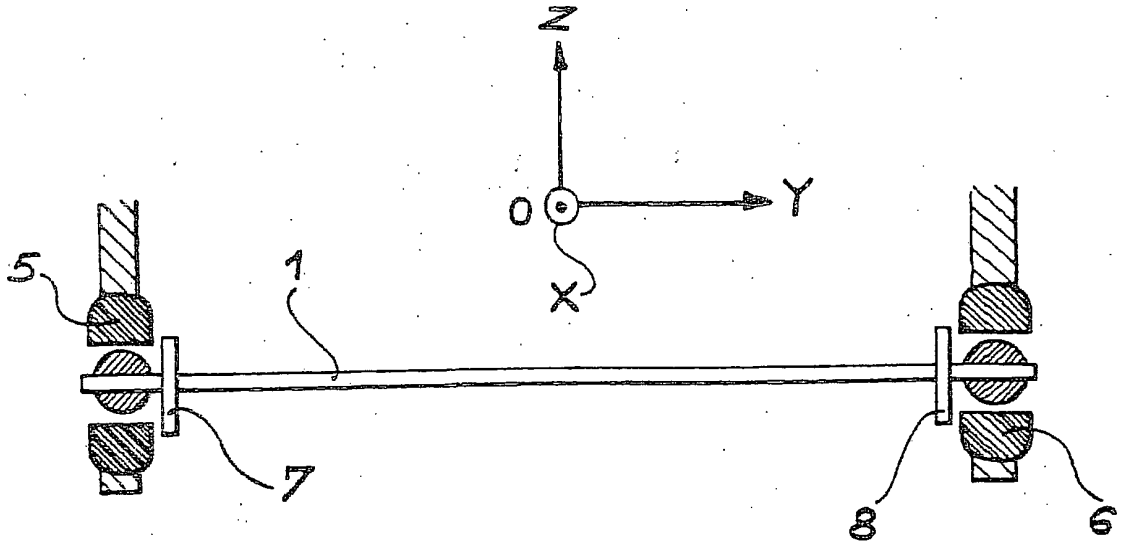


FIG. 2

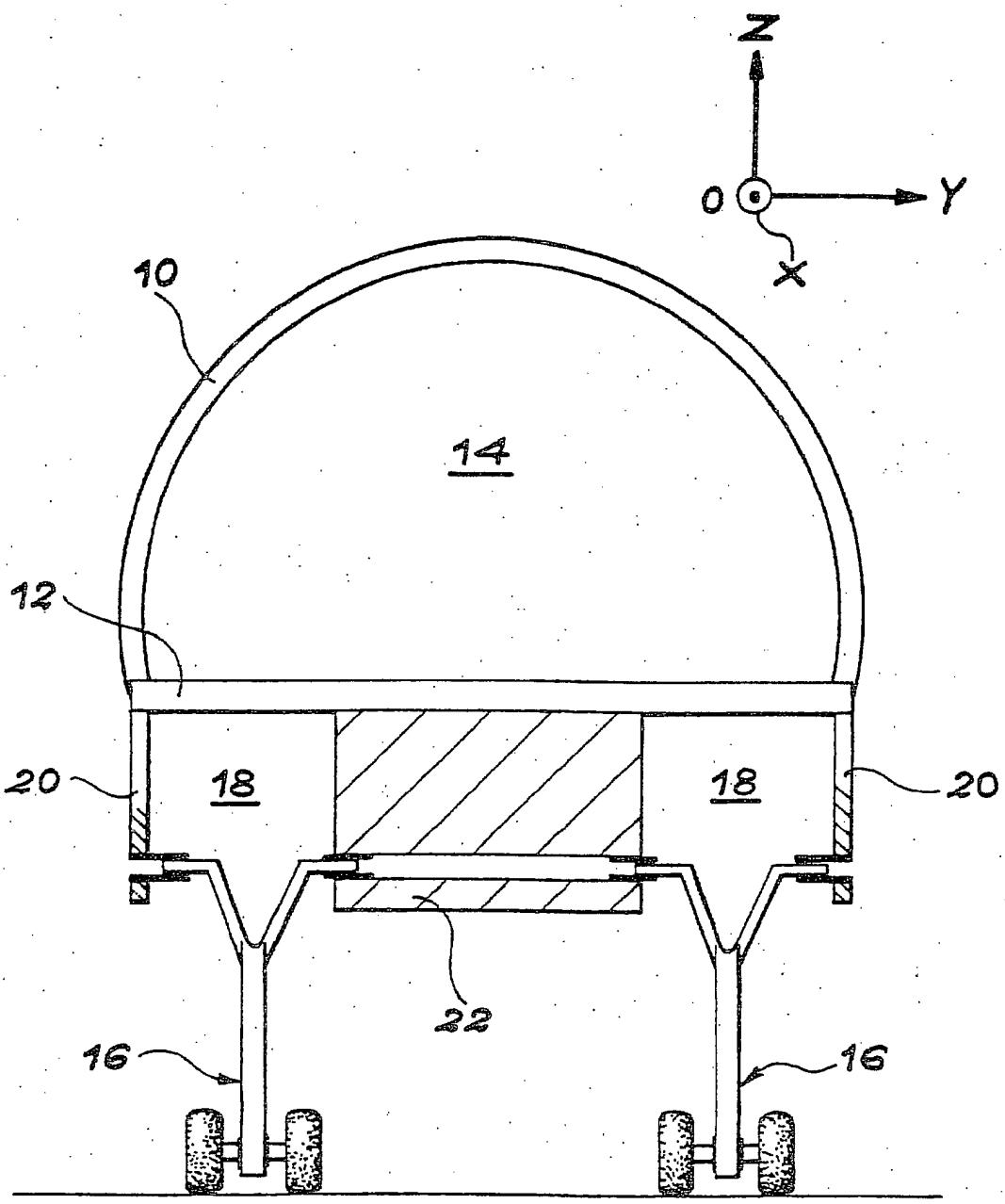


FIG. 3

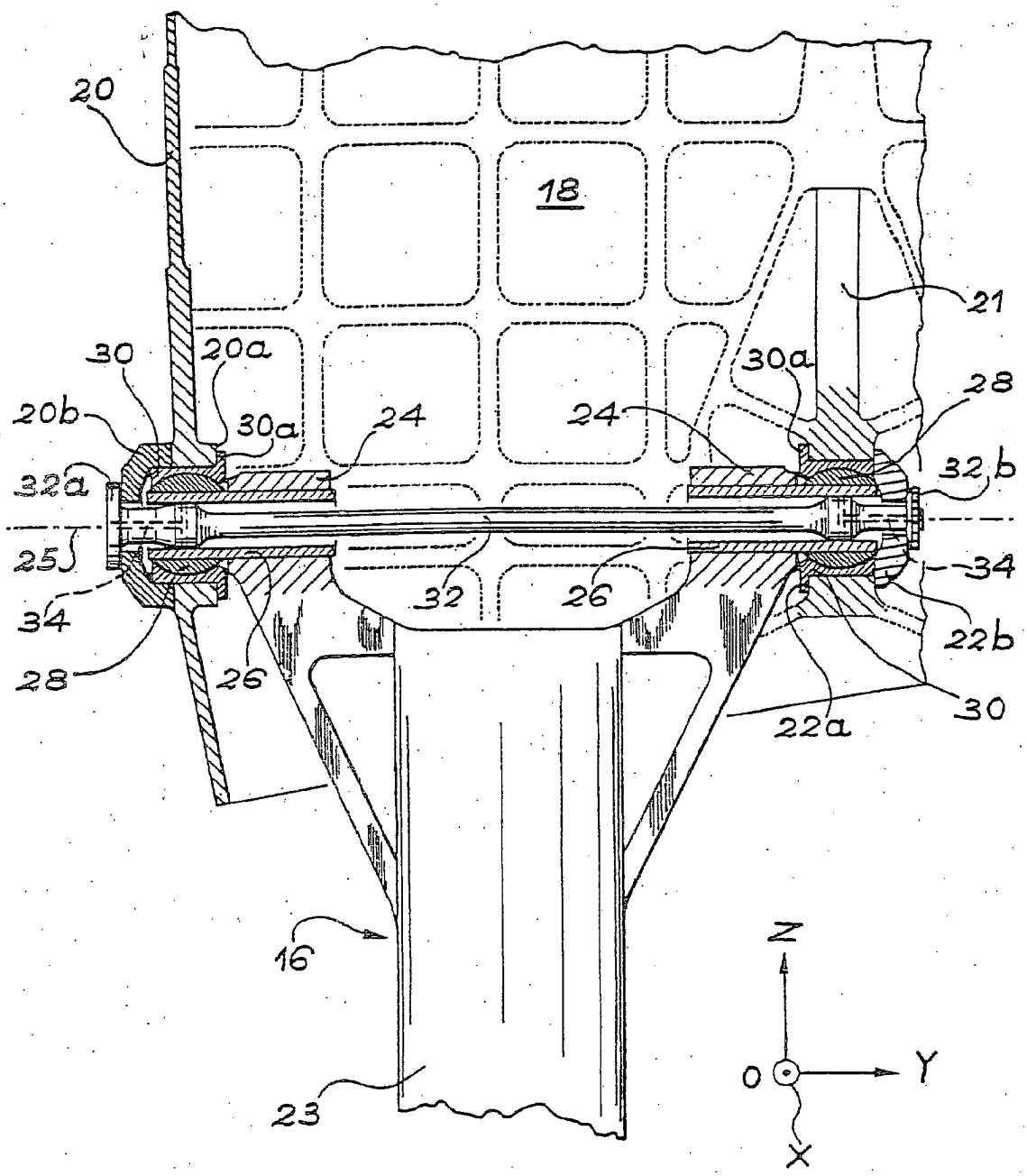

20
18
21
30
20a
30a
24
24
30a
28
20b
32a
32b
25
34
32
26
34
22b
28
26
30
22a
16
23
Z
Y
0
X

FIG. 4