[19] 中华人民共和国国家知识产权局

[51] Int. Cl.
B64D 27/26 (2006.01)

[12] 发明专利说明书

专利号 ZL 200680022305.6

[45] 授权公告日 2009 年 6 月 17 日

[11] 授权公告号 CN 100500514C

[22] 申请日 2006.6.27
[21] 申请号 200680022305.6
[30] 优先权
[32] 2005. 6.29 [33] FR [31] 05/51821
[86] 国际申请 PCT/EP2006/063602 2006.6.27
[87] 国际公布 WO2007/000458 法 2007.1.4
[85] 进入国家阶段日期 2007.12.20
[73] 专利权人 空中客车法国公司
地址 法国图卢兹
[72] 发明人 V·奥达尔-诺埃尔 P·加尔代斯
[56] 参考文献
US2818225A 1957.12.31
US2002104924A1 2002.8.8
EP1129942A2 2001.9.5
审查员 卓启威

[74] 专利代理机构 永新专利商标代理有限公司
代理人 王 琼

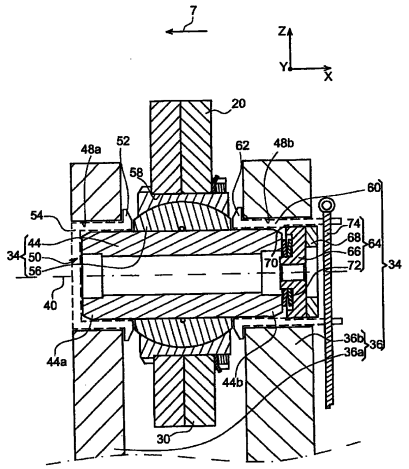
权利要求书 2 页 说明书 12 页 附图 5 页

[54] 发明名称

航空器发动机连接件以及用于航空器的组件

[57] 摘要

本发明涉及一种用于航空器的发动机安装件，其将被布置在发动机与发动机安装结构之间，所述安装件包括挂钩(20)，其与第一固定装置(34)相连，第一固定装置包括设置有两个臂(36a、36b)的端装配件(36)、以及穿过挂钩(20)和两臂的销(44)。所述两臂都具有开孔(48a、48b)，其中分别设置有用于对销进行保持的第一环(50)和第二环(60)。根据本发明，第一环具有底部(54)，其构成了销第一端(44a)的止挡，第一固定装置还包括用于阻止轴杆(64)平动的装置，其与所述销的第二端(44b)相配合。



1、一种航空器发动机连接件（6），其被设计成插入在发动机（2）与该发动机的 EMS（4）之间，所述连接件包括：与第一固定装置（34）相连的挂钩（20），其中的第一固定装置包括设置有两个臂（36a、36b）的端部装配件（36）；以及销（44），该销穿过所述挂钩（20）和所述两臂（36a、36b），其中，每一个臂上都形成有孔眼（48a、48b），孔眼中配备有对销分别进行保持的第一环（50）和第二环（60），其特征在于：所述第一环（50）设置有底部（54），该底部作为所述销（44）的第一端（44a）的止挡，且第一固定装置（34）还包括与销的第二端（44b）相配合、并用于阻止销平移运动的装置（64）。

2、根据权利要求 1 所述的发动机连接件（6），其特征在于：所述销平动止动装置（64）被安装在所述第二环（60）上。

3、根据权利要求 1 或 2 所述的发动机连接件（6），其特征在于：所述销平动止动装置（64）包括螺接在所述第二环（60）上的螺母（66）和锁紧螺母（68）。

4、根据权利要求 3 所述的发动机连接件（6），其特征在于：所述销平动止动装置（64）还包括至少一个弹簧垫圈支承件（72），该支承件与螺母（66）接触，并与所述第二端（44b）相接触。

5、根据权利要求 4 所述的发动机连接件（6），其特征在于：螺母（66）与形成在所述第二环（60）上的凸肩（70）实现支承接触。

6、根据权利要求 5 所述的发动机连接件（6），其特征在于：所述销平动止动装置(64)还包括保险杆(74)，其横向穿过所述第二环(60)。

7、根据权利要求 1 或 2 所述的发动机连接件（6），其特征在于：在所述销（44）与所述挂钩（20）之间设置了球窝接头（56）。

8、根据权利要求 1 或 2 所述的发动机连接件（6），其特征在于：所述挂钩（20）是三角形的。

9、根据权利要求 8 所述的发动机连接件（6），其特征在于：所述三角形挂钩（20）还与第二固定装置（35）进行连接，其中的第二固定装置与第一固定装置（34）是完全相同的，所述两固定装置被布置成靠近所述三角形挂钩（30）的两个顶点（30、32）。

10、根据权利要求 9 所述的发动机连接件（6），其特征在于：该发动机连接件形成两个半体连接件，每个半体连接件都被设计成承受沿发动机横向方向（Y）和沿垂直方向（Z）施加的作用力。

11、根据权利要求 10 所述的发动机连接件（6），其特征在于：其包括第三固定装置(27)，其靠近所述三角形挂钩(20)的第三顶点(22)，所述第三固定装置（27）被设计成刚性地固定到 EMS（4）上。

12、一种用于航空器的组件（1），包括发动机（2）、EMS（4）、以及插入在所述 EMS(4)与所述发动机(2)之间的多个发动机连接件(6、8、9)，其特征在于：所述多个发动机连接件包括至少一个根据上述权利要求之一所述的发动机连接件（6）。

13、根据权利要求 12 所述的组件（1），其特征在于：其包括根据权利要求 1 到 11 之一所述的发动机连接件（6）。

14、根据权利要求 13 所述的组件(1)，其特征在于：所述挂钩(20)与发动机（2）的横向方向（Y）平行，且是倾斜的，以使得距离发动机（2）风扇罩（12）的距离在向后的方向上是增大的。

15、根据权利要求 14 所述的组件（1），其特征在于：头两个固定装置（34、35）上的端部装配件（36）被刚性地固定到发动机（2）上，且相对于经过发动机纵向轴线（5）的垂直平面（P）是对称的。

航空器发动机连接件以及用于航空器的组件

技术领域

本发明总体上涉及一种航空器发动机连接件，其被设计成插入在发动机与 EMS（发动机安装结构）之间，该连接件被用于将发动机悬挂在航空器的机翼下方、或者将发动机安装到机翼的上方。

本发明还涉及一种航空器发动机组件，其包括发动机、EMS、以及被插入在该 EMS 与发动机之间的多个发动机连接件，该组件可被用在任何类型的航空器上，其中的航空器类型例如是其机翼下悬挂有涡轮轴发动机的航空器—譬如涡轮喷气飞机或涡轮螺旋桨飞机。

背景技术

在现有的航空器上，涡轮轴发动机由复杂的固定装置（也被称为 EMS）、通过固定到相同的 EMS 的多个发动机连接件悬挂到机翼的下方。

这样的 EMS 被用来将由相关发动机产生的作用力传递给航空器的结构体，还被用来在发动机与航空器之间的燃料、电力、以及液压系统的传输。

EMS 包括刚性的结构—其通常为“箱”型结构，换言之，该结构是由上下翼梁和侧板的组件构成的，其中的侧板通过横向肋条相互连接起来。

因而，发动机组件包括 EMS，且发动机上设置有多个发动机连接件，这些连接件被插入到发动机与刚性的 EMS 结构之间，这些发动机

连接件一般是由如下一些部件组成的：前方连接件，其可能形成了两个半体连接件；后方连接件；以及用于承受发动机所产生推力的装置。在现有技术中，该装置例如为两侧部杆体的形式，它们首先连接到发动机风扇罩的后部上，其次再连接到固定于发动机中段罩上的后连接件上。

为了进行提示，需要指出的是：EMS 也与一定的安装系统相关联，该安装系统被插入到该 EMS 的刚性结构与航空器的机翼之间，这种系统通常是由两个或三个连接件组成的。

用于制造发动机连接件—特别是前方连接件和后方连接件的一般方法是：采用与固定装置相连的挂钩，其中的固定装置包括与两臂相配接的端部装配件，用销穿过挂钩和两臂，并使用两环来保持着被设置在端部装配件两臂所形成的对应孔眼中的销，而端部装配件例如可被固定到发动机的风扇罩上。

在上述销的两端上设置了紧固装置，以便于将销保持到端部装配件上。

尽管该技术方案在发动机连接领域获得了非常广泛的应用，但其存在的重要缺陷在于：对销端部的接近性变得更为困难了—特别是由于存在增大此类发动机组件的紧凑性的趋势。这一缺陷不可避免地导致这些连接件的安装困难，而安装困难的代价就是成本和工时增加。例如。特别是对于前方连接件的情况，会出现这样的问题，在此情况下，由于存在着发动机的风扇罩，所以，对穿过挂钩的销的前向端的接近性将非常有限，发动机的风扇罩非常接近于销的端部，以致于实际上不可能操作所需的工具来对该销进行固定。

发明内容

因而，本发明的目的是提供一种发动机连接件，其克服上述现有技术实例中存在的问题，本发明还提供了一种航空器发动机组件，其包括至少一个这样的连接件。

为了实现这一目的，本发明致力于设计一种航空器发动机连接件，其被设计成间置在发动机与该发动机的 EMS 之间，该连接件包括：与第一固定装置相连的挂钩，其中的第一固定装置包括设置有两个臂的端部装配件；以及销，该销穿过挂钩和两个臂，其中，两臂上都制有孔眼，孔眼中配备有对销进行保持的第一环和第二环。根据本发明，第一环上设置有底部，其作为销第一端的止挡，且第一固定装置还包括与销的第二端相配合、并用于阻止销平移运动的装置。

因而，本发明提供了一种技术方案，在该技术方案中，由于被支撑在用于阻止其平动的环底部上，所以不再需要为销两端的任意一端设置特别的固定装置。按照这种方式，可以理解：能有利地将该发动机连接件集成到接近性差、且高度拥挤的环境中，甚至可以将带有这种连接件的发动机组件制得更为紧凑，而无需担心在这种区域中的接近性问题。

本发明独创设计的连接件可同等有效地作为发动机的前方连接件或发动机的后方连接件，优选地是，可将销平动止动装置安装在第二环上，且止动装置包括螺接在第二环上的螺母和锁紧螺母。

在这样的结构中，销平动止动装置构成了第一固定装置上的整体组成部件，其还可包括至少一个弹簧垫圈支承件，该支承件与螺母接触，并与销的第二端相接触。对于这样的设计，可以理解：螺母优选地是与制在第二环上的凸肩实现支承接触，但其并不与销的第二端直接接触，这就有利地避免了出现配合过紧的问题，而这样的问题会降低环的耐用性。这种特别的设计可达到预定的轴向紧固力，以便于对

与相关凸肩保持支承接触的螺母实现最大程度的夹紧，当然，该作用力被选择成可与设置在环上的凸肩的尺寸相适配，并被用于将环保持在端部装配件上的对应臂上，很显然，这样就实现了防止这些环凸肩中出现任何剪切力的目的。

优选地是，平动止动装置还包括保险杆，其横向穿过第二环，该保险杆被布置在该第二环的自由端上，以便于在螺母/锁紧螺母组件变松/失效时对销的平动进行保持。作为进一步的提示，需要指出的是：该保险杆也被称为失效保障杆。

还优选地是，在销与挂钩之间设置了球窝接头。但是，将该球窝接头取消也是可行的，从而就在挂钩与端部装配件之间建立了常规的端部配合/榫接型连接关系，这并不超出本发明的范围。

优选地是，挂钩是三角形的，且可以是双体挂钩。在此情况下，该三角形挂钩还可与第二固定装置进行连接，其中的第二固定装置与第一固定装置是完全相同的，这两个固定装置被布置成靠近三角形挂钩的两个顶点。

因而，获得了这样的结构：三角形挂钩的两个顶点都与销相联，销的一端被容纳在封底的环内，这样的结构非常适合于使发动机连接件形成两个半体连接件，每个半体连接件都被设计成承受沿发动机横向方向和沿垂直方向施加的作用力。

为了实现这样的效果，该发动机连接件可包括第三固定装置，其靠近三角形挂钩的第三顶点，从而，该第三固定装置被设计成刚性地固定到 EMS 上，而先前的两个固定装置则被设计成刚性地固定到发动机上。

本发明的另一目的在于一种用于航空器的组件，其包括发动机、EMS、以及位于 EMS 与发动机之间的多个发动机连接件。根据本发明，

多个发动机连接件中包括至少一个与上述连接件相同的、根据本发明的发动机连接件，该连接件优选地是与上述连接件相同的前方连接件。显然，组件还可包括上述的发动机后方连接件，这并不超出本发明的范围。

优选地是，挂钩与发动机的横向方向平行，且是倾斜的，以使得距离发动机风扇罩的距离在向后的方向上是增大的。选择这样的平行结构，从而可以在发动机的风扇罩与挂钩的顶点（更总体而言即前方连接件的上部部分）之间形成大的纵向空间，以便于防止这两个元件之间发生碰撞。公知的是：在飞行的各个阶段中，与前方连接件刚性固定的风扇罩上部部分会向后移动，具体而言，这是由于发动机出现了纵向弯曲。作为提示，需要指出的是：发动机这种机械位移的另一后果就是使风扇罩更为靠近前方连接件，因而增大了与该连接件发生碰撞的风险。

因而，必须要理解：挂钩的倾斜结构可有利地降低发生碰撞的风险，但会增大支撑着该连接件的 EMS 与风扇罩之间的纵向间隔，且挂钩的倾斜布置显然与实现紧凑性的不断努力相矛盾。但是，与挂钩倾斜布置相关的纵向间隔增大在很大程度上可通过在每个封闭环上设置固定装置来补偿，这样的情况不再要求连接销前端与风扇罩之间的接近性。

换言之，这种优选的结构意味着：可对风扇罩进行移动，使其显著地靠近前方连接件的下部部分，且不会带来使风扇罩上部部分与前方连接件的上部部分之间发生碰撞的风险，其中，前方连接件上部部分所处位置比该连接件的下部部分更靠近后侧。

最后，优选地是：头两个固定装置上的端部装配件被刚性地固定到发动机上，且相对于经过发动机纵向轴线的垂直平面是对称的。

通过阅读下文给出的非限定性详述，可清楚地了解本发明的其它优点和特征。

附图说明

下文将参照附图对本发明进行描述，在附图中：

图 1 中示意性的局部侧视图表示了根据本发明优选实施方式的航空器发动机组件；

图 2 是放大的细节侧视图，其表示了图 1 所示组件中的发动机前方连接件；

图 3 中的透视图表示了图 2 所示发动机前方连接件的一部分；

图 4 是对图 2 和图 3 所示发动机前方连接件部分所作的剖视图；以及

图 5 中的透视图表示了根据本发明一种优选实施方式的航空器发动机组件（发动机未示出）。

具体实施方式

图 1 表示了一种航空器发动机组件 1，其被设计成固定在航空器的机翼（图中仅示意性地表示出，且用标号 3 指代）的下方，该组件 1 即为本发明优选实施方式的表现形式。

总体而言，发动机组件 1 是由如下部件组成的：发动机，其例如是涡轮喷气发动机 2；EMS 4；以及多个发动机连接件 6、8、9，它们插入在 EMS 4 的刚性结构体 10 与涡轮喷气发动机 2 之间。作为引导信息，需要指出的是：组件 1 被设计成由外罩（图中未示出）包围着，且 EMS 4 上装配有另外一组连接件（图中未示出），以便于将该组件 1 悬挂到航空器机翼的下方。

在下文的所有描述中，按照惯例，X 方向为 EMS 4 的纵向方向，该方向可被看作与涡轮喷气发动机 2 的纵向方向相同，X 方向与该涡轮喷气发动机 2 的纵向轴线 5 平行。另外，Y 方向是与 EMS 4 横交的方向，该方向也可被看作与涡轮喷气发动机 2 的横向方向相同，Z 方向是垂直方向或高度方向，这三个方向 X、Y、Z 相互正交。

此外，词语“前方”和“后方”的含义是相对于航空器在涡轮喷气发动机 2 推力作用下的运动方向而言的，在图中，该方向由箭头 7 示意性地表示。

图 1 示意性地表示了发动机的连接件 6、8、9，且仅表示出了 EMS 4 的刚性结构体 10。该 EMS 4 上未在图中示出的其它组成部件是与现有技术中存在的、或本领域技术人员公知的部件相同或类似的常规部件，这些组成部件例如是刚性结构体 10 在机翼下方的固定装置、或者控制空气脱离（segregation）的辅助结构、以及同时支撑着空气动力学整流片罩的系统支撑件。因此，下文不对这些部件进行详细描述。

此外，传递作用力的 EMS 4 刚性结构体 10 也属于现有设计，其优选为“箱”型的形式，该结构是由上下翼梁和侧板的组件构成的，其中的侧板通过横向肋条相互连接起来。如图所示，该刚性结构体 10 前方部分处的一端为装配件 15 的形式，发动机连接件 6 被固定到该装配件 15 上。

此外，涡轮喷气发动机 2 的前端上设置有大尺寸的风扇罩 12，其围成了环形的风道 14，在靠近后端的位置处，发动机包括较小的中段罩 16，其内包含着该涡轮喷气发动机的核心部分。最后，中段罩 16 被比它大的喷射罩 17 向后延接长。显然，各段罩体 12、16、17 是相互固定着的。

从图 1 可看出，多个发动机连接件是由如下几个连接件组成的：

发动机前方连接件 6，其实际上形成了两个前方的半体连接件；发动机后方连接件 8；以及连接件 9，其构成了承受涡轮喷气发动机 2 所产生推力的装置。如图 1 中示意性表示的那样，该装置 9 例如为两侧部连杆（由于图 1 是侧视图，所以在图中只能看到其中之一）的形式，它们首先是与风扇罩 12 的后方部分相连，其次再与后方连接件 8 相连。

发动机后方连接件 8 通常被设计成这样：其只能承受由涡轮喷气发动机 2 产生的、沿 Y 方向和 Z 方向的作用力，而不能承受沿 X 方向的作用力。该连接件被设置在喷射罩 17 与 EMS 刚性结构体 10 的下翼梁之间。

在另一方面，发动机前方连接件 6 被刚性地固定到装配件 15 和风扇罩 12 上，从而形成了本发明的特定技术特征，下文将参照图 2 到图 4 对这些技术特征进行详述。作为信息提示，该前方连接件 6 优选地是穿入到安装了固定扇叶的风扇罩的内部部分中，并靠近中段罩的前端。该连接件被设计成形成了两个半体连接件，它们被布置成相对于平面 P 是对称的，平面 P 是由轴线 5 和 Z 方向限定的，且该连接件 6 被设计成这样：其可承受由涡轮喷气发动机 2 产生的、沿 Y 方向和 Z 方向的作用力，不能承受沿 X 方向的作用力。

按照这种方式，利用连接件 9 来抵抗沿 X 方向施加的作用力，沿 Y 方向的作用力由前方连接件 6 和后方连接件 8 来承受，沿 Z 方向的作用力由连接件 6 和 8 联合起来承担。

此外，利用两连接件 6 和 8 分别从垂直方向和横向方向来抵御绕着 Y 方向和 Z 方向的力矩，而绕 X 方向的力矩只由后方连接件 8 来抵抗，后方连接件 8 也可采用具有两半体连接件的设计型式。

参照图 2 和图 3，可以看出：连接件 6 包括三角形的挂钩 20，其优选为双体挂钩，其对称地穿过平面 P，具有上部顶点 22。

在该挂钩的顶点处设置了贯通的孔眼 24，刚性地固定到 EMS 装配件 15 上的连接销 26 装配到该孔眼中。优选地是，在孔眼 24 中设置了球窝接头（图中未示出），用于对销 26 进行保持。因而，球窝接头和连接销 26 共同构成了挂钩 20 在 EMS 刚性结构体上的固定装置 27。

从图 2 可更好地看出，挂钩 20 在总体上被布置在与 Y 方向平行的平面内，并倾斜一定程度，以使得其距离风扇罩 12 的距离在向后的方向上是增大的。因而，与销 26 的中心线相重合的孔眼 24 中心线 28 在 XZ 平面内相对于 X 方向略微倾斜，其高度在向前的方向上逐渐增大。

该挂钩 20 倾斜的另一后果在于：该三角形挂钩的上部一进而其顶点 22 与风扇罩 12 的距离大于带有另外两个顶点 30 和 32 的挂钩下部与风扇罩之间的距离。

靠近风扇罩 12 的两下部顶点 30、32 上都设置有贯通的孔眼（图中不可见），它们对应着具有相同设计的第一固定装置 34 和第二固定装置 35，这两个固定装置都包括刚性固定到风扇罩 12 上的端部装配件（在图 2 中只能看到第一固定装置 34 的端部装配件 36）。显然，在这种结构中，两挂钩被布置成相对于平面 P 对称，并被刚性地固定到连接了固定扇叶的风扇罩的内部部分上，与顶点 30、32 相关的两通孔的中心线 40 与中心线 28 平行，因而在 XZ 平面内也相对于 X 方向略微倾斜，从而其高度在先前的方向上是增大的。

作为提示，要指出的是：挂钩 20 上还设置有第四连接点，该第四连接点处配备有保险固定系统 42，其被安装在风扇罩上。该第四连接点也被称为失效保险连接点，只有在顶点 30、32 处两连接点中的之一失效时，失效保险连接点才向 EMS 刚性结构体传递作用力。

应当理解的是：带有第一、第二固定装置 34、35 的两个下部连接点的特殊对称布置形式能实现上文提到的两个发动机半体连接件。

下面将参见图 4 对带有第一固定装置 34（换言之，位于顶点 30 处的固定装置）的下部连接点进行描述。由于另一下部连接点实际上与该连接点是完全相同的，因而下文将不对另一连接点作详细描述。

总体而言，固定装置 34 包括端部装配件 36，其也被称为阴端部装配件，该装配件是由前后两个臂 36a 和 36b 构成的，在两臂之间设置了挂钩 20 的下部顶点 30 和所谓的连接销 44，销 44 穿过该挂钩 20 和两臂 36a、36b。在这一方面，需要指出的是：沿着中心线 40 布置的连接销 44 不必一定要从臂 36a、36b 的一侧穿出到另一侧，但至少要部分地穿入到两臂的每一个中。

前方臂 36a 上设置有沿中心线 40 方向延伸的通孔 48a，在该通孔中设置了第一环 50。该环具有与臂 36a 的内表面保持支承接触的凸肩 52，由此来阻止环沿向先前方向平动。本发明的另一特定技术特征在于：销 44 装配到其中的环 50 上设置有封闭的端部 54，该封闭端位于该环 50 的前端。

因而，属于第一固定装置 34 的环 50 的封闭壁 54 为销 44 的第一端或前端 44a 形成了止挡，对此进行的研究优选地能达到这样的程度：前端 44a 与相对于中心线 40 垂直定位的封闭壁 54 直接接触。

优选地是，连接销 44 的中间部分被布置成穿过球窝接头 56，其中的球窝接头同样属于第一固定装置 34，且中间部分还位于制在三角形挂钩 20 顶点 30 处的通孔 58 中。

第一固定装置 34 还包括第二环 60，其被容纳在后方臂 36b 的通孔 48b 中，该通孔 48b 被定位成沿着中心线 40 的方向延伸。环 60 也具有与臂 36b 的内表面支承接触的凸肩 62，由此阻挡环向后方向进行平动。因而，通过将两环 50、60 的每一个从两臂 36a、36b 之间形成的空间中插入到对应的孔眼中，可将它们装配到端部装配件 36 上。

在升高的状态下，连接销 44 穿入到环 60 中，在该环中，由同属于装置 34 的平动阻止装置 64 保持着第二端或后端 44b，阻止其向后方向运动。

更确切来讲，平动阻止装置 64 包括螺母 66 和锁紧螺母 68，它们以中心线 40 为中心，并从第二环的自由端旋拧到第二环 60 中，螺母 66 支承接触着环 60 内部的凸肩 70。但是，该连接件被设计成这样：使得销 44 的后端 44b 位于凸肩 70 的前方，以防止该端部 44b 与螺母 66 之间发生接触，而这样的接触会降低环 50、60 的耐久性。因而，在平动止动装置 64 上还设置了一个或数个弹簧垫圈 72，这些垫圈首先是与螺母 66 支承接触，其次与连接销 44 的第二端 44b 相接触。利用这样的设计，可充分地控制销 44 的轴向夹紧力和环 50、60 中的应力。

最后，需要指出的是：平动止动装置 64 还包括保险杆 74，其沿横向穿过第二环 60—优选地是沿直径方向穿过，该保险防护型杆体 74 被布置在第二环 60 的后方自由端上，并位于锁紧螺母 68 的后方。当然，如果平动止动装置 64 出现了任何的失效，保险杆 74 都能防止螺母 66、锁紧螺母 68、以及销 44 从后方环 60 上松开退出下去。

显然，本领域技术人员能对上文描述的、作为非限定性实例的发动机连接件以及航空器发动机组件作出各种形式的改动。例如，在这一方面，应当指出的是：发动机前方连接件可包括常规形状的、具有两个相反端部的挂钩，而不是采用三角形的挂钩。在此情况下，两个端部中的之一可配备有上述的封闭连接环。

此外，本发明还可被应用到这样的场合中：连接销 9 的后端被铰接到撑柱上，撑柱被安装到发动机后方连接件 8 的前方，而不是被安装到其主体上，且撑柱被安装到发动机前方连接件 6 的后方，且如可从表示本发明另一实施方式的图 5 中看出的那样：优选地是，其始终

位于刚性结构体 10 的下梁上。

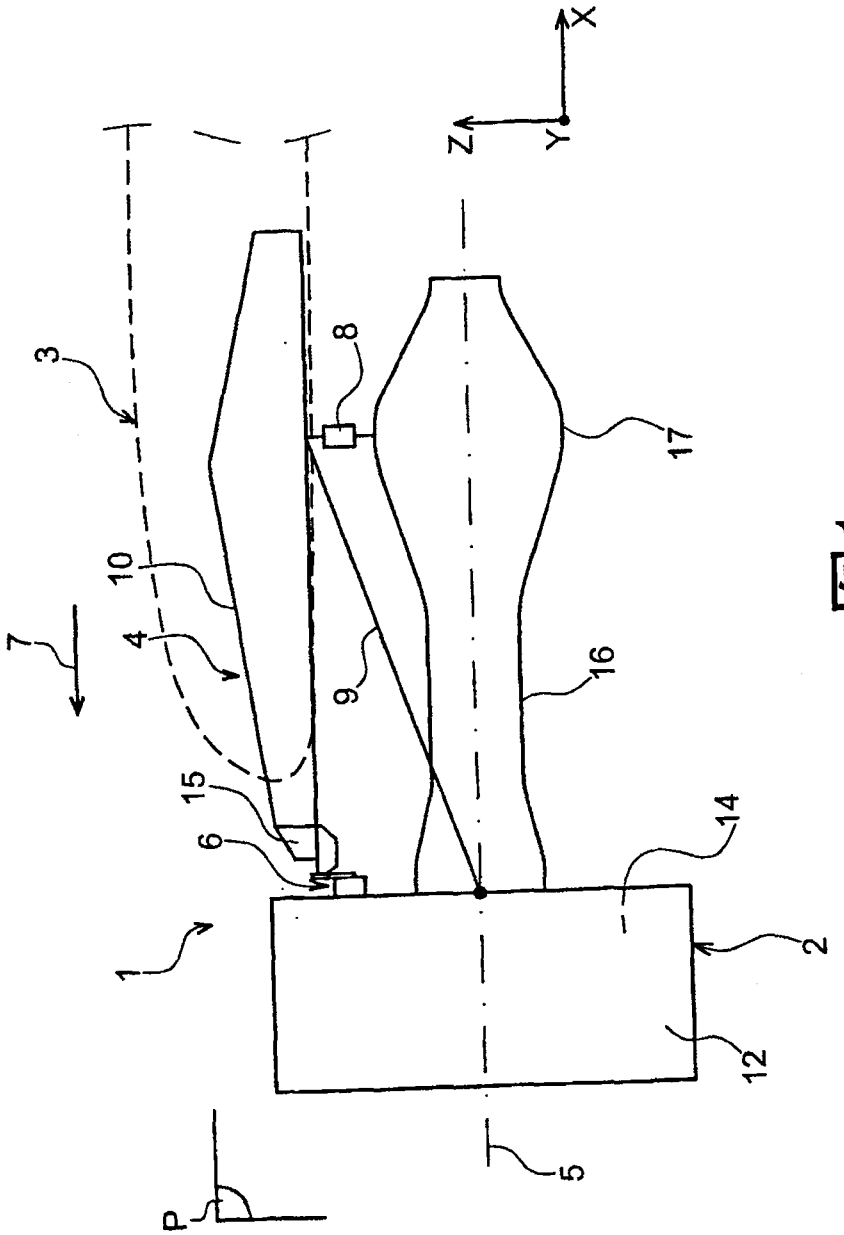


图1

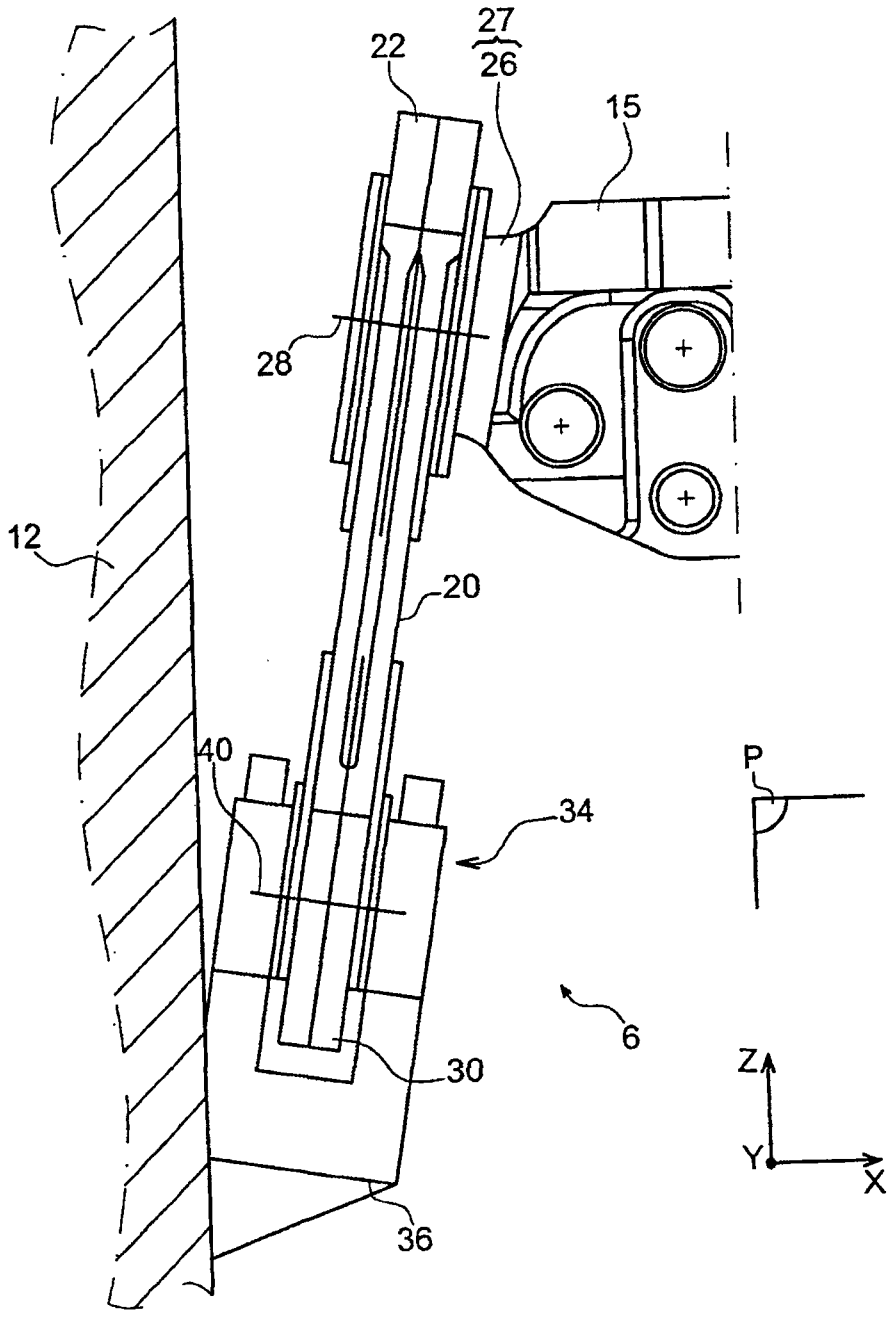


图2

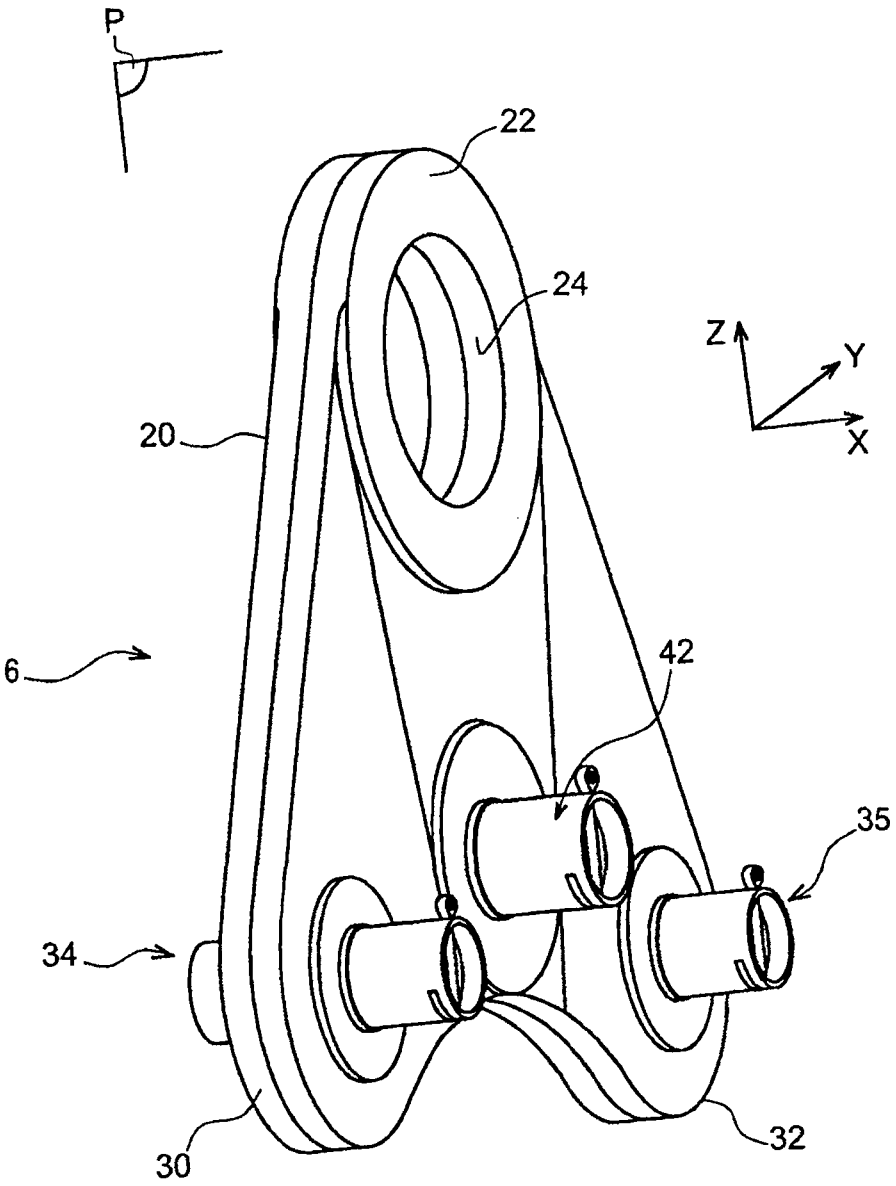


图3

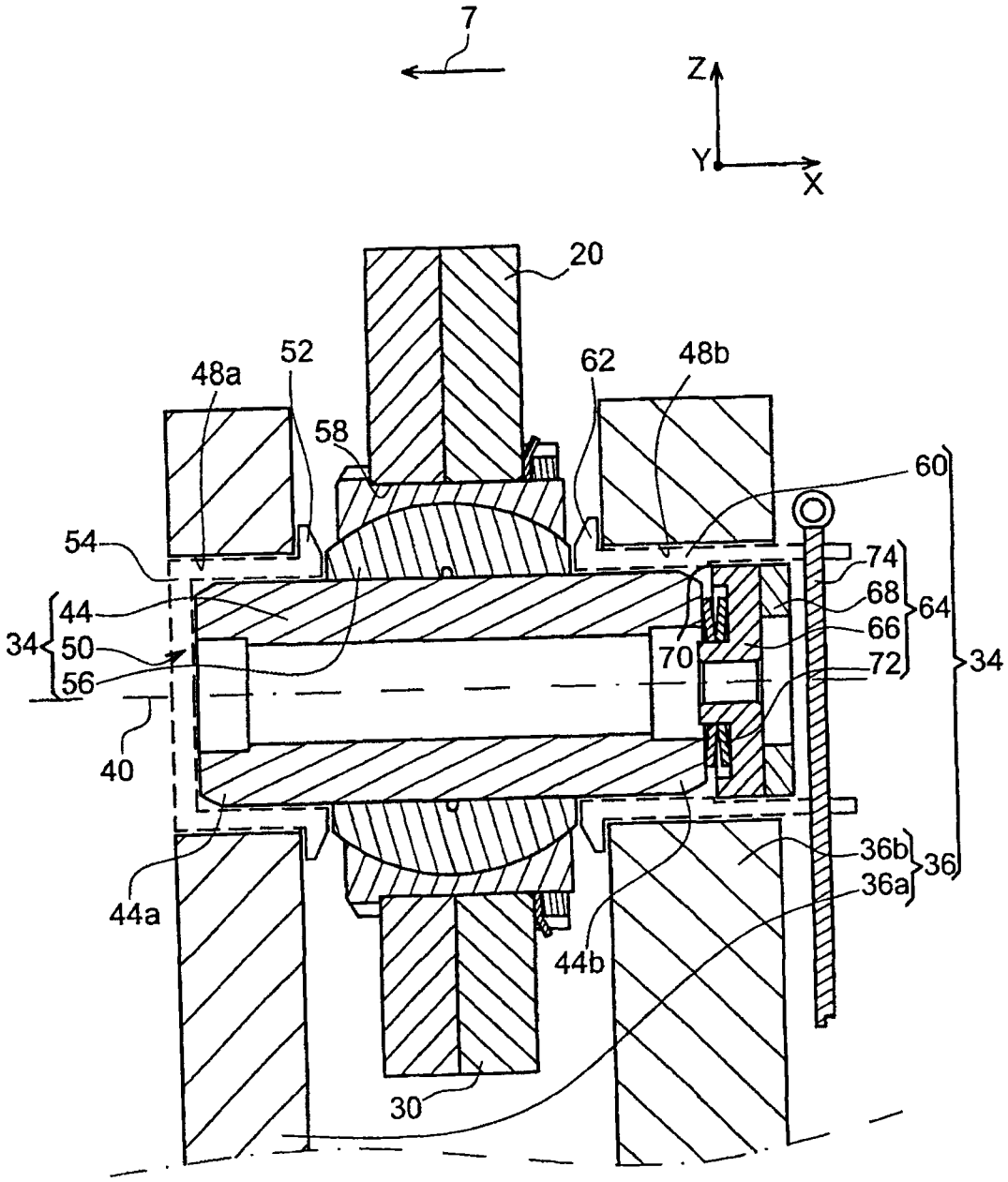

7
Z
Y
X
20
48a
52
58
62
48b
60
54
74
68
64
44
34
50
66
70
72
56
34
40
36b
36
36a
44a
44b
30

图4

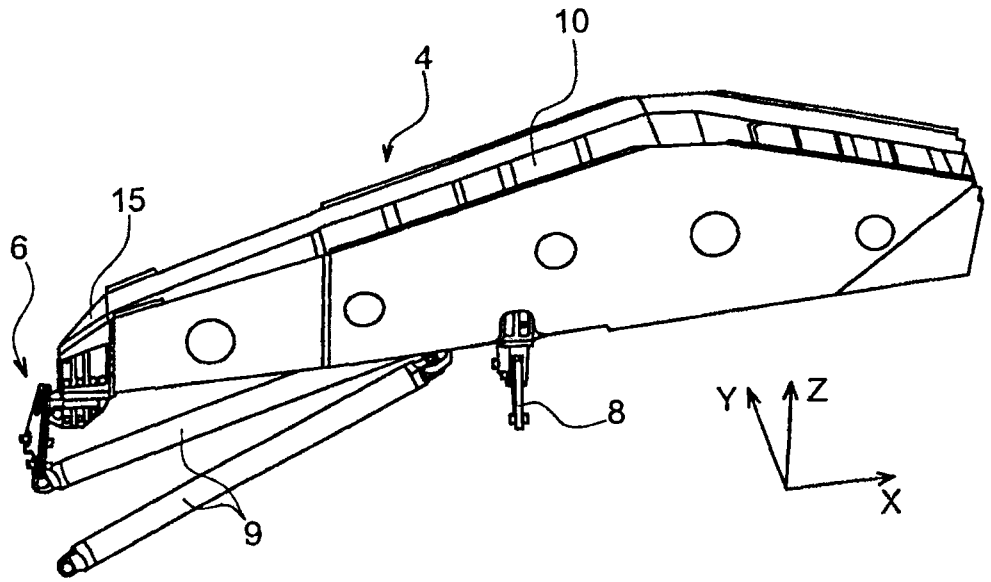


图5