

[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 200680033641.0

[45] 授权公告日 2009 年 7 月 29 日

[11] 授权公告号 CN 100519340C

[22] 申请日 2006.9.22

[21] 申请号 200680033641.0

[30] 优先权

[32] 2005.9.26 [33] FR [31] 0552866

[86] 国际申请 PCT/EP2006/066637 2006.9.22

[87] 国际公布 WO2007/033995 法 2007.3.29

[85] 进入国家阶段日期 2008.3.13

[73] 专利权人 法国空中客车公司

地址 法国图卢兹市

[72] 发明人 劳伦特·拉丰

弗雷德里克·茹尔纳德

埃里克·雷诺

[56] 参考文献

EP0844172A1 1998.5.27

EP1574429A2 2005.9.14

EP1053937A 2000.11.22

EP0147878A 1985.7.10

CN101263055A 2008.9.10

EP0844174A1 1998.5.27

审查员 卓启威

[74] 专利代理机构 北京康信知识产权代理有限责
任公司

代理人 章社杲 李丙林

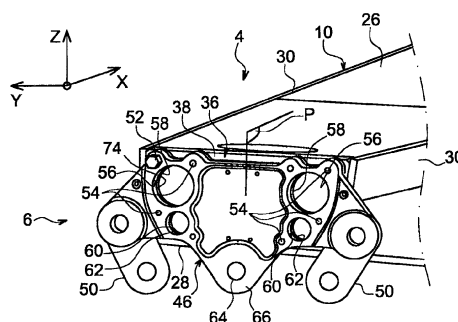
权利要求书 4 页 说明书 17 页 附图 7 页

[54] 发明名称

用于飞机的发动机挂架

[57] 摘要

本发明涉及用于飞机发动机的发动机挂架(4)，此挂架包括刚性结构(10)，该刚性结构利用前封闭翼肋(36)形成在它的前端封闭的箱体，该挂架还包括发动机安装系统(11)，该发动机安装系统尤其包括具有固定地安装在所述刚性结构(10)上的附件主体(46)的前发动机附件(6)。根据本发明，附件主体(46)对着前表面(38)设置，并且发动机挂架(4)包括至少一个至少部分地穿过附件主体(46)和前封闭翼肋(36)的剪切销(68)。



1. 用于飞机发动机(2)的发动机挂架(4), 所述挂架包括:

刚性结构(10), 所述刚性结构利用前封闭翼肋(36)形成在它的前端封闭的箱体, 以及

发动机安装系统(11), 固定地安装在所述刚性结构(10)上, 并且包括前发动机附件(6), 所述前发动机附件(6)具有固定地安装在所述刚性结构(10)上的附件主体(46),

其特征在于, 所述附件主体(46)对着所述前封闭翼肋(36)的前表面(38)设置, 以及

所述前发动机附件(6)包括至少一个至少部分地穿过所述附件主体(46)和所述前封闭翼肋(36)的剪切销(68)。

2. 根据权利要求1所述的发动机挂架(4), 其特征在于, 所述附件主体(46)包括后接触表面(74), 所述后接触表面(74)布置成与所述刚性结构(10)的前接触表面(72)接触, 其中所述前接触表面(72)属于所述前封闭翼肋(36)的所述前表面(38)。
3. 根据权利要求1所述的发动机挂架(4), 其特征在于, 所述前发动机附件(6)还包括多个拉紧螺栓(52)以保证将所述附件主体(46)固定到所述前封闭翼肋(36)上。
4. 根据权利要求2所述的发动机挂架(4), 其特征在于, 所述前发动机附件(6)还包括多个拉紧螺栓(52)以保证将所述附件主体(46)固定到所述前封闭翼肋(36)上。

5. 根据前述权利要求中的任一项所述的发动机挂架(4), 其特征在于, 每个剪切销(68)基本上沿着所述发动机挂架的纵向方向(X)定向。
6. 根据权利要求5所述的发动机挂架(4), 其特征在于, 所述前附件包括两个剪切销(68), 每一个剪切销(68)均至少部分地穿过所述附件主体(46)和所述前封闭翼肋(36), 所述两个销(68)沿着所述发动机挂架的横向方向(Y)彼此空间隔开。
7. 根据权利要求1-4中的任一项所述的发动机挂架(4), 其特征在于, 所述前附件包括两个剪切销(68), 每一个剪切销(68)均至少部分地穿过所述附件主体(46)和所述前封闭翼肋(36), 所述两个销(68)沿着所述发动机挂架的横向方向(Y)彼此空间隔开。
8. 根据权利要求1-4和6中的任一项所述的发动机挂架(4), 其特征在于, 所述前封闭翼肋(36)沿着由所述发动机挂架的横向方向(Y)和垂直方向(Z)限定的平面定向。
9. 根据权利要求8所述的发动机挂架(4), 其特征在于, 所述前发动机附件(6)被设计成确保在所述挂架的横向方向(Y)和垂直方向(Z)上施加的载荷的传递, 并且还被设计成确保在这个发动机挂架的纵向方向(X)上施加的力矩的传递。
10. 根据权利要求9所述的发动机挂架(4), 其特征在于, 所述发动机安装系统(11)还包括用于传递推力的装置(9)以及后发动机附件(8), 所述后发动机附件(8)被设计成确保沿着所述发动机挂架的横向方向(Y)和垂直方向(Z)施加的载荷的传递。

11. 根据权利要求 10 所述的发动机挂架 (4), 其特征在于, 所述发动机安装系统 (11) 形成静定系统。
12. 飞机发动机组件 (1), 其特征在于, 所述组件 (1) 包括根据前述权利要求中的任一项所述的发动机挂架 (4) 以及固定地安装在所述挂架上的发动机 (2)。
13. 用于将飞机发动机安装在根据权利要求 1 至 11 中任一项所述的发动机挂架的刚性结构上的方法, 其特征在于, 所述方法包括将预先安装在发动机箱体上的所述前发动机附件 (6) 的所述附件主体 (46) 固定在所述刚性结构的所述前封闭翼肋 (36) 上的步骤, 这个附件主体 (46) 通过至少一个穿过第一主孔口 (56) 和第二主孔口 (58) 的剪切销 (68) 而固定到所述前封闭翼肋 (36) 上, 所述第一主孔口 (56) 和所述第二主孔口 (58) 分别在所述附件主体 (46) 和所述前封闭翼肋 (36) 中形成, 用以将所述附件主体 (46) 固定至所述前封闭翼肋 (36) 的所述步骤包括如下相继的操作:
 - 为了使所述第一主孔口 (56) 与所述第二主孔口 (58) 相对设置, 进行所述发动机 (2) 相对于所述发动机挂架 (4) 的预定位; 以及
 - 将配备有凸出的定心头部 (82) 的销 (80) 插入并穿过所述两个相对的主孔口 (56, 58), 以使这个配备有所述凸出的定心头部且被容纳在所述两个主孔口 (56, 58) 中的销形成所述剪切销 (68)。
14. 根据权利要求 13 所述的安装方法, 其特征在于, 以与设置在所述附件主体 (46) 和所述刚性结构 (10) 之间的所述剪切销 (68) 的数目相同的次数重复所述将配备有凸出的定心头部 (82) 的销 (80) 插入的操作。

15. 根据权利要求 13 或 14 所述的安装方法,其特征在于,所述预定定位操作包括:

—使所述发动机(2)靠近所述发动机挂架(4),以使得能够将第一支撑销(76a)插入并穿过分别在所述附件主体(46)与所述前封闭翼肋(36)中形成的第一副孔口(60)和第二副孔口(62),并且使得能够将第二支撑销(76b)插入并穿过也分别在所述附件主体(46)与所述前封闭翼肋(36)中形成的第一副孔口(60)和第二副孔口(62),所述两个支撑销(76a, 76b)中的每一个均具有比相关的所述第一副孔口(60)和所述第二副孔口(62)的直径小的直径;然后

—使所述发动机(2)降低,直到所述附件主体(46)的两个第一副孔口(60)的每一个的上部支撑在它的相关联的支撑销(76a, 76b)上为止。

16. 根据权利要求 15 所述的安装方法,其特征在于,在插入每个配备有凸出的定心头部(82)的销(80)之后,将所述支撑销从所述副孔口(60, 62)中移除。
17. 根据权利要求 16 所述的安装方法,其特征在于,在移除所述支撑销(76a, 76b)之后,将两个故障安全剪切销(70)插入并穿过所述副孔口(60, 62)。

用于飞机的发动机挂架

技术领域

本发明总体上涉及飞机发动机组件，是包括发动机和用以固定发动机的挂架（*mât d'accrochage*）的类型的发动机组件，该挂架尤其配备有包括多个发动机附件并且在挂架的刚性结构与发动机之间定位的发动机安装系统。

本发明还涉及这样一种用于飞机发动机的挂架。

本发明可以用在任何类型的配备有例如涡轮喷气发动机或涡轮螺旋发动机的飞机上。

这种类型的挂架，也被称为“EMS”（Engine Mounting Structure，发动机机架结构），使得可以实现例如在飞机机翼下方悬挂涡轮发动机，或者在这个相同的机翼上方安装这个涡轮发动机。

背景技术

这种发动机挂架被设置成用于构成在发动机诸如涡轮喷气发动机与飞机机翼之间的连接界面。发动机挂架使得由它的相关涡轮喷气发动机产生的载荷（*effort*，力）可以被传递到飞机机身，并且还提供用于发动机与飞机之间的燃料、电气和液压系统，以及空气的路径。

为了确保载荷的传递，发动机挂架包括刚性结构，通常为“箱体”型，也就是由通过横向翼肋连接在一起的上翼梁和下翼梁组件

以及两个侧面板形成，这个箱体分别通过前封闭翼肋以及后封闭翼肋向前封闭和向后封闭。

另外，挂架配备有位于涡轮喷气发动机与发动机挂架的刚性结构之间的发动机安装系统，这个系统总体包括至少两个发动机附件，通常是一个前附件和一个后附件。

此外，安装系统包括用于传递由涡轮喷气发动机生成的推力的装置。在现有技术中，这个装置例如是两个侧部连杆（bielle）的形式，两个侧部连杆首先连接至涡轮喷气发动机的风机壳体（carter de soufflante）的后部，其次连接至固定在发动机壳体上的后发动机附件。

类似地，发动机挂架还包括位于这个挂架的刚性结构与飞机机翼之间的第二安装系统，这个第二安装系统通常包括两个或三个附件。

最后，发动机挂架具有用以在支撑气动整流罩的同时分离并保持不同系统的辅助结构。

在现有技术的一些实施例中，发动机安装系统包括前附件，因为它将会被固定地连接至发动机风机壳体，所以前附件被称为风机附件，前附件包括具有水平接触表面的附件主体，其中水平接触表面对着刚性结构的水平接触表面放置，这些接触表面也被称为固定表面。因此，由这两个表面形成的水平固定界面沿着被发动机挂架的纵向和横向方向限定的平面延伸，并且如果将发动机悬挂在飞机机翼的下面，这个水平固定界面就大体上位于箱体的下翼梁的外表面处。前发动机附件的附件主体一般固定在箱体的下翼梁，并被设置在它的下方。

这种布置具有不可忽视的缺点，即，附件主体的整体从箱体向下伸出，使得刚性结构完全在发动机风机壳体的上方定位，因而导致了大高度的发动机挂架，这种大高度的发动机挂架从气动阻力方面考虑是非常不利的，并且显然导致飞机性能损失。在这个方面，应该注意这个损失是归因于附件主体的大尺寸的相对结果，是由于确保在发动机挂架的刚性结构的方向中传递发动机产生的载荷的需要而强加的。

发明内容

因此，本发明的目的是提供一种克服了前述的与现有技术实施例关联的缺点的飞机发动机挂架，并且还提出一种具有所述挂架的发动机组件。

本发明的又一目的是提供用以将发动机安装至这个发动机挂架的刚性结构上的方法。

针对这个目的，本发明的主题是包括：刚性结构的飞机发动机挂架，该刚性结构形成通过前封闭翼肋在它的前端封闭的箱体；以及固定地组装在刚性结构上并且尤其包括前发动机附件的发动机安装系统，其中前发动机附件具有固定地安装在刚性结构上的附件主体。根据本发明，前发动机附件的附件主体对着箱体的前封闭翼肋的前表面设置。此外，前发动机附件包括至少一个至少部分地穿过附件主体并穿过前封闭翼肋的剪切销。

有利地，从上述本发明的限定可以看出，发动机挂架相对于现有技术中的那些已经发生改变（修改）了，使得前发动机附件的附加主体不再位于下翼梁和箱体的前封闭翼肋下方，而是在前封闭翼肋的前部。因此，如果发动机挂架想要确保在飞机机翼下方的发动机的悬挂，则所提出的布置大致上允许附件主体至少部分地位于箱

体的下翼梁的上方，然而在现有技术中这个向下延伸的相同的主体仅仅在这个相同的下翼梁上面或是后面。

因此，所述结构明显造成了在箱体下翼梁下方的更多空间，因而造成在前发动机附件上的气动扰动降低。对于同样尺寸的附件主体，产生的阻力因此有利地低于先前（现有技术中）遇到的阻力。

此外，还是在优选的情况中，当发动机挂架用于将发动机悬挂在飞机机翼下方时，前附件的附件主体上升的事实意味着在关联的发动机下面的离地距离可以增加。

明显地，通过提供附件主体以对着前封闭翼肋的前表面放置，即，对着它的通常垂直定向的外表面放置，这并不意味着必须提供这两个元件之间的直接接触。

然而，优选地，提供包括与刚性结构的前接触表面接触的后接触表面的附件主体，刚性结构的前接触表面属于前封闭翼肋的前表面，附件主体和翼肋随后相对彼此平坦地放置并且通过它们各自的接触表面接触。

此外，根据本发明，前发动机附件包括至少一个至少部分地穿过附件主体和前封闭翼肋的剪切销。换言之，由附件主体和前封闭翼肋形成的两个元件的每一个均至少部分地被每个剪切销穿过。

此外，前发动机附件优选地包括多个确保将附件主体固定到前封闭翼肋上的拉紧螺栓，特别地，这些螺栓使得有可能限制所用的剪切销的尺寸。

优选地，每个剪切销基本上沿着发动机挂架的纵向方向定向，这个定位完全适合确保在发动机挂架的横向和垂直方向中施加的

载荷的传递。因此，作为优选的实例，提供两个剪切销，沿着发动机挂架的横向方向空间分离。

大体上，优选地确保销垂直于前封闭翼肋布置，这个翼肋优选地垂直布置，即布置在由发动机挂架的横向和垂直方向限定的平面中。

然而，本发明还涵盖了前封闭翼肋在保持与横向方向平行的同时，相对于垂直方向成角度的情况。

优选地，前发动机附件被设计成确保在发动机挂架的横向方向和垂直方向中施加的载荷的传递，并且还被设计成确保在这个发动机挂架的纵向方向中施加的力矩的传递。

此外，优选地为静定（isostatique，均衡）系统的发动机安装系统包括用于传递推力的装置以及后发动机附件，其中后发动机附件被设计成确保在发动机挂架的横向和垂直方向中施加的载荷的传递。

本发明的又一主题是包括诸如刚刚描述的发动机挂架以及固定于这个发动机挂架的发动机的飞机发动机组件。

本发明最后一个主题是将飞机发动机安装到诸如刚刚所述的发动机挂架的刚性结构上的方法。它包括将预先被安装在发动机壳体上的前发动机附件的附件主体固定到刚性结构的前封闭翼肋上的步骤，这个附件主体通过至少一个穿过第一主孔口和第二主孔口的剪切销被固定到前封闭翼肋上，第一主孔口和第二主孔口分别在附件主体和前封闭翼肋中形成，这个将附件主体固定至前封闭翼肋的步骤包括如下相继步骤：

- 为了使第一主孔口与第二主孔口相对 (en regard, 相面对) 设置, 相对于发动机挂架预定位发动机; 以及

- 将配备有凸出的定心头部的销插入并穿过两个相对的主孔口, 以使这个配备有凸出的定心头部且被容纳在两个主孔口中的销形成剪切销。

因此, 正如已经在上面提及的那样, 本发明显著的特征在于它使用具有向前定向的接触表面的刚性结构, 不像现有技术实施例中那样, 在现有技术实施例中在刚性结构上设置的并且用于接收前附件的附件主体的接触表面在这个相同的刚性结构下方水平地定向。

因此, 这个接触表面可以例如基本上垂直地定向, 即, 在由发动机挂架的横向和垂直方向限定的平面中定向, 或者相对于垂直方向略微倾斜地定向, 但与此同时优选地保持与横向方向平行, 由于属于箱体的前封闭翼肋的这个接触表面的特殊布置, 因此有利地提高了用于操作旨在确保将附件主体组装到刚性结构上的固定元件的可到达性。事实上, 提供了这样的方面, 这个主体有利地固定于箱体形刚性结构的前封闭翼肋的前表面。因为整个刚性结构相对于固定界面朝向后部定位, 因此具有这样的益处: 操作者拥有了在这个界面前方的空闲的空间, 这很大程度上方便了操作者对用于实现附件主体的固定的不同元件的操作。

进行发动机的预定位操作以使两个主孔口预先定中心, 即, 在开始将销插入在这些相同的主孔口中的操作之前粗略地对准它们, 被插入的销随后将会形成确保朝向发动机挂架传递发动机载荷的剪切销。

之后, 可以进行将销插入主孔口的操作这个销具有凸出的定心 (centrage) 头部, 在插入销的过程中凸出的定心头部的作用是逐渐

地校准两个主孔口之间的粗略对准（如果证明必要），以使得实现这两个孔口的精确对准。

显然地，应该注意，发动机相对于刚性结构的预定位以足够的精确度进行以使得具有凸出的头部的销随后能够进入第一主孔口继而进入第二主孔口，或者反之亦可，通过产生对准的渐进的校准（导致发动机与刚性结构之间的相对运动）来实现上述结果，尽管有与发动机关联的较大的垂直载荷。

最终，应该指出，一旦销插入操作完成，这个销将会永久地保持在两个主孔口中，以形成在附件主体与刚性结构之间的剪切销。因此，本发明的特殊方面在于这样的事实：优选地为橄榄形的凸出的定心头部首先在安装操作过程中被使用以确保几个主孔口的逐渐对准直到实现精确对准，并且随后，定心头部被使用以形成用于在操作发动机时朝向刚性结构传递载荷的剪切销的一部分。

优选地，当在附件主体与刚性结构之间提供几个剪切销时，具备有凸出的定心头部的销的插入操作被重复与准备设置的剪切销的数量相同的次数。在这样的情况中，优选地提供这样的方面：进行初始的发动机预定位操作以使得所有的第一主孔口与它们各自关联的第二主孔口相对设置。

优选地，这个预定位操作包括：

- 使发动机靠近发动机挂架以能够将第一支撑销插入并穿过分别在附件主体与前封闭翼肋中形成的第一副孔口和第二副孔口，并且能够将第二支撑销插入并穿过也分别在附件主体与前封闭翼肋中形成的第一副孔口和第二副孔口，两个支撑销中的每一个均具有比关联的第一副孔口和第二副孔口的直径小的直径；随后

- 使发动机降低，直到附件主体的两个第一副孔口的每一个的上部支撑在它的关联支撑销上为止。

因此，这些支撑销（也被称为分度支撑物）的定位确保将发动机保持在发动机相对于发动机挂架的最终位置的略微下方处，这个位置完全适合于随后将具有定心头部的销插入主孔口中。

优选地，在每个具有凸出的定心头部的销被放置在适当的位置之后，使用合适的拔出器将这些支撑销从副孔口中移除。应该注意，在上述副孔口之后用于接收所谓的“故障安全”剪切销的优选的、有利的情况中，在移除支撑销之后，将两个故障安全剪切销插入穿过这些相同的副孔口。

在下面给出的非限制性描述中，本发明的其它优点和特征会变得显而易见。

附图说明

参照附图进行这个描述，其中；

- 图 1 是包括根据本发明优选实施例的发动机挂架的飞机发动机组件的局部示意侧视图；

- 图 2 是示意性地示出了利用装配有图 1 所示的发动机挂架的发动机安装系统的载荷传递的透视图；

- 图 3 是图 1 所示的发动机挂架的前部的详细透视图；

- 图 4 是属于图 3 所示的发动机挂架的箱体的前封闭翼肋的透视图；以及

- 图 5a 至 5h 是示意性地示出了在根据本发明一个优选实施例的安装方法中实施的安装步骤的不同操作的视图，这个步骤包括将前发动机附件的附件主体固定到发动机挂架的刚性结构上。

具体实施方式

参照图 1，可以看见飞机发动机组件 1，此组件 1 被悬挂在这个飞机的机翼 3 的下方，本发明的这个组件 1 具有以本发明优选实施例的形式的发动机挂架 4。

总体上，发动机组件 1 包括诸如涡轮喷气发动机的发动机 2 以及发动机挂架 4，挂架尤其具有刚性结构 10 和发动机安装系统 11，发动机安装系统 11 包括多个发动机附件 6，8 和用于传递由涡轮喷气发动机 2 生成的推力的推力传递装置 (dispositif de reprise des efforts) 9，因此，安装系统 11 位于发动机与上述刚性结构 10 之间。应该注意，组件 1 设计成被发动机舱（未在这个图中示出）包围，并且发动机挂架 4 包括另一系列附件（未示出）以确保这个组件 1 悬挂在飞机机翼下。

在余下的描述中，依照惯例使用 X 来指明发动机挂架 4 的纵向方向，此纵向方向相似于涡轮喷气发动机的纵向方向，这个方向 X 平行于这个涡轮喷气发动机 2 的纵向轴线。并且，使用 Y 来指明横向定向于发动机挂架 4 并且可以相似看待为涡轮喷气发动机 2 的横向方向的方向，以及用 Z 来指明垂直方向或高度方向，这三个方向 X，Y 和 Z 相互垂直。

此外，在涡轮喷气发动机 2 施加推进力之后，相对于飞机的前进方向来考虑术语“前面”和“后面”，这个前进方向用箭头 7 示意性地示出。

在图 1 中, 可以看见, 仅仅示出了用于传递推力的装置 9, 发动机附件 6, 8 以及发动机挂架 4 的刚性结构 10。这个发动机挂架 4 的未示出的其它组成零件, 诸如在飞机机翼下方固定刚性结构 10 的装置, 或是分离并保持不同系统且承载气动整流罩的辅助结构, 是与可以在现有技术中发现的本领域技术人员已知的那些部件相同或相似的传统部件。因此, 就不对它们进行详细描述了。

涡轮喷气发动机 2 在前方具有大尺寸的风机壳体 12, 该风机壳体 12 界定环形风机管道 14, 并且发动机 2 朝向后部包括较小尺寸的中心壳体 16, 中心壳体 16 包围这个涡轮喷气发动机的核心。最后, 中心壳体 16 朝向后部延伸至尺寸大于中心壳体 16 的排气壳体 17。明显地, 壳体 12, 16 和 17 一个接一个地固定。

如图 1 可见, 多个发动机附件包括前发动机附件 6 和后发动机附件 8。推力传递装置 9 是例如两个侧部连杆的形式 (因为图 1 是侧视图, 仅可看见一个), 两个侧部连杆首先连接至风机壳体 12 的后部, 其次连接至平衡杆 (palonnier), 而平衡杆自身安装在后附件 8 上。

前发动机附件 6 (下面将描述它具体针对本发明的定位) 固定于风机壳体 12 并且被设计成使得它可以传递由涡轮喷气发动机 2 在方向 Y 和 Z 上产生的载荷。值得注意, 这个前附件 6 优选地进入到风机壳体 12 的周界端部中。

后发动机附件 8 总体上位于排气壳体 (carter d'éjection, 喷射壳体) 17 与发动机挂架的刚性结构 10 之间。它是传统的设计以使它可以传递 (reprendre) 由涡轮喷气发动机 2 在方向 Y 和 Z 中产生的载荷, 但是不可以传递沿方向 X 施加的载荷。

以这种方式，利用如图 2 中示意性地示出的静定（isostatique, 均衡）型安装系统 11，在方向 X 中施加的载荷的传递通过装置 9 进行，在方向 Y 中施加的载荷的传递（la reprise des efforts）通过前附件 6 与后附件 8 实现，并且在方向 Z 中施加的载荷的传递也通过附件 6 和附件 8 共同实现。此外，沿方向 X 施加的力矩的传递通过前附件 6 垂直地实现，沿方向 Y 施加的力矩的传递通过前附件 6 联合附件 8 垂直地实现，并且沿方向 Z 施加的力矩的传递也通过附件 6 和附件 8 横向地实现。

仍然参照图 1，可以看见结构 10 表现为在方向 X 中延伸的箱体的形式，这个箱体也被称为抗扭盒（caisson de torsion）。传统地，它由上翼梁 26 和下翼梁 28 以及两个都在方向 X 上并且基本上在平面 XZ 中延伸的侧部面板 30（在图 1 中仅仅可看见一个）形成。在这个箱体内部，沿着平面 YZ 布置并且纵向隔开的横向翼肋 32 加强箱体的刚度。应该注意，元件 26，28 和 30 中的每一个均可以制成单个工件，或者通过组装拼接部分制成，拼接部分可以可选地相对彼此略微倾斜。此外，在上面所述的横向翼肋中，有箱体的前封闭翼肋 36 和箱体的后封闭翼肋 37，这些翼肋位于箱体的端部，因此总体上沿平面 YZ 布置。

再次参照图 1，其中发动机 2 被悬挂在机翼 3 的下方，提供刚性结构 10 的前封闭翼肋 36 作为用于前发动机附件 6 的附件主体的前部支撑结构。更确切地，翼肋 36 具有总体上沿着平面 YZ 布置的前表面 38 或外表面，但是此前表面 38 或外表面可能具有复杂的几何外形，尤其是出于限定突出部分的目的，其中这个相同的附件主体对着（或紧贴着）该表面设置。

优选地，这个前表面 38 的一部分被设计成限定前接触表面（未标记）或前固定表面，该前接触表面或前固定表面对着（或紧贴着）

属于前附件 6 的附件主体的后接触表面（未标记）或后固定表面设置，并且与上述后接触表面或后固定表面接触。

因此，利用附件主体的这个特殊布置，可以在方向 Z 上获得前封闭翼肋 36 与前附件 6 的这个相同的附件主体的部分重叠，这个部分重叠总体上使得可以实现结构 10 与前发动机附件组件的紧凑，并因此减少在这个附件 6 右方的、发动机舱上方的发动机挂架形成的突出，因此减少了气动阻力。

现在参照给出了发动机挂架 4 的前部的更详细的视图的图 3，其中平行于方向 X 的垂直中间平面 P 形成用于这个相同的发动机挂架的对称平面，可以看到前发动机附件因此包括沿着平面 YZ 横向定向的托架（ferrure）形式的附件主体 46，附件主体被固定至刚性结构 10 并对着封闭翼肋 36 的前表面 38 设置。

为了保证组装，附件 6 可以包括拉紧螺栓 52（仅仅示出了其中一个），这些拉紧螺栓沿着方向 X 定向并且经过穿过主体 46 和翼肋 36 形成的孔口 54。

此外，附件 6 还包括两个剪切销，此剪切销也被称为主动剪切销并且相对于平面 P 对称地布置，优选地，这些销还沿着方向 X 定向。每个剪切销均会经过在主体 46 中形成的第一主孔口 56 和在翼肋 36 中形成的第二主孔口 58，第二主孔口 58 在方向 X 中与孔口 56 对准。

在附件主体 46 的两个侧端处，前发动机附件 6 具有两个钩环/小连杆 50 在其上转动的两个马蹄钩，两个钩环中的每一个均部分地形成前附件的半附件，沿方向 Z 施加的载荷可以经过前附件。正如本领域的技术人员所知的那样，这些钩环 50 还在它们的另一端

处铰接在马蹄钩上(马蹄钩也属于前附件 6),并且固定地安装到发动机壳体 2 上。

利用上述的设计,可以理解这个前附件完全适合于确保沿着方向 Y 和 Z 施加的载荷的传递,并且还适合于确保沿着方向 X 施加的力矩的传递。

在这个方面中,优选地,上述两组主孔口 56, 58 中的每一组均与分别在主体 46 和翼肋 36 中设置的一组副孔口 60, 62 关联,每组副孔口被设计成以容纳故障安全剪切销(未示出)。每个故障安全剪切销在第一副孔口 60 与第二副孔口 62 中的安装留出了径向间隙,以使得在正常情况下没有载荷通过它们传递,并且在主剪切销断裂的情况下,使得与之相关的故障安全剪切销能够提供新的载荷路径。

应该注意,以已知的方式,一个替换的实施例可以包括提供这样的方面:两个剪切销被设计成结合故障安全(fail safe)功能,此功能会消除提供副销和副孔口 60, 62 的需要。

还应该注意,借助于以具有间隙的方式安装在主体 46 的下面中心部 66 的故障安全销,这个故障安全功能还确保了附件主体 46 与发动机壳体之间的接合。

现在参照示出了箱体的前封闭翼肋 36 的图 4,可以看见这个翼肋的前表面 38 具有总体上沿着平面 YZ 定向的表面,但是事实上前表面 38 优选地具有向前伸出的突出部分。并且,翼肋 36 具有四个可以固定至翼梁 26, 28 和两个侧部面板 30 的尾翼 69。

优选地,上述突出部分位于界定用于容纳螺栓 52、剪切销 68 以及故障安全销 70 的孔口 54, 58, 62 的翼肋 36 的那些部分处。

此外, 在这些突出部分的最前部分处, 前表面 **38** 界定前接触表面 **72**, 前接触表面 **72** 对着附件主体 **46** 的后接触表面设置并且与后接触表面接触。在图 4 中用交叉阴影示出的这个接触表面 **72** 或者固定表面优选地基本上沿着平面 **YZ** 定向, 并且因此总体上位于上述孔口 **54**, **58**, **62** 的轮廓线处。

明显地, 应该理解主体 **46** 的后接触表面或固定表面 (在图 3 中标记为 **74**) 优选地具有与表面 **72** 相匹配的外形, 并且因此优选地像表面 **72** 那样基本上沿着相同的平面 **YZ** 定向。

现在参照图 5a 至 5h, 描述了根据本发明的一个优选实施例的、用以将发动机 **2** 安装在发动机挂架 **4** 上的方法, 并且更具体地, 描述了用于将前附件 **6** 的附件主体 **46** 固定在箱体 **10** 的前封闭翼肋 **36** 上的步骤。

图 5a 显示出在进行这个固定步骤之前, 发动机 **2** 承载附加主体 **46**, 特别地通过铰接在风机壳体上的钩环/小连杆 **50** 来实现。此外, 发动机安置在所谓的垂直的或竖直的位置中, 附件主体 **46** 向上放置在此位置中, 与此同时发动机挂架 **4** 放置在发动机 **2** 上方的任何位置中。

在使用传统的提升装置移动发动机 **2** 之前, 主体 **46** 装配有工具, 此工具使主体 **46** 能够相对于发动机被保持在适当位置中, 并且因此阻止这个主体 **46** 绕它的两个关联的钩环/小连杆 **50** 转动。以这种方式, 随后的预定位操作有利地不会被主体 **46** 与发动机 **2** 之间的任何相对运动妨碍。

随后可以开始发动机 **2** 相对于发动机挂架 **4** 的预定位操作, 它的目的是使两个第一主孔口 **56** 的每一个与其关联的第二主孔口 **58** 相对放置。进行发动机 **2** 的这个预定位操作以获得主孔口之间的粗

略对准，优选地，通过将发动机 **2** 提升到略微在它的相对于发动机挂架 **4** 的最终位置上方的位置处来实现对准。因此，如可以从图 5b 所见的那样，第一主孔口 **56** 相对于在翼肋 **36** 中形成的第二主孔口 **58** 略微地向上偏移，并且类似地第一副孔口 **60** 相对于在这同一个翼肋中形成的第二副孔口 **62** 略微向上偏移。

随后，通过将第一支撑销 **76a** 插入穿过第一组副孔口 **60**，**62**，并通过将第二支撑销 **76b** 插入穿过第二组副孔口 **60**，**62** 来继续发动机 **2** 的预定位操作。

明显地，也被称作分度销的这两个支撑销 **76a**，**76b** 具有比副孔口 **60**，**62** 的直径小的直径，这些直径之间的比值保证功能间隙并且范围可能在 0.6 至 0.9 之间。提供这种特殊性，以使得尽管在基本上相同直径的多个孔口之间存在垂直偏移量，但可以无阻碍地进行销 **76a**，**76b** 的插入。优选地，在人工地且没有任何摩擦地将这些销 **76a**，**76b** 插入在副孔口中后，它们随后在重力的作用下搁置它们相关联的第一副孔口 **60** 的下部上，并且如图 5c 所示地不会与它们相关联的第二副孔口 **62** 接触。

随后，操作包括仍然使用提升装置使发动机 **2** 下降，直到两个第一副孔口 **60** 的每一个的上部支撑在它的关联支撑销 **76a**，**76b** 上。如图 5d 所示，在这个位置中，还应该注意这两个支撑销 **76a**，**76b** 安置在它们的关联第二副孔口 **62** 的下部上。销 **76a**，**76b** 的剪切独自地保持发动机相对于发动机挂架的预定位，这个预定位使得（正如可以清楚地从图 5d 中所见的那样）发动机 **2** 位于略微在它的相对于发动机挂架 **4** 的最终位置的下方。随后，通过使用例如螺纹夹子类型的适合的工具来使接触表面 **72** 和 **74** 接触（参照图 5e）来完成预定位。

因此，应该理解，一旦完成了这个操作，发动机不需要与提升装置协作来将发动机保持在它的相对于发动机挂架 **4** 的预定位置中。

随后可以开始新的操作，目地在于将两个销 **80** 分别插入第一组主孔口和第二组主孔口中。

正如可以从图 5e 中所见的那样，每个销 **80** 配备有凸出的定心头部 **82**，此定心头部 **82** 优选地为橄榄形并且通过例如拧或嵌入安装到销 **80** 的销主体上，这个销首先被插入穿过主体 **46** 的第一主孔口 **56**，随后穿过向上略微地偏移的第二主孔口 **58**。因此，随着将销 **80** 插入穿过第二孔口 **58**，头部 **82** 渐进地与它的向前倾斜的部分（*partie avant chanfreinée*）**84** 配合，这个部分 **84** 被设计成使得将销 **80** 插入这个孔 **58** 中更加容易。明显地，将销 **80** 的定心头部 **82** 插入孔口 **58** 中会导致相同直径的两个孔口 **56**，**58** 逐渐对准，直到在它们之间获得精确的对准为止。应该注意，除了间隙之外，孔口 **56**，**58** 的直径与插入到其中的销的直径是相同的。

在插入销 **80** 后，销 **80** 被容纳在它的两个关联孔口 **56**，**58** 中，并且有利地形成如图 5f 所示的剪切销 **68**。

参照图 5g，针对第二组主孔口进行相同的销插入操作，以实现第二剪切销 **68** 的定位。一旦两个剪切销同时或顺序插入它们各自的主孔口中，在孔口 **56**，**58** 对准之后被提升了的发动机 **2** 随后位于它的相对于发动机挂架 **4** 的最终位置处。

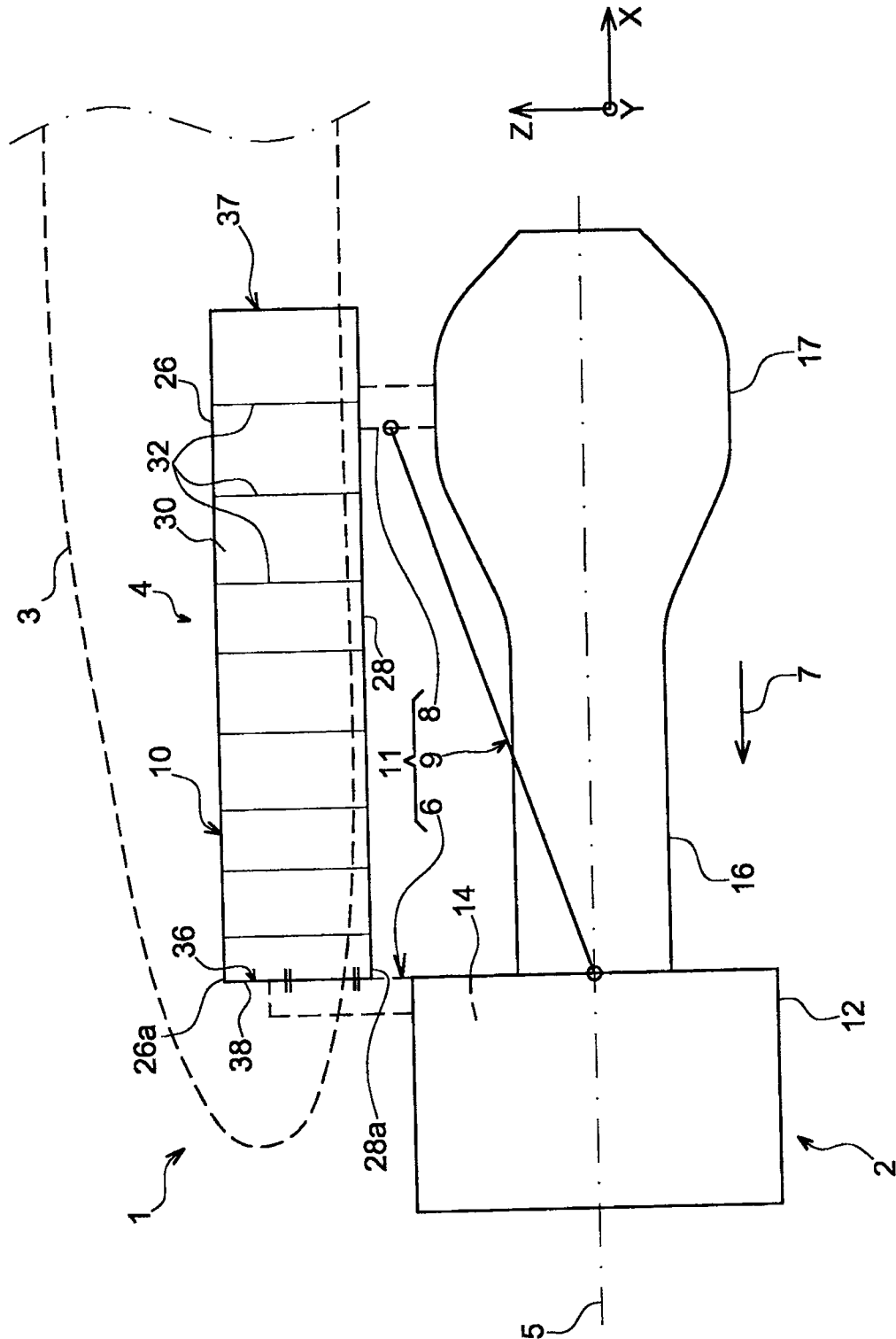
在这个最终位置中，副孔口 **60**，**62** 也精确地成对对准。

随后可以移除两个支撑销 **76a**, **76b**, 使副孔口空闲出来 (如图 5h 所示), 以实现随后的将两个故障安全剪切销 **70** 放置在这些相同的副孔口 **60**, **62** 中的适当位置处的操作。

随后通过将上面所述的拉紧螺栓放置在适当位置处的操作可以进行固定附件主体 **46** 的步骤, 其中拉紧螺栓也沿着方向 X 定向。

在本发明的方法中, 针对后附件 **8** 可以进行类似的固定步骤, 同时可以以本领域技术人员已知的传统方式来进行推力传递连杆的安装。

明显地, 本领域的技术人员可以对仅仅作为非限制性实例描述的方法和飞机发动机组件 **1** 进行各种修改。在这个方面中, 尤其应该指出, 尽管已经公开了适用于在飞机机翼下方悬挂的结构 of 发动机组件 **1**, 这个组件 **1** 还可以存在于使它被安装在这个相同的机翼上方的不同结构中。



一
四

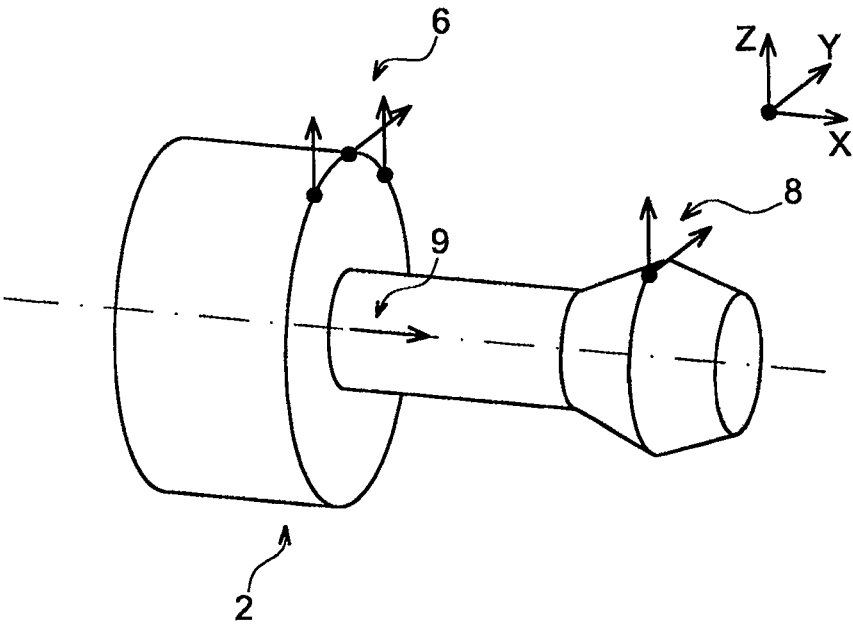


图 2

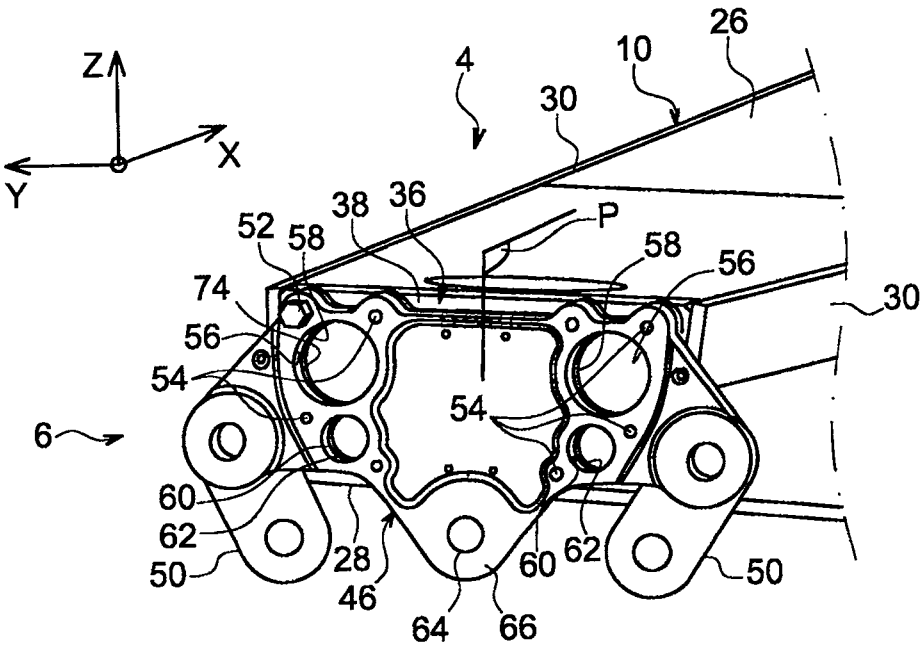


图 3

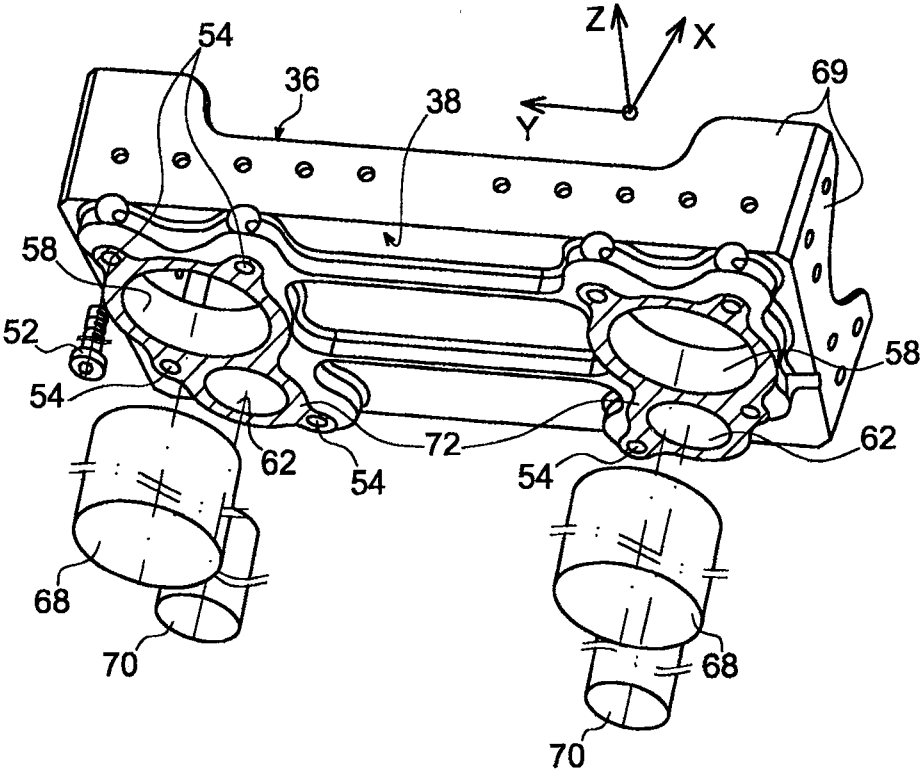


图 4

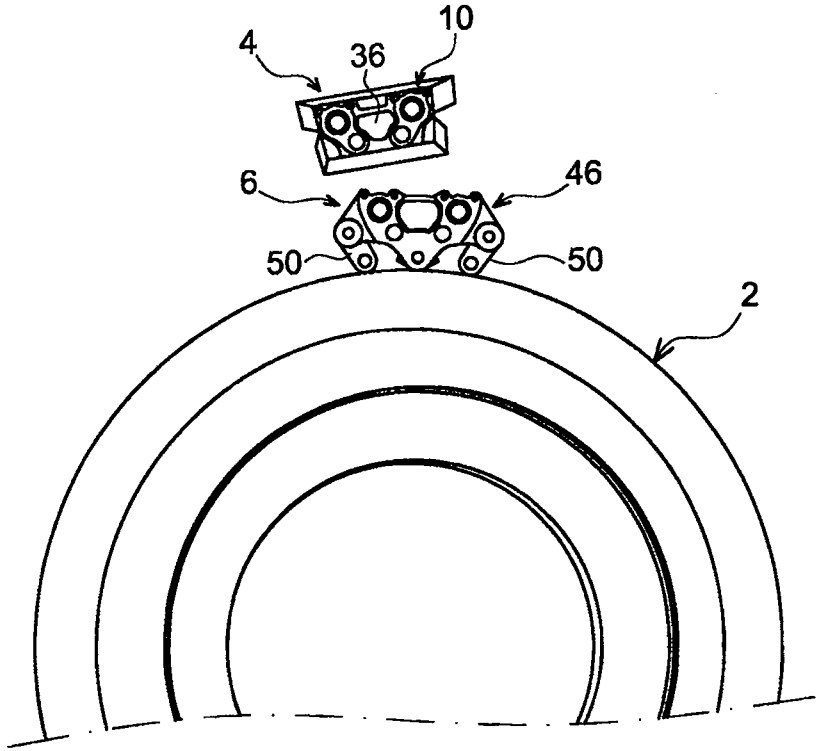


图 5a

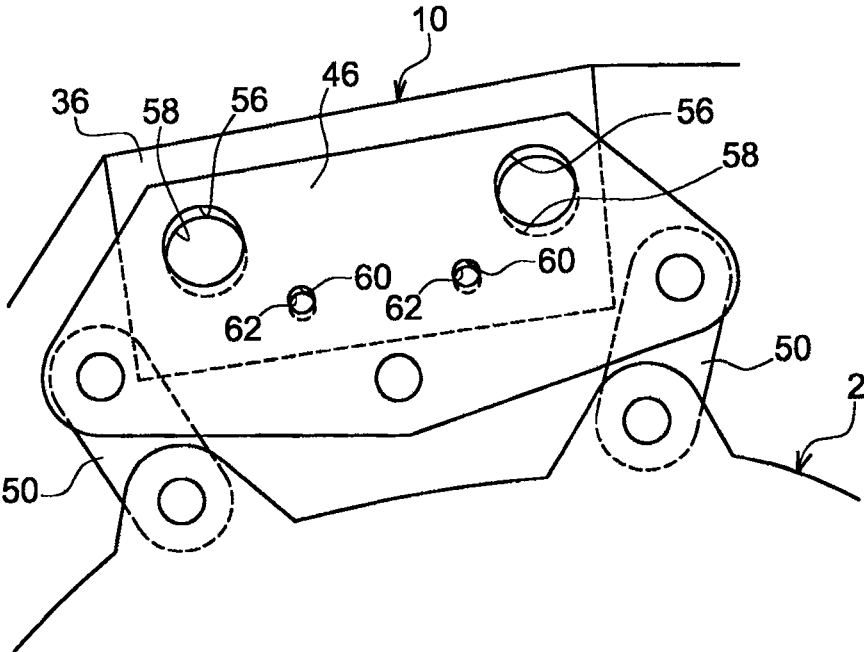


图 5b

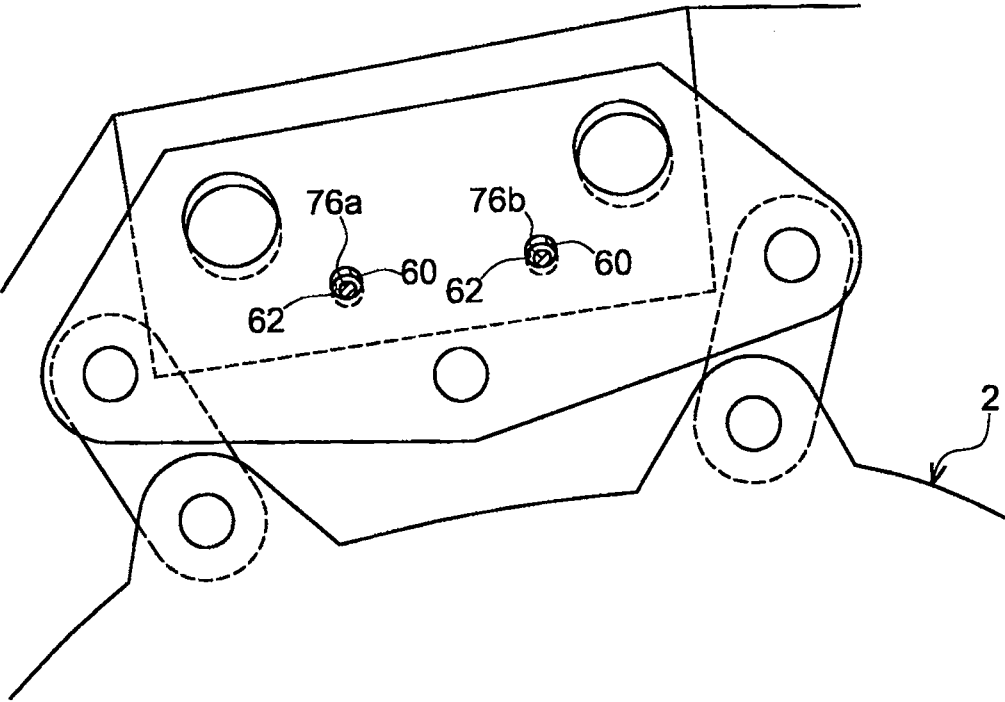


图 5c

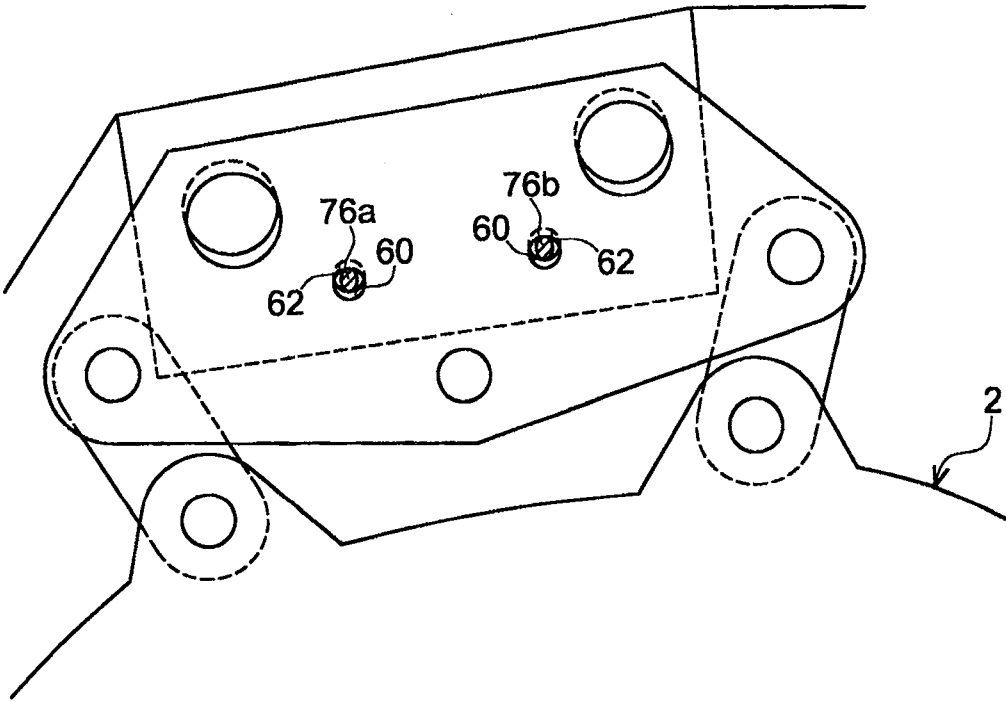


图 5d

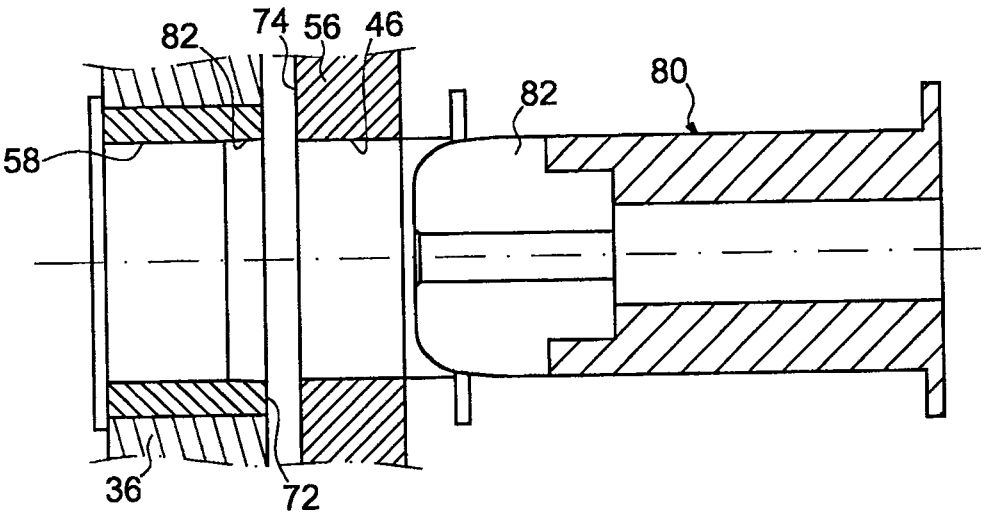


图 5e

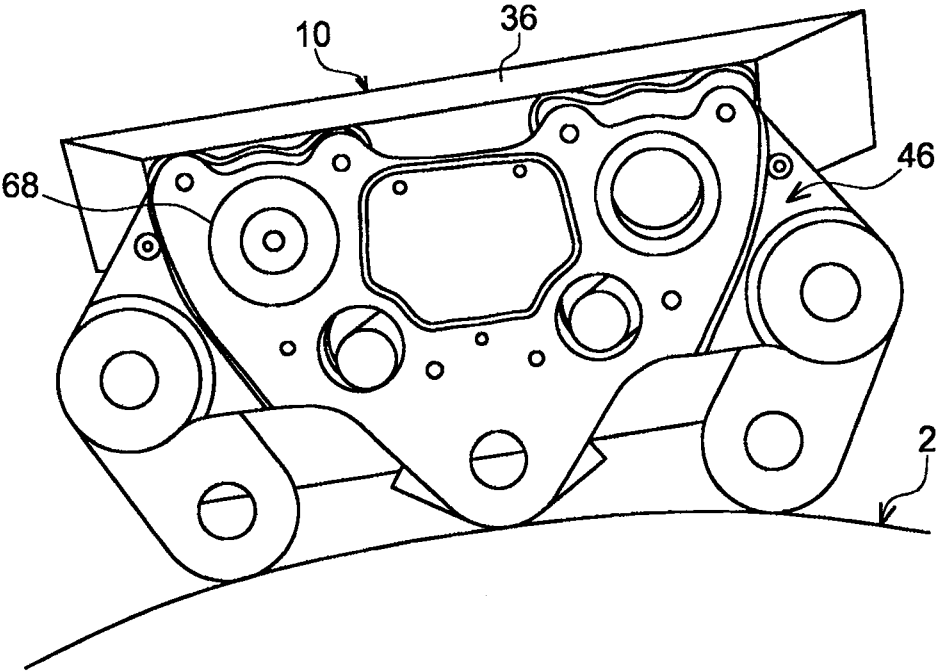


图 5f

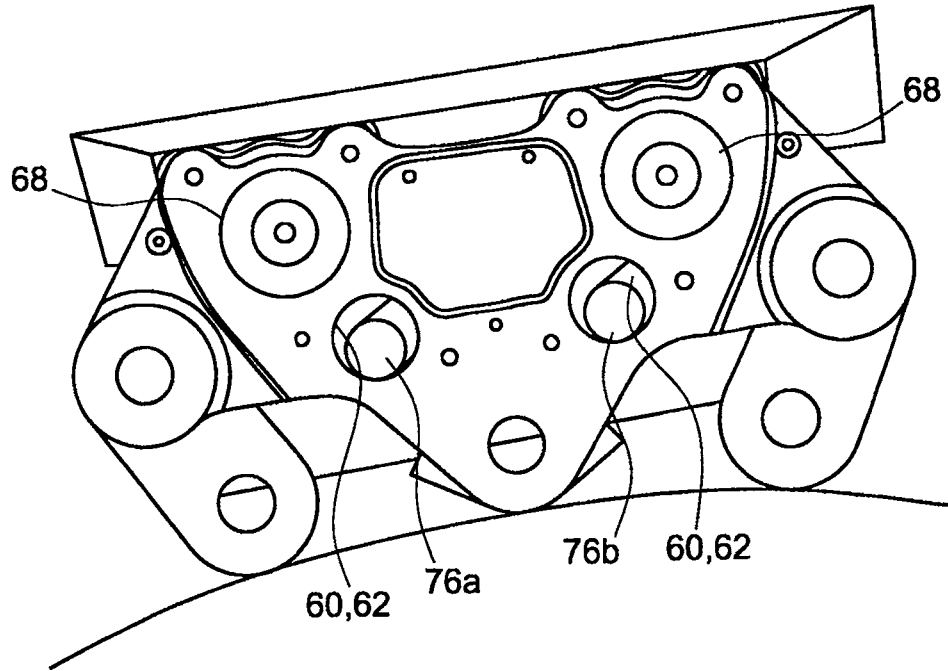


图 5g

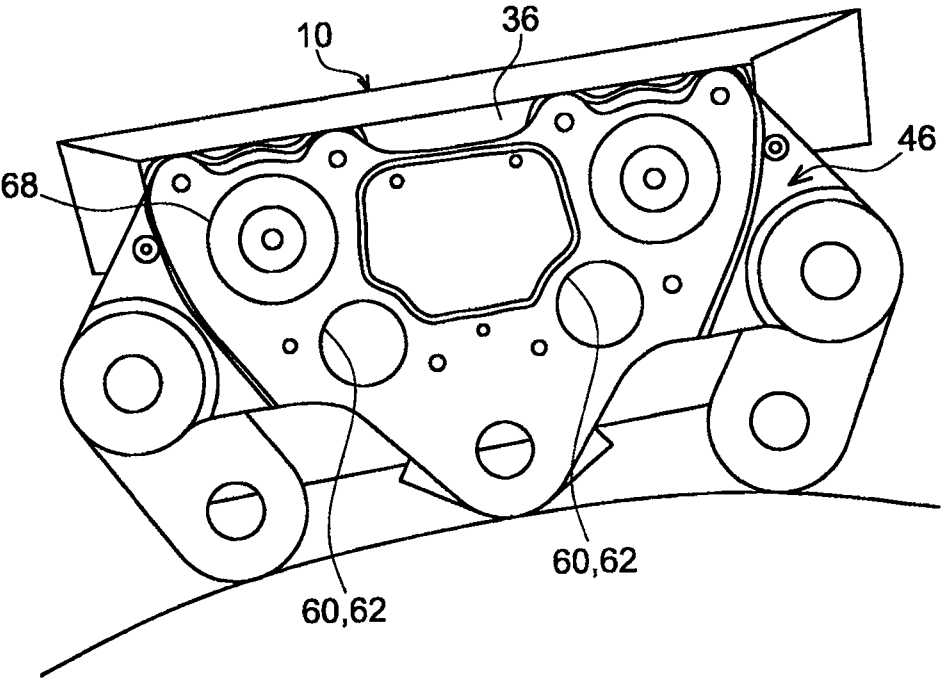


图 5h