

[19] 中华人民共和国国家知识产权局

[51] Int. Cl.

B64D 29/08 (2006.01)

B64D 33/04 (2006.01)

F02K 1/72 (2006.01)



[12] 发明专利申请公布说明书

[21] 申请号 200880018459.7

[43] 公开日 2010 年 3 月 24 日

[11] 公开号 CN 101678897A

[22] 申请日 2008.5.30

[21] 申请号 200880018459.7

[30] 优先权

[32] 2007. 6. 1 [33] FR [31] 0755409

[86] 国际申请 PCT/EP2008/056680 2008.5.30

[87] 国际公布 WO2008/145725 法 2008.12.4

[85] 进入国家阶段日期 2009.12.1

[71] 申请人 空中客车运作股份公司

地址 法国图卢兹市

[72] 发明人 弗雷德里克·茹尔纳德

劳伦特·拉丰

[74] 专利代理机构 北京康信知识产权代理有限公司

代理人 吴贵明

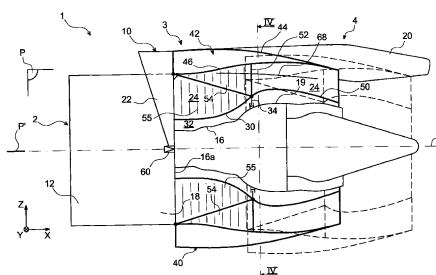
权利要求书 2 页 说明书 19 页 附图 6 页

[54] 发明名称

具有滑动舱的飞行器发动机组件

[57] 摘要

本发明涉及一种用于飞行器的发动机组件(1)，该发动机组件包括涡轮喷气发动机(2)、涡轮喷气发动机的悬挂架(4)，以及舱(3)，该舱安装在该悬挂架上且包围该涡轮喷气发动机。根据本发明，该舱包括至少一个活动舱部分(40)，该活动舱部分形成围绕涡轮喷气发动机的一部分的单件外壳，该活动舱部分(40)滑动地安装在悬挂架上，以便该活动舱部分可以从前向后移动并且可以从后向前移动。



1. 一种用于飞行器的发动机组件(1), 所述发动机组件包括涡轮喷气发动机(2)、所述涡轮喷气发动机的悬挂架(4)、以及舱(3), 所述舱安装在所述悬挂架上且包围所述涡轮喷气发动机(2), 所述舱包括至少一个活动舱部分(40), 所述活动舱部分形成围绕所述涡轮喷气发动机的一部分的单件外壳, 所述活动舱部分(40)滑动地安装在所述悬挂架上, 以便所述活动舱部分可以从前向后移动并且可以从后向前移动,

其特征在于, 所述活动舱部分(40)具有用于内部限定副流环形通道(24)的环形壁(50), 并且具有用于外部限定副流环形通道的环形壁(46)。

2. 根据权利要求1所述的用于飞行器的发动机组件(1), 其特征在于, 所述用于内部限定副流环形通道(24)的环形壁(50)和所述用于外部限定副流环形通道的环形壁(46)中的每一个都装备有隔音衬里(80)。
3. 根据权利要求2所述的用于飞行器的发动机组件(1), 其特征在于, 每个所述隔音衬里(80)都围绕其相应的环形壁(46, 50)连续地实现。
4. 根据上述权利要求中任一项所述的用于飞行器的发动机组件(1), 其特征在于, 所述舱还包括固定舱部分(30), 所述固定舱部分形成围绕所述涡轮喷气发动机的一部分的单件外壳, 所述固定舱部分固定地安装在所述涡轮喷气发动机(2)上, 并且其特征在于, 所述固定舱部分(30)形成用于所述活动舱部分(40)的内部径向支架。

5. 根据上述权利要求中任一项所述的用于飞行器的发动机组件(1), 其特征在于, 所述涡轮喷气发动机的风扇壳(12)的后端(18)形成用于所述活动舱部分(40)的内部径向支架。
6. 根据权利要求4和5中任一项所述的发动机组件, 其特征在于, 所述内部径向支架是环形支架。
7. 根据与权利要求4结合的上述权利要求中任一项所述的用于飞行器的发动机组件(1), 其特征在于, 所述固定舱部分(30)包括一个或多个进入所述涡轮喷气发动机设备的舱口。
8. 根据上述权利要求中任一项所述的用于飞行器的发动机组件(1), 其特征在于, 所述活动舱部分(40)相对于所述悬挂架(4)的滑动通过设置在这两个元件中的一个上的导轨(62)来实现, 所述导轨(62)沿着略微弯曲的线(68), 所述线近似地沿所述发动机组件的纵向方向(X)定向。
9. 根据上述权利要求中任一项所述的用于飞行器的发动机组件(1), 其特征在于, 所述发动机组件包括由所述风扇壳(12)支撑的反推系统(90), 所述反推系统位于所述风扇壳后部, 当所述活动舱部分处于正常飞行位置时, 所述反推系统(90)容纳在所述活动舱部分(40)中。
10. 一种飞行器, 其特征在于, 所述飞行器包括至少一个根据上述权利要求中任一项所述的发动机组件(1)。

具有滑动舱的飞行器发动机组件

技术领域

本发明通常涉及一种用于飞行器的发动机组件，该发动机组件包括涡轮喷气发动机、悬挂架，以及安装在该悬挂架上且包围该涡轮喷气发动机的舱。

这种类型的悬挂架也被称为“EMS”（发动机安装结构），该悬挂架例如允许将涡轮喷气发动机悬挂在飞行器机翼下方，或者将该涡轮喷气发动机安装在该机翼上方，或者将涡轮喷气发动机安装在机身后部上。

背景技术

已知地，这种发动机组件的悬挂架被设置为构成发动机（涡轮喷气发动机类型）和装备有该组件的飞行器机翼之间连接接口。该悬挂架允许向该飞行器的结构传递由相关发动机产生的力，并且该悬挂架还允许燃料，以及发动机和飞行器之间的电、液压和空气系统的经过（cheminement）。

为了确保力的传递，悬挂架包括刚性结构，该刚性结构例如是“箱（caisson）”型的，即由翼梁和通过横向肋连接在翼梁之间的侧壁板组装而成。

安装系统被设置发动机和悬挂架刚性结构之间，该系统大体上包括多个发动机紧固件，这些紧固件通常被分为与发动机风扇壳连在一起的前紧固件和与该发动机的中央壳连在一起的后紧固件。

此外，该安装系统包括用于抵抗由发动机产生的推进力的装置。在现有技术中，该装置例如采用两个侧连杆的形式，所述侧连杆一端连接至发动机风扇壳的后部，并且另一端连接至安装在悬挂架刚性结构上的紧固件，例如后紧固件。

作为说明，明确指出悬挂架与安置在该悬挂架和飞行器机翼之间的第二安装系统配合，该第二系统通常由两个或三个紧固件组成。

最后，悬挂架设置有辅助结构，该辅助结构确保系统的分隔和保持，同时支撑空气动力学整流罩。

这些空气动力学整流罩与装备发动机组件的舱形成近似连续的组装，该与悬挂架连在一起的舱设置在涡轮喷气发动机周围。

本领域技术人员已知地，该舱通常包括铰接在悬挂架的主结构/刚性结构上的 C 形整流罩 (capots)。最普遍地，这些整流罩支撑发动机反推系统。整流罩的打开允许进入发动机本体以便对其进行维护操作，并且使得发动机能够在竖直方向上被拆下。

通过使用压缩连杆完善铰链-插销 (verrous) 系统来确保两个 C 形整流罩的坚固性，该压缩连杆还被称为“缓冲器”，这些连杆在整流罩的两两对齐的端部之间大体安置在整流罩的铰链和插销处。为此，应当注意，在某些情况下，通过使用千斤顶或偏心插销替换全部或部分压缩连杆来略微增大坚固性，该千斤顶或偏心插销允许沿着发动机组件的横向方向施加的牵引力通过。

虽然该设计非常普遍，然而该设计具有多个缺点，其中，考虑舱缺少刚性的缺点和舱的声音处理的非-优化的缺点。

事实上，减弱涡轮发动机变形的舱的结构能力通过力在锁定元件处的集中被内在地限制，所述锁定元件例如是铰链、插销、压缩连杆以及其它的千斤顶或偏心插销。因此，具有被限制刚性的舱不能令人满意地抵抗涡轮喷气发动机的变形，具体地不能抵抗该涡轮喷气发动机的或大或小的纵向弯曲，即由沿飞行器横向方向施加的力矩产生的弯曲。

尤其在飞行器起飞和着陆期间发生这种纵向弯曲时，在压缩机和涡轮机的旋转叶片与发动机的中央壳之间会产生非常大的摩擦。为了避免该摩擦，在叶片和壳之间设置大的额定间隙，但是这将损害飞行器的整体性能。

此外，应当注意，上面提到的纵向弯曲现象以及因此产生的旋转叶片的摩擦现象在现有涡轮喷气发动机中通过以下事实更加突出：追求更大的流量比必然使设计者相对于涡轮喷气发动机的核心的直径增大风扇的直径。

所发生的摩擦的主要后果是降低飞行器整体性能并且过早磨损发动机，这必然对发动机的使用寿命是有害的。

此外，可以观察到，能够引起压缩机和涡轮机的旋转叶片和发动机中央壳之间的摩擦的其它发动机弯曲现象可以在竖直或水平施加的狂风后发生。

此外，两个 C 形整流罩仅形成围绕涡轮喷气发动机的不连续外壳，由于所采取的处理的断续性，这不能形成性能良好的隔音，然而减小发动机风扇下游噪音的必要性是始终应该注意的问题。

发明内容

因此，本发明的目的是提供一种用于飞行器的发动机组件，该发动机组件至少部分地克服了与现有技术相关的上述缺点，并且本发明的另一个目的是提供一种具有至少一个如此组件的飞行器。

为此，本发明的目的是提供一种用于飞行器的发动机组件，所述发动机组件包括涡轮喷气发动机、涡轮喷气发动机的悬挂架，以及舱，所述舱安装在所述悬挂架上且包围所述涡轮喷气发动机，所述舱包括至少一个活动舱部分，所述活动舱部分形成围绕所述涡轮喷气发动机的一部分的单件外壳，所述活动舱部分滑动地安装在所述悬挂架上，以便所述活动舱部分可以从前向后移动并且可以从后向前移动。并且，所述活动舱部分具有用于内部限定副流（flux secondaire）环形通道的环形壁，并且具有用于外部限定副流环形通道的环形壁。

另一方面，本发明提供活动舱部分，该活动舱部分形成围绕涡轮喷气发动机的一部分的360°连续外壳，该活动舱部分可相对于悬挂架滑动移动，例如以便允许在维护操作时进入涡轮喷气发动机设备。

该活动舱部分的具体形式具有多个优点，其中，相对于由现有技术中的铰接的两个C形整流罩组装抵抗的力能够抵抗更大的力。因此，由于活动舱部分的大的刚性确实有助于限制这些变形，本发明对于涡轮喷气发动机的变形问题提供了真正的解决方案。

因此，这导致涡轮喷气发动机弯曲的减小，并且因此导致压缩机和涡轮机的旋转叶片和发动机中央壳之间的可能摩擦的明显降低。尤其，弯曲的减小使得在叶片和壳之间应用更小的额定间隙是

可能的，这有利地导致提高了飞行器整体性能并且明显限制了效率损耗（pertes de rendement）。

此外，相对于现有技术中的两个 C 形整流罩组装的隔音，该活动舱部分 360°围绕涡轮喷气发动机的横向部分的连续特性有利地产生更好的隔音，这是因为在舱的圆周方向上不再存在材料的断续性。具体地，活动舱部分的一个/多个壁可以装备有隔音衬里，该隔音衬里 360°的连续或近似连续延伸，从而更大地降低了从舱漏出的噪音。

此外，由于舱的运动学的简易性，如此实现的舱能够提供维护的方便性，并且尤其由于去除了某些固定元件（诸如压缩连杆和铰链），导致该舱相对于现有技术中已知的舱质量减小。为此，应当注意，所采用的滑动运动完全解决了现有技术中的相对于飞行器机翼铰接的整流罩的打开限制的问题。

作为说明，本发明具体应用在所有发动机紧固件安置在风扇壳上的情况中，这主要允许释放发动机的整个后部，有利于在无干扰情况下滑动活动舱部分。换言之，在这种情况下，抵抗由涡轮喷气发动机产生的力通过发动机紧固件唯一地实现在风扇壳上，并且因此允许该涡轮喷气发动机的中央壳不再通过一个或多个后紧固件直接连接在悬挂架上。此外，发动机紧固件的这个具体布置还使得中央壳处的弯曲明显减小，该弯曲由涡轮喷气发动机产生的推进力导致或者由飞行器飞行的各个阶段遇到的空气动力学负载（诸如狂风）导致。

将发动机紧固件设置在风扇壳上的事实提供了使紧固件彼此具有很大间隔的可能性。该大的间隔的优点是可以明显简化这些发动机紧固件的设计，这是因为，应该由这些紧固件抵抗的、与沿着

给定轴线的力矩相关的力相对于位于中央壳上的发动机紧固件不能彼此远离的方案中遇到的力必然变弱。

优选地，多个发动机紧固件由相对于通过涡轮喷气发动机的纵向轴线和竖直方向定义的平面对称的第一发动机紧固件和第二发动机紧固件以及被该平面穿过的第三发动机紧固件构成。

在该结构中，因此可以设置，第一、第二和第三发动机紧固件被固定在风扇壳的外围环形部分上，这允许紧固件处于有利地彼此远离的位置。

优选地，所述用于内部限定副流环形通道的环形壁以及所述用于外部限定副流环形通道的环形壁中的每一个都装备有隔音衬里。

为了更加优化由经过活动舱部分的副流流动产生的噪音的减小，每个隔音衬里都围绕其相应环形壁连续地实现，即 360°无断续地实现。

优选地，所述舱还包括固定舱部分，所述固定舱部分形成围绕所述涡轮喷气发动机的一部分的单件外壳，所述固定舱部分固定地安装在所述涡轮喷气发动机上，例如嵌入（encastree）该涡轮喷气发动机的中间壳上。此外，所述固定舱部分形成用于所述活动舱部分的内部径向支架。

因此，通过将活动舱部分设置在直接与发动机相连的固定舱部分上，活动舱部分的效率（efficacite）在通过抵抗力来限制涡轮喷气发动机变形的功能中大大增加。

当涡轮喷气发动机的风扇壳的后端也形成用于所述活动舱部分的内部径向支架时，活动舱部分的效率更高。

在这种情况下，可以设置，所述内部径向支架是环形支架，例如具有锥形母线，这尤其导致当活动舱部分抵抗涡轮喷气发动机的变形时，活动舱部分主要承受竖直和水平压力。

因此，当优选地通过向前滑动闭合活动舱部分时，产生两个环形支撑物，一个支撑物例如位于风扇壳的后凸缘上，并且另一个支撑物位于相对于活动部分径向向内的固定舱部分上。根据所追求的硬度和公差，这些支撑物被设计为具有或大或小的刚性。

另一方面，为了在飞行器飞行期间相对于风扇壳锁定纵向活动部分，可以设置两个插销，这两个插销分别位于涡轮喷气发动机的侧端上，即位于涡轮喷气发动机的对称水平面上的3点钟和9点钟位置处。所述位置的优点是具有对称性，并且尤其从地面容易看见且容易接近。

优选地，所述固定舱部分包括进入所述涡轮喷气发动机设备的一个或多个舱口（trappes）或门，所述涡轮喷气发动机设备传统地设置在环形空间中，即设置在舱室（compartiment de nacelle）中。

优选地，所述活动舱部分相对于所述悬挂架的滑动通过设置在这两个元件中的一个上的导轨来实现，所述导轨沿着略微弯曲的线，该线近似地沿所述发动机组件的纵向方向定向。

更普遍地，指出所述导轨定义一个轨道，该轨道优选地接近水平，并且被优化便于元件的分离并且适应发动机组件的悬挂架和其它元件的形式。然而，在不超出本发明范围的情况下，导轨可以是与水平或近似水平导轨不同的任何其它形式。

最后，所述活动舱部分被设计为朝向正常飞行位置的后方移动到一个维护位置，在该维护位置中，活动舱部分允许进入涡轮喷气

发动机设备，反之亦然。在涡轮喷气发动机装备有反推系统的情况下，该反推系统可以由发动机风扇壳支撑并且位于发动机风扇壳后部。因此，可以涉及花瓣（pétales）或“鳄鱼夹（portes crocodiles）”类型的已知系统，然而还可以考虑使用安装在风扇壳后部的包含“多层架（sur étagère）”类型设备的系统，该“多层架”类型的设备也被称为中途可替换设备或者 LRU（现场可替换设备）。在这种情况下，为了使该反推系统运行，活动舱部分沿着导轨由花瓣或等同装置展开所需的值（valeur）推动，因此，变得能够将压力直接传递到风扇壳上。

应当注意，活动部分的滑动能够在发动机后部引起流动干扰，该流动干扰包括主流（flux primaire），因此，该主流产生完全有利于飞行器制动效率的推进阻力和损耗。

通常，优选地设置由风扇壳后部支撑的反推系统，当活动舱部分处于飞行的正常位置时，所述反推系统容纳在所述活动舱部分中。

本发明的另一个目的是提供一种飞行器，该飞行器包括至少一个诸如以上描述的发动机组件。

在以下非限制性详细描述中，本发明的其它优点和特征将会显示出来。

附图说明

将会参照附图进行该说明，其中：

图 1 示出了根据本发明的优选实施方式的用于飞行器的发动机组件的侧视图；

图 2 示出了图 1 所示的发动机组件的透视图，其中去除了悬挂架和舱以便更清楚地显示发动机紧固件的位置；

图 3 示出了与图 1 相似的视图，其中，舱的后部被详细示出，舱的活动部分的前面位置用实线表示，并且后面位置用虚线表示；

图 3a 示出了与图 3 相似的视图，其中，舱的活动部分处于其前面位置和后面位置之间的中间位置；

图 3b 示出了沿图 3a 中的线 IIIb-IIIb 截取的剖面图；

图 4 示出了沿图 3 中的线 IV-IV 截取的剖面图；

图 5 示出了在以上附图中所示的舱的后部的俯视图，其中加入了反推系统。

具体实施方式

参照图 1，可见根据本发明优选实施方式的用于飞行器的发动机组件 1，该组件 1 被固定在飞行器机翼（未示出）的下面。

总体上，发动机组件 1 包括涡轮喷气发动机 2、由虚线示出的舱 3、悬挂架 4、以及多个发动机紧固件 6a, 6b, 8，所述紧固件确保将涡轮喷气发动机 2 固定在该悬挂架 4 下面（在该图 1 中，紧固件 6b 被紧固件 6a 遮挡）。作为说明，应当注意，悬挂架 4 包括另一组紧固件（未示出），该组紧固件能够保证将该组件 1 悬挂在飞行器机翼下面。

在以下的描述中，通过约定，用 X 表示平行于涡轮喷气发动机 2 的纵向轴线 5 的方向，该方向还对应于发动机组件和悬挂架的纵向方向，用 Y 表示相对于该涡轮喷气发动机 2 横向定向的方向，

该方向还对应于发动机组件和悬挂架的横向方向，并且用 Z 表示竖直方向或高度方向，这三个方向彼此正交。

另外，术语“前”和“后”相对于由涡轮喷气发动机 2 施加推进力以后的飞行器前进方向来考虑，该方向由箭头 7 示出。

在图 1 中，可以看到，仅悬挂架 4 的刚性结构 10 被示出。该悬挂架 4 的其它未示出的组成元件（例如确保分离和保持系统同时支撑空气动力学整流罩的辅助结构）是与现有技术中遇到的且本领域技术人员已知的元件相同或类似的传统元件。因此，对这些传统元件不进行详细描述。

另外，涡轮喷气发动机 2 在其前部具有大尺寸风扇壳 12，该风扇壳限定风扇的环形通道 13，并且该涡轮喷气发动机 2 向后包括具有较小尺寸的中央壳 16，该中央壳封闭涡轮喷气发动机的核心（coeur）。中央壳 16 的前环形端 16a 支撑径向延伸的固定叶片（pales）17，并且所述叶片通过它们的两端将该中央壳连接在风扇壳 12 上。作为说明，该前端 16a 还被称作涡轮机的中间壳。

最后，中央壳 16 通过排放壳 19 向后延伸，当然，中央壳和排放壳彼此连在一起。如前面得出的结论，此处优选地是具有大流量比的涡轮喷气发动机。

如可以在图 1 中看到的，在该优选实施方式中，紧固件 6a, 6b, 8（优选地为三个）全被固定在上述的风扇壳 12 上。

事实上，现在参照图 2，可以看到，所示的第一紧固件 6a 和第二紧固件 6b 相对于由纵向轴线 5 和方向 Z 定义的第一竖直平面 P 对称地设置。

更确切地，紧固件 **6a**，**6b** 都被固定在风扇壳 **12** 的外围环形部分 **18** 上，并且优选地固定在该部分 **18** 的后部上，如图所示。

因此，可以设置，第一和第二发动机紧固件 **6a**，**6b** 在具有风扇壳 **12** 的圆柱形外表面 **38** 的外围环形部分 **18** 上径向相对，使得这些紧固件 **6a**，**6b** 中的每一个都被由纵向轴线 **5** 和方向 **Y** 定义的第二平面 **P'** 穿过。

如图 2 中的箭头所示，第一和第二发动机紧固件 **6a**，**6b** 中的每一个都被设计为可以抵抗涡轮喷气发动机 **2** 沿方向 **X** 和沿方向 **Z** 产生的力，但不抵抗沿方向 **Y** 产生的力。

为此，彼此远离的两个紧固件 **6a**，**6b** 共同保证抵抗沿方向 **X** 施加的力矩和沿方向 **Z** 施加的力矩。

再参照图 2，可以看到，所示第三发动机紧固件 **8** 也被固定在风扇壳 **12** 的外围环形部分 **18** 上，优选地固定在该部分 **18** 的后部上。

作为说明，明确指出，紧固件 **6a**，**6b**，**8** 通过发动机的结构部分（未示出）固定在壳 **12** 的外围环形部分 **18** 上，实际上，该发动机的结构部分优选地安置在外围环形部分 **18** 的后部上。然而，发动机的结构部分在外围环形部分 **18** 上也可以更靠前，从而导致紧固件 **6a**，**6b**，**8** 也被更靠发动机前部地固定在风扇壳 **12** 的外围环形部分 **18** 上。

关于第三紧固件 **8**，该紧固件位于风扇壳 **12** 的最上面的部分上，因此位于外围环形部分 **18** 的最上面部分上，因此，该第三紧固件由以上指出的第一平面 **P** 虚拟地穿过。

如图 2 中的箭头所示, 第三发动机紧固件 **8** 被设计为可以抵抗涡轮喷气发动机 **2** 沿方向 X 和方向 Y 产生的力, 但是不能抵抗沿方向 Z 施加的力。

由此, 该第三紧固件 **8** 和两个紧固件 **6a**, **6b** 共同确保抵抗沿方向 Y 施加的力矩。

应当注意, 即使紧固件 **6a**, **6b**, **8** 已经在图 1 和图 2 中示出, 应该理解这些紧固件可以根据本领域技术人员已知的所有形式来实现, 例如与钩环 (manilles) 和配件 (ferrures) 的组装相关的形式。

与上述结构相关的主要优点是: 中央壳 **16** 相对于发动机紧固件 **6a**, **6b**, **8** 的整体自由度导致在飞行器飞行的各种情况期间该中央壳的弯曲明显减小, 并且由此导致压缩机和涡轮机的叶片对于该中央壳 **16** 的摩擦磨损明显降低。此外, 如以下将会详细描述, 该结构 (其中, 涡轮喷气发动机的后部没有紧固件) 允许使舱的一部分滑动运动。

返回图 1, 其中, 舱 **3** 已经用虚线示出, 可以看到悬挂架的刚性结构 **10** 被设计为相对于以上指出的第一平面 P 对称, 并且该刚性结构包括扭曲的中央箱 (caisson central de torsion) **20**, 该中央箱平行于方向 X 从沿方向 X 的结构 **10** 的一端延伸到另一端。作为说明, 该箱 **20** 可以由两个侧翼梁组装形成, 这两个侧翼梁在平行平面 XZ 中沿方向 X 延伸并且通过横向肋彼此连接, 所述横向肋在平行平面 YZ 中定向。

此外, 在箱 **20** 前部的两侧安置两个侧向结构 **22** (由于是侧视图, 只有一个可见), 这两个侧向结构分别被设置用于在它们的下端支撑紧固件 **6a**, **6b**。作为说明, 在不超出本发明范围的情况下,

这两个侧向结构 **22** 还可以采用安置 (rapporté) 在箱 **20** 的前部和侧部的箱的形式。

此外, 尽管这没有被示出, 但共同采用的元件 **22**, **22** 可以限定具有近似圆柱形虚拟表面的部分, 该部分具有圆形截面并且具有平行于中央箱 **20** 的纵向轴线。换言之, 侧向结构 **22** 中的每一个优选地弯曲, 该弯曲适于在侧向结构的整个长度上围绕该虚拟表面定位并且与该虚拟表面接触地定位。因此, 通常, 刚性结构 **10** 形成具有圆形截面的近似圆柱形外壳/罩的一部分, 其能够围绕涡轮喷气发动机 **2** 的中央壳 **16** 并且与该中央壳间隔一定距离地定位。

为了产生尽可能少的副流干扰 (该副流从风扇环形通道 **13** 排出, 并且进入图 1 中标号为 **24** 的副流环形通道), 圆柱形虚拟表面的直径优选地近似等于风扇壳 **12** 的环形部分 **18** 的圆柱形外表面 **38** 的直径。

包围涡轮喷气发动机 **2** 的舱 **3** 包括具有进气口 **26** 的前部, 该传统设计的前部延伸到风扇壳 **12** 的后端 **18**。从上述后端 **18** 开始的舱的后部针对本发明, 并且现在将会参照以下附图对其进行描述。

因此, 参照图 3 至图 4, 可以看到, 从壳 **12** 的后端 **18** 开始延伸的舱 **3** 的后部首先包括固定舱环形部分 **30**, 该环形部分形成围绕涡轮喷气发动机的一部分 (更确切地, 围绕中央壳 **16**) 的单件外壳。该固定部分 **30** 被设置在中间壳 **16a** 上并且沿着中央壳 **16** 的轮廓向后环形延伸, 其中, 定义了环形空间 **32**, 该环形空间通常被命名为舱室, 在该环形空间中安置有多个设备 (未示出)。此外, 朝向舱室 **32** 的外部径向限定的固定部分 **30** 包括一个或多个舱口或门 (未示出), 该舱口用于进入例如以铰接方式安装的涡轮喷气发动机设备中。

固定部分 30 的后端由设置在中央壳 16 上的环状物 34 支撑，该环状物 34 允许解除涡轮喷气发动机的热膨胀，该环状物例如通过环和连接这些环的径向连杆实现。

固定部分 30 还向外径向地限定副流环形通道 24 的前部，从而向后延伸风扇环形通道 13。

本发明的特性中的一个存在活动舱部分 40，该活动舱部分在图 3 中由实线示出其飞行的正常位置，并且由虚线示出其维护位置。

在其飞行正常位置中，活动舱部分 40 从壳 12 的端部 18 近似延伸到舱的后端，并且形成围绕固定部分 30 的外壳。更确切地，活动部分 40 形成完全围绕涡轮喷气发动机的一部分的单件外壳，因此，该涡轮喷气发动机的一部分从中间壳 16a 或风扇壳 12 的后端 18 开始延伸到排放壳 19。如下面将会详细描述地，活动舱部分 40 具有滑动安装在刚性结构 10 上的特性，以便可以从前向后移动并且可以从后向前移动。

活动部分 40 首先具有外部环形外壳 42，该外部环形外壳在外部由舱的空气动力学外表面 44 限定，并且在内部由外部限定副流环形通道的环形壁 46 限定。向前，表面 44 和壁 46 径向分开，并且向后彼此逐渐靠近地延伸，直到如活动部分 40 的后部所示的彼此接触。图 4 示出了该外壳 40 在其上端具有纵向凹处（renforcement）48，该纵向凹处确保容纳刚性结构 10。

此外，在飞行正常位置时，在轴线 5 上定中心的活动部分 40 包括环形壁 50，该环形壁用于内部限定副流环形通道，因此，该环形壁相对于壁 46 向内部径向定位。两个壁 46, 50 通过轮缘（jante）52 彼此坚固地连接，该轮缘例如可以采用多个彼此圆周地间隔的径向臂的形式，并且这些径向臂被设置为由副流通过，而不产生太约

束的空气动力学干扰。因此，具有空气动力学形状并且连接壁 46 和 50 的径向臂 52 被定位在与环状物 34 的平面接近或重合的横向平面 YZ 中，因此允许在源处截取 (capter) 由发动机质量产生的惯性力，这些力例如从活动部分 40 经过一对栓 (spigots) (未示出) 直接返回悬挂架中，所述栓位于该平面 YZ 中并且位于悬挂架的刚性结构的两侧。

更确切地，参照图 3，3a 和 3b，活动部分 40 的纵向刚性另一方面通过形成分支的纵向径向壁来加强，这些壁被标记为 54 和 55。壁 54，55 例如被安置在相对于固定部分 30 的上端或下端，即 6 点钟和 12 点钟位置。这些壁被实现在平面 XZ 中，并具有足够小的宽度以便最小化阻力。此外，对于由外壳 40 支撑的壁 54，可以使得其后缘 (bord de fuite) 保持与舱的外后缘重合或者位于舱的外后缘的前部。

因此，这些两两重合的壁 54，55 分别由活动外壳 40 和固定部分 30 支撑。这些壁具有形状互补的相对狭面 (chants)，以便在飞行位置时这些壁两两贴合。图 3b 示出了环形壁 46 可以支撑两个纵向径向壁 54，这两个纵向径向壁在上径向部分处、在 6 点钟位置彼此在圆周方向上略微分开，这两个壁 54 用于分别与其对面的两个纵向径向壁 55 配合，这两个纵向径向壁 55 来自固定环形部分 30。

壁 54，55 的相似布置可以被实现在固定部分 30 的下径向端部、在 12 点位置处，如图 3 的侧视图所示。

因此，当活动部分 40 处于飞行正常位置时，副流环形通道 24 仅通过外壁 46 从风扇壳的端部 18 直到舱的后端在外部径向地限定，并且该环形通道通过跟随有内壁 50 的固定部分 30 从风扇壳的端部 18 开始在内部径向地限定，该内壁与该固定部分具有空气动力学连续性。

为此，内壁 50 的前端抵靠在固定部分 30 的后端上，因此形成用于活动部分 40 的内部环形径向支架。在这两个元件之间建立的环形接触面位于支撑环状物 34 附近，以便更好地向舱传递涡轮喷气发动机的横向和竖直的力，从而限制了涡轮喷气发动机的变形。因此，在该横向平面 YZ 中，力连续且基本上通过壳 16、环状物 34、固定部分 30、上述环形接触面、形成轮缘的径向臂 52、以及设置在悬挂架的刚性结构上的栓。

同样地，壁 46 的前端抵靠在风扇壳的环形端部 18 上，因此形成向前错开的另一个用于支撑活动部分 40 的环形凸缘。此处，通过抵靠在风扇壳上，活动舱部分 40（在其通过抵抗竖直和横向压力来限制涡轮喷气发动机变形的功能中）的效率大大增加。此外，在该位置，以下情况使得效率更高，即上述壁 54，55 通过它们各自的狭面两两接触，如图 3 所示。

因此，当通过如下详细描述的前向滑动移动来关闭活动舱部分 40 时，产生两个环形支撑物，根据所追求的硬度和公差，这些支撑物可以被设计为具有或大或小的刚性。还在上述壁 54，55 的两两对齐的纵向狭面之间创建线性支撑物。

另外，为了将活动部分 40 锁定在其飞行正常位置中，即相对于风扇壳 12 和悬挂架 14 纵向地锁定，设置两个插销 60，这两个插销例如在平面 P' 中并且相对于平面 P 对称地分别位于涡轮喷气发动机的侧端上，即位于 3 点钟和 9 点钟位置，所述位置具有从地面容易看到且容易进入的优点。如图所示，在不超出本发明范围的情况下，可以设置插销 60（由于是侧视图，仅有一个可见）分别与刚性结构的两个侧箱 22 的下端连接。

因此，活动部分 40 被保持在三个方向 X，Y，Z 中，注意到在活动部分 40 上添加纵向销钉的可能性，当活动部分向其飞行正常

位置移动时,所述纵向销钉能够自动插入设置在风扇壳 12 或刚性结构 10 中的相应孔中。

该移动通过设置在悬挂架的刚性结构(也称为主结构)上的导轨 62 来实现,该导轨 62 例如具有轨道的形式,其与由活动部分 40 携带的滑轮 64 配合,如图 4 所示,在不超出本发明范围的情况下,甚至可以考虑相反的方案。

因此,导轨 62 设置在纵向凹处 66 中,该纵向凹处设置在外壁 46 的上部中并且还容纳由该壁 46 携带的滑轮 64,在图 3 中,导轨沿着标号为 68 的略微弯曲的线,该线近似沿方向 X 定向。更普遍地,导轨 62 定义一个接近水平的线/轨迹 68,但是被优化为便于分离这两个元件并且适于发动机组件的悬挂架和其它元件的形式。事实上,当活动部分 40 向后移动到虚线所示的维护位置中时,朝轴线 5 定向的所采用的略微弯曲的形状导致活动部分 40 相对于该轴线 5 偏心,事实上,活动部分 40 相对于纵向轴线 5 向下移动。在维护位置中,单件的活动舱部分 40 充分地向后移动,以便当活动部分 40 移开时允许经过容易进入的舱口进入涡轮喷气发动机设备中。为此,例如使得活动部分 40 移动,直到其前端到达固定部分 30 的后端附近,如图 3 所示。此外,当活动部分 40 向后移动(优选地以同样的方式完全自动向前移动以便返回飞行正常位置)时,活动部分 40 通过纵向滑动相对于刚性结构的悬挂架在纵向凹处 48 中相对移动。此外,如前面指出的,由于缺少后发动机紧固件,活动部分 40 的移动当然是方便的。

在该附图中,可以清楚地看到,活动部分 40 形成 360°无断续地围绕涡轮喷气发动机的横向部分的单件外壳。更确切地,限定副流通道 24 的同心的壁 46 和 50 中的每一个形成 360°无断续地围绕涡轮喷气发动机的给定部分的单件外壳。

每个壁 46, 50 的 360° 的连续特性能够很大地限制舱的后部中的副流流动产生的噪音, 此外, 该噪音还通过加入隔音衬里 80 减弱, 该隔音衬里围绕这些环形壁 46, 50 中的每一个连续地实现。尤其, 在其上端设置有凹处 66 的外壁 46, 当衬里从构成壁 46 的整体上 C 形的两个元件中的一个到另一个时, 衬里 80 沿着凹处 66 的 U 形轮廓, 如在图 4 中清楚地看见的。

在图 5 中, 可以看到, 舱的后部加入了反推系统 90, 下半视图显示了收缩结构的系统, 其中活动部分 40 处于飞行正常位置, 并且上半视图显示了展开结构的系统, 其中活动部分 40 处于向后位置, 该位置例如对应于允许进入涡轮喷气发动机设备中的维护位置。

如在该图 5 中可以看出的, 系统 90 优选地通过风扇壳 12 的上述环形端部 18 的后部支撑。因此, 可以涉及花瓣类型或“鳄鱼夹”类型的已知系统, 然而还可以考虑使用安装在风扇壳后部的包括“多层架”类型设备(也称为中途可替换设备或者 LRU(现场可替换设备))的系统。

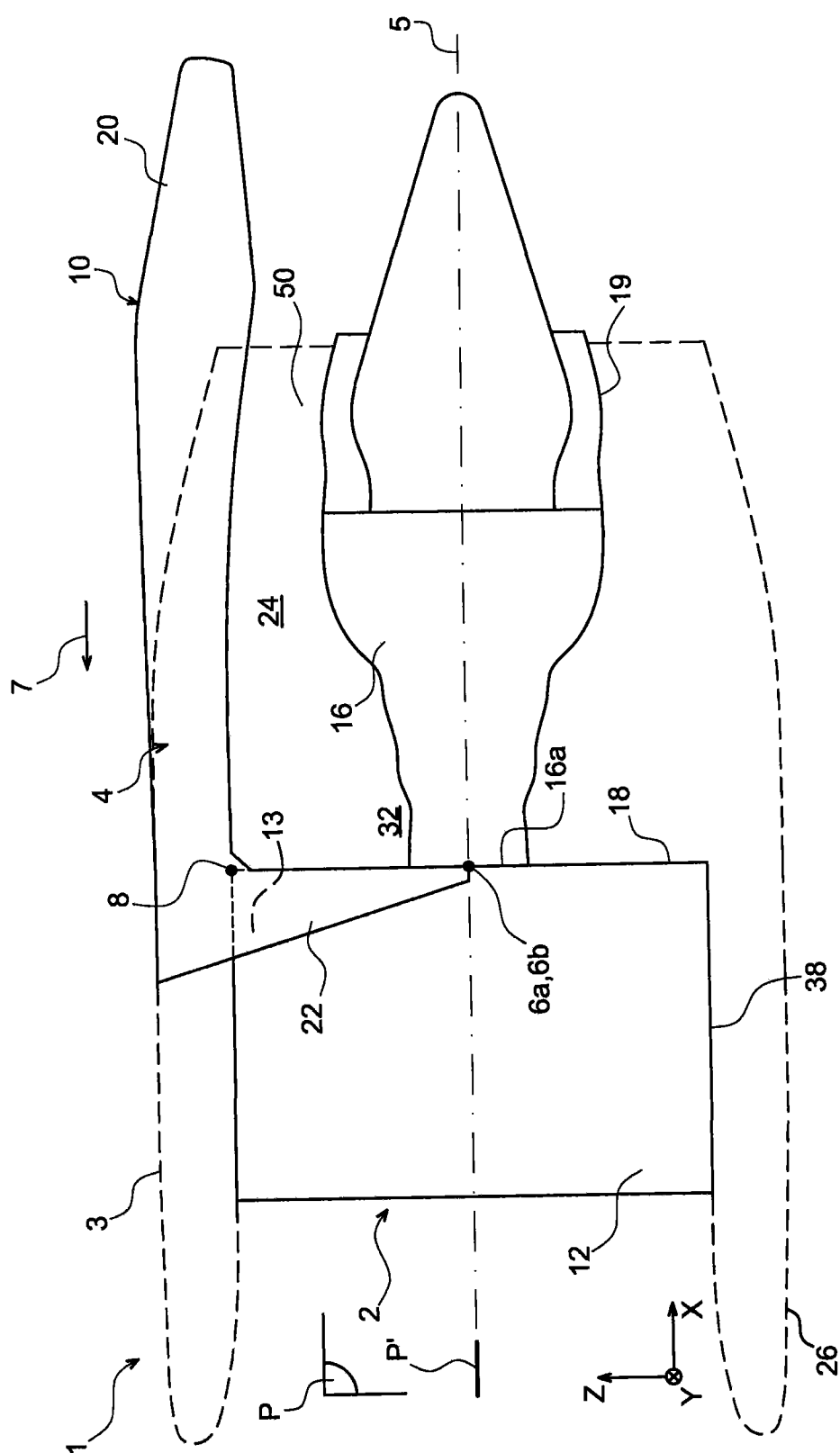
在这种情况下, 为了使反推系统 90 工作, 活动舱部分 40 沿着导轨由花瓣或等同装置展开所需的值推动, 如上半图所示, 在辅助环形通道 24 中展开的花瓣变得能够将压力直接传递到风扇壳上, 同时由箭头 92 示出的气体方向的反向。更确切地, 在辅助通道 24 中展开的花瓣或“鳄鱼夹”能够使不再向后传导而通过与花瓣接触强迫排出舱外的空气偏离, 其中, 方向的大分量朝向飞行器前进方向的反向方向。

相反地, 当活动舱部分 40 处于飞行正常位置时, 每个花瓣或“鳄鱼夹”容纳在形成外部环形外壳 42 的环形壁 44, 46 之间, 如下半图所示。因此, 反向系统 90 不产生任何副流的干扰, 因为该

反向系统不伸入辅助环形通道 24 中。此外，该反向系统的使用不会导致隔音衬里 80 的任何断续。此外，花瓣或“鳄鱼夹”在与上述纵向壁 54, 55 所位于的环形空间相同的环形空间 24 中展开，然而，明确指出，花瓣或“鳄鱼夹”的相对于壁 54, 55 的圆周位置被设置为使得在它们之间没有机械干扰。

当然，花瓣或“鳄鱼夹”的展开以及活动部分 40 的移动的控制有顺序的，以便在这些元件之间不引起任何机械干扰，这些控制当然添加到插销 60 的引导控制中，该插销允许/禁止活动部分 40 的移动。

当然，本领域技术人员可以对以上描述的、仅作为非限制性示例的用于飞行器的发动机组件 1 进行各种修改。为此，尤其可以指出，尽管发动机组件 1 已经具有适于悬挂在飞行器机翼下面的结构，而该组件 1 还可以表现为不同的结构，即该组件可以安装在该机翼的上面，或者安装在机身后部（优选地侧面）。



一
四

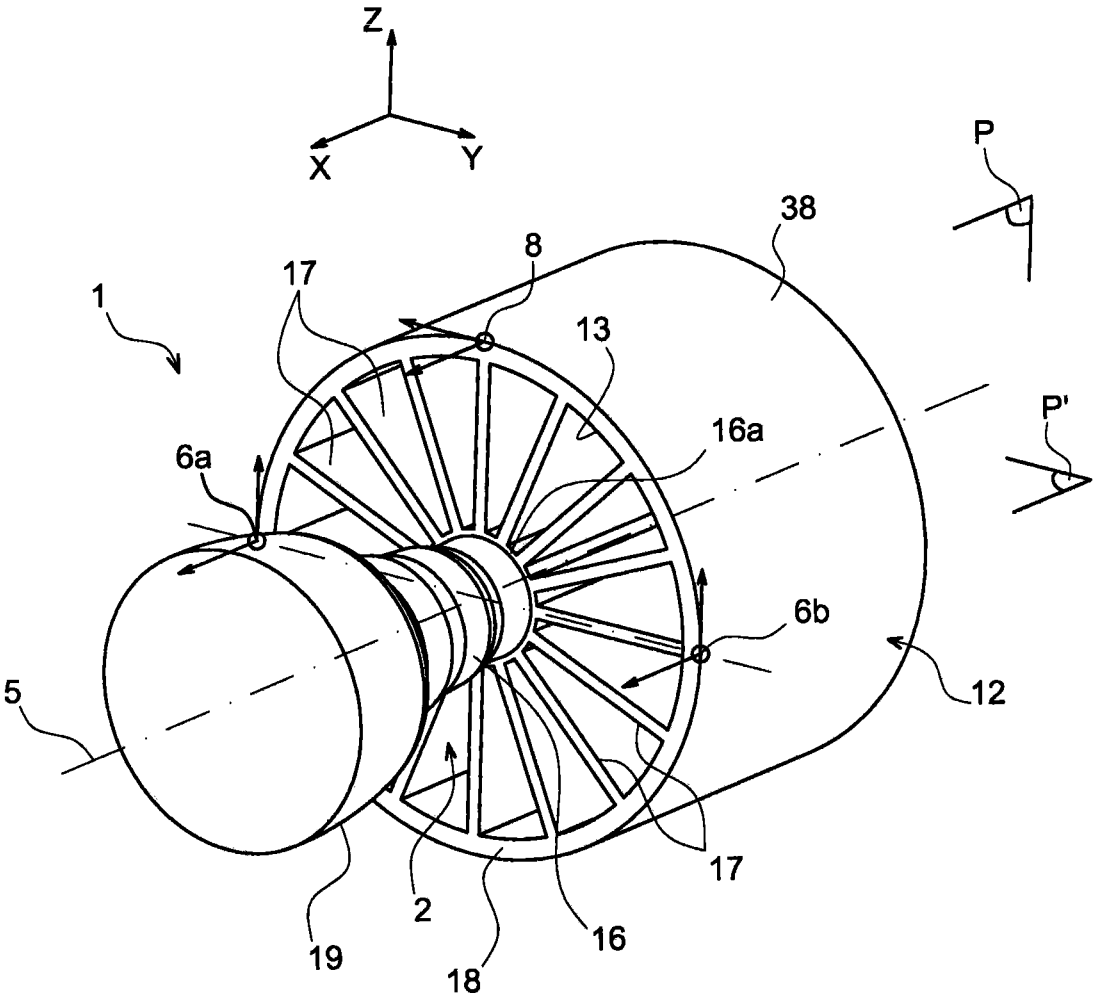


图2

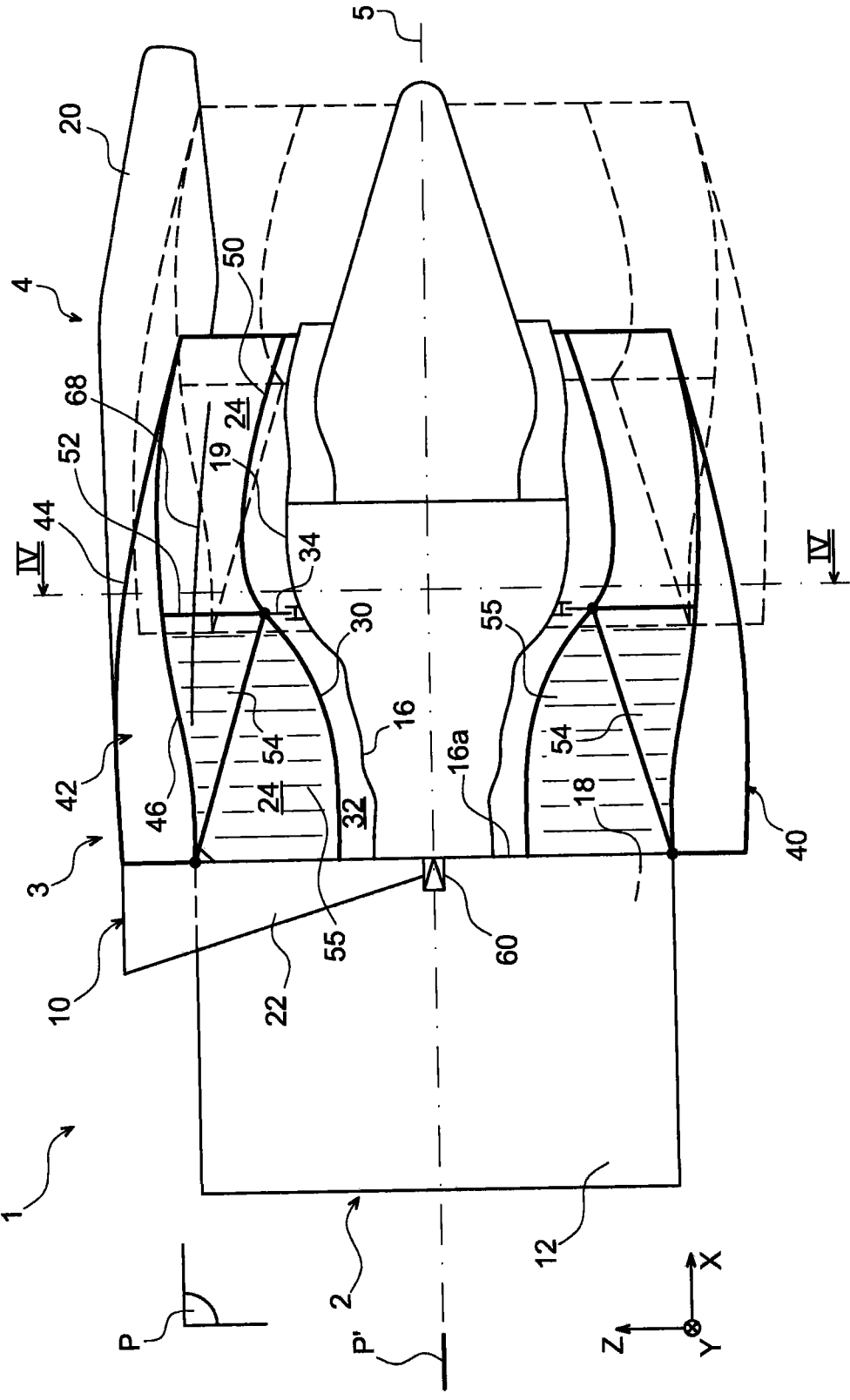


图3

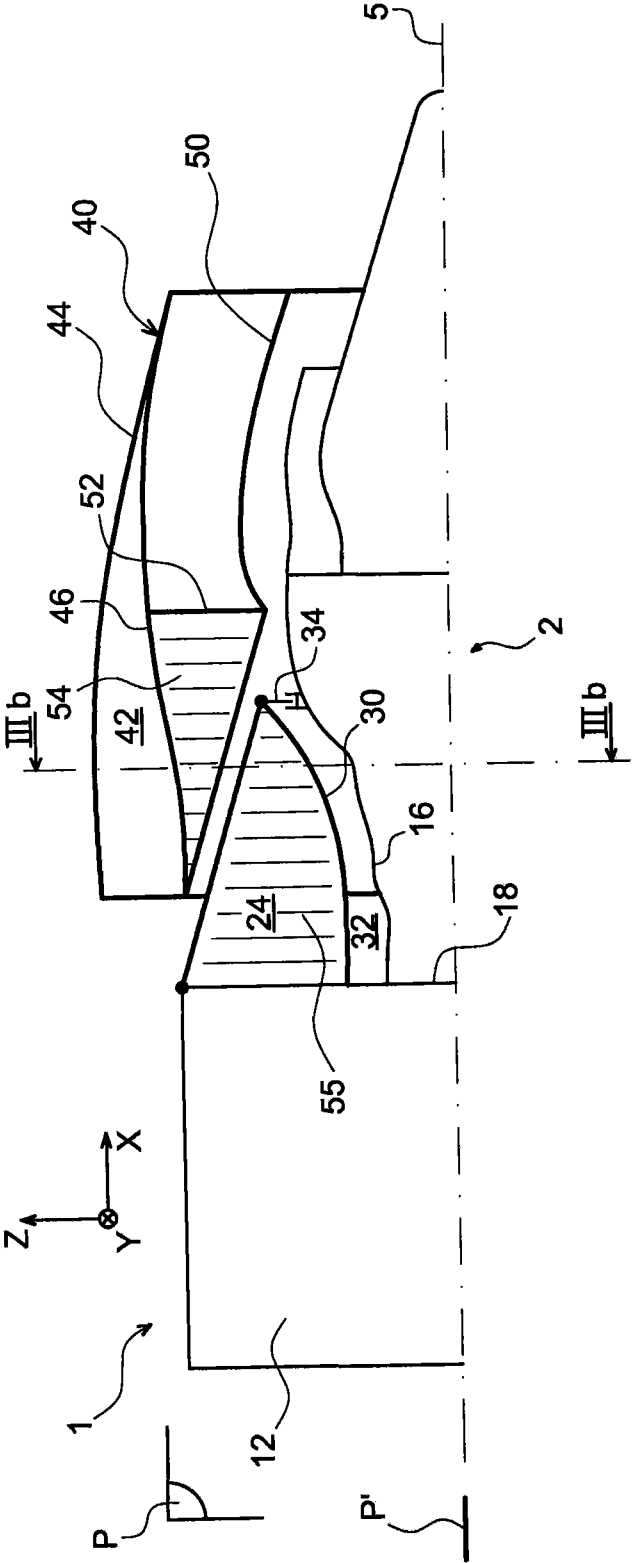


图 3a

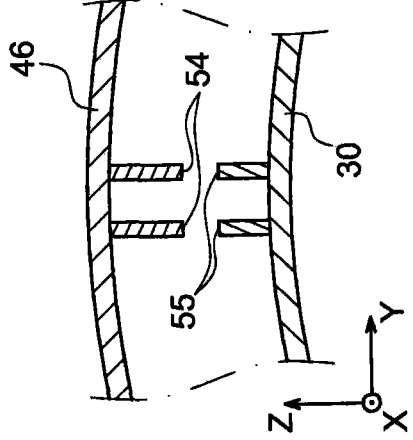


图 3b

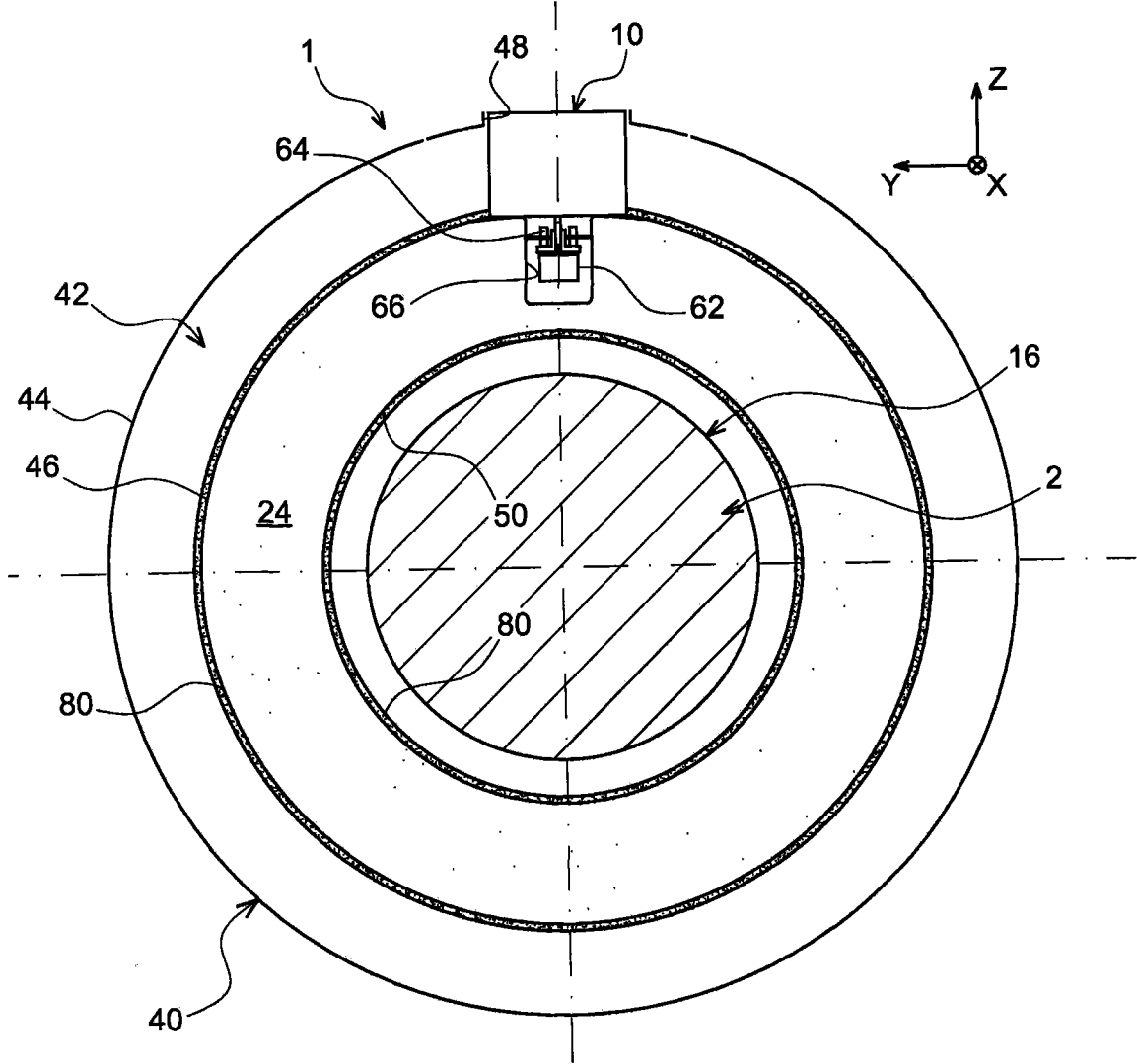


图4

