



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 101541635 B

(45) 授权公告日 2012. 05. 02

(21) 申请号 200780043495. 4
 (22) 申请日 2007. 10. 15
 (30) 优先权数据
 06/10850 2006. 12. 13 FR
 (85) PCT申请进入国家阶段日
 2009. 05. 22
 (86) PCT申请的申请数据
 PCT/FR2007/001678 2007. 10. 15
 (87) PCT申请的公布数据
 W02008/093003 FR 2008. 08. 07
 (73) 专利权人 埃尔塞乐公司
 地址 法国贡夫勒维尔洛谢
 (72) 发明人 居·伯纳德·沃琪尔
 (74) 专利代理机构 北京万慧达知识产权代理有限公司 11111
 代理人 葛强 张一军

(51) Int. Cl.
B64D 29/06 (2006. 01)
 (56) 对比文件
 EP 0145809 A1, 1985. 06. 26,
 US 7090165 B2, 2006. 08. 15,
 US 4751979 A, 1988. 06. 21,
 US 6123170 A, 2000. 09. 26,

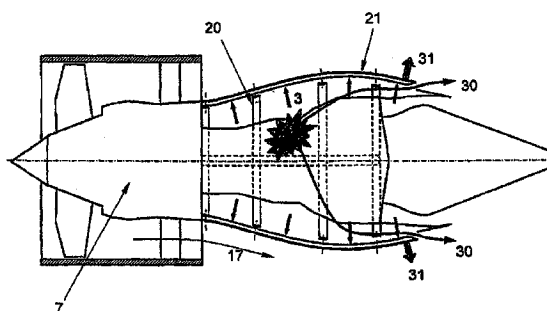
审查员 吴洁

权利要求书 1 页 说明书 5 页 附图 9 页

(54) 发明名称
 涡轮风扇发动机的发动机舱

(57) 摘要

本发明涉及一种涡轮风扇发动机的发动机舱,其包括前进气部、设计用于包围所述涡轮风扇发动机的风扇的中部、以及具有用于连接至挂架的装置的后部,所述挂架设计用于连接至飞行器的固定结构。所述后部包括结构框架(18),该结构框架(18)具有至少一个气动及声学光滑面板(21)。所述声学面板(21)通过浮动的或弹性的连接装置连接至所述结构框架(18),以致当所述发动机舱内存在过压空气(3)时允许所述声学面板(21)相对于所述涡轮风扇发动机(7)沿大致离心径向方向(31)发生形变。



1. 一种用于旁路涡轮风扇发动机 (7) 的发动机舱 (1), 包括前进气部、设计用于包围所述涡轮风扇发动机 (7) 的风扇的中部、以及具有用于连接至挂架 (15) 的装置的后部, 所述挂架设计用于连接至飞行器的固定结构 (2), 所述后部包括结构框架 (18), 至少一个气动及声学光滑面板 (21) 安装在该结构框架 (18) 上, 其特征在于, 所述气动及声学光滑面板 (21) 通过浮动的或弹性的连接装置连接至所述结构框架 (18), 以致当所述发动机舱内存在过压空气 (3) 时允许所述气动及声学光滑面板 (21) 相对于所述涡轮风扇发动机 (7) 沿离心径向方向 (31) 发生形变。

2. 如权利要求 1 所述的发动机舱 (1), 其特征在于, 所述连接装置包括面向穿过所述结构框架 (18) 的孔的螺母 (43 ; 48a ; 48b), 所述螺母设计用于接收并保持安装在加强衬套 (40 ; 45 ; 46 ; 47) 内的螺丝 (41 ; 54) 的杆, 所述加强衬套容纳在穿过所述气动及声学光滑面板 (21) 的孔内。

3. 如权利要求 2 所述的发动机舱 (1), 其特征在于, 所述加强衬套 (45) 与所述结构框架 (18) 发生直接接触, 并且, 所述螺丝 (54) 被安装使得在所述加强衬套 (45) 中具有少量的间隙, 并具有非圆锥形头部, 以致形成所述气动及声学光滑面板 (21) 到所述结构框架 (18) 的浮动连接。

4. 如权利要求 2 所述的发动机舱 (1), 其特征在于, 所述加强衬套 (40 ; 46) 与和所述结构框架 (18) 发生接触的弹性环 (42 ; 47) 相关联。

5. 如权利要求 2 所述的发动机舱 (1), 其特征在于, 所述螺母包括基部 (50), 该基部 (50) 连接至所述结构框架 (18) 并具有收容空间, 所述螺母自身 (48a ; 48b) 被安装在该收容空间内以在穿过所述结构框架 (18) 的孔的轴线上平移运动, 回复弹簧 (49) 设置在该收容空间内以使所述螺母自身 (48a ; 48b) 返回至远离所述结构框架 (18) 一段距离的不工作位置。

6. 如权利要求 1 至 5 中任一项所述的发动机舱 (1), 其特征在于, 设计用于插置在所述结构框架 (18) 与所述气动及声学光滑面板 (21) 之间的热保护垫 (37) 通过保持元件 (44 ; 47) 被安装在所述气动及声学光滑面板 (21) 上。

7. 如权利要求 6 所述的发动机舱 (1), 其特征在于, 所述气动及声学光滑面板 (21) 包括用于排放所述发动机舱中的过压空气的至少两个纵向槽 (35)。

8. 如权利要求 7 所述的发动机舱 (1), 其特征在于, 所述热保护垫 (37) 在所述纵向槽 (35) 附近具有瓦状重叠 (38), 该瓦状重叠能够允许所述气动及声学光滑面板 (21) 发生形变而不会影响热保护。

9. 如权利要求 1 至 5 中任一项所述的发动机舱 (1), 其特征在于, 所述气动及声学光滑面板 (21) 包括至少一个检查舱门 (33, 34), 该检查舱门具有直线切开缝 (52) 或扇贝形边状的切开缝 (53)。

10. 如权利要求 9 所述的发动机舱 (1), 其特征在于, 外围的密封件 (51) 与所述检查舱门或多个检查舱门 (33 ; 34) 的所述切开缝 (52 ; 53) 相关联。

涡轮风扇发动机的发动机舱

技术领域

[0001] 本发明涉及旁路涡轮风扇发动机的发动机舱。

背景技术

[0002] 飞行器被数个涡轮风扇发动机推动,每一个涡轮风扇发动机均容纳在发动机舱内,发动机舱还容纳有一组与其运转相关的辅助致动装置,例如推进反向装置,并在涡轮风扇发动机处于运转或停止时执行各种功能。

[0003] 发动机舱通常具有管状结构,包括涡轮风扇发动机上游的进气口、设计用于包围涡轮风扇发动机的风扇的中部、容纳推进反向装置并设计用于包围涡轮风扇发动机的燃烧室的下游部,发动机舱通常结束于排气喷嘴,排气喷嘴的出口处于涡轮风扇发动机下游。

[0004] 现代发动机舱被设计用于容纳旁路涡轮风扇发动机,旁路涡轮风扇发动机能够经由旋转的风扇的空气叶片而产生源自涡轮风扇发动机的燃烧室的热气流(也称为主气流),以及穿过形成在涡轮风扇发动机的整流罩(或发动机舱的下游结构中包围涡轮风扇发动机的内部结构)与发动机舱的内壁之间的环状通路(也称为流路)并在涡轮喷气机外部移动的冷气流(旁路流)。两气流通过发动机舱的后部从涡轮风扇发动机排出。

[0005] 因此,飞行器的每个推进组件均由发动机舱及涡轮风扇发动机形成,并通过挂架悬挂于飞行器的固定结构,例如位于机翼下方或机身上,该挂架通过悬挂元件在涡轮风扇发动机的前部及后部连接至涡轮风扇发动机。

[0006] 在这种结构中,由涡轮风扇发动机来支撑发动机舱。这种结构在飞行器执行任务期间会承受很多合成外力。除了其他事情之外,其包括源自万有引力、内外气动力、阵风以及热效应的力。

[0007] 施加至推进组件的这些应力被传递至涡轮风扇发动机,并导致壳体产生形变,壳体形变直接影响涡轮风扇发动机各个不同阶段的效能。具体而言,在被称为蜂腰式的推进组件(即,相对于中间结构及空气入口,具有长且相对细的下游部分)的情况下,这些应力会导致极其有害的被称为“香蕉效应”的形变,下游部分会急剧弯曲。

[0008] 这种“香蕉效应”导致,在驱动轴、风扇的叶片以及涡轮风扇发动机的内部叶片保持呈直线的同时,由不同的连续的壳体所形成的发动机舱的外部结构会产生形变。结果导致轴的叶片的头部与壳体的内周边更加接近。由此相对于壳体保持极小形变或无形变的结构,涡轮风扇发动机的总体性能会降低,因为要求在设计发动机舱时考虑形变,由此总是要在叶片的头部与壳体周边之间设置足够的间隙。这会导致一部分供应空气因其通过该相当大的间隙逃离而不能被叶片压缩。

[0009] 在本申请人递交的法国未公开专利申请号 06.05912 中提出了解决该问题的方案。说明书附图中的图 1 及图 2 概括地示出了该专利文献 FR06.05912 的主题。

[0010] 这些图中示出的发动机舱 1 被称为结构,换言之,其支撑发动机 7 并经由结合在其内的挂架 15 将其直接连接至飞行器的固定结构 2。发动机舱的后部包括由与垂直件 22 相关的径向框 20、与上部纵向结构 23 相关的纵向加强件 26,27、以及完成该结构的下部纵向

结构 24 构成。此外,一组推力吸收连杆 29 有助于将力从发动机 7 传递至飞行器的固定结构 2。气动及声学光滑面板 21 安装在框架 18 上并包围发动机 7。

[0011] 为了使上述结构框架设计能够获得认证机构的认证并尺寸完美而没有其他混乱的加强装置,需要将声学面板与从发动机至飞行器的力的传递分离开。此外,如果发动机的管路发生爆裂,声学面板的结构以及周围结构则必须不能受到太大影响。

发明内容

[0012] 本发明的目的在于实现这些目的,并为此提出一种用于旁路涡轮风扇发动机的发动机舱,其包括前进气部、设计用于包围所述涡轮风扇发动机的风扇的中部、以及具有用于连接至挂架的装置的后部,所述挂架设计用于连接至飞行器的固定结构,所述后部包括结构框架,至少一个气动及声学光滑面板安装在该结构框架上,其中,所述声学面板通过浮动或弹性连接装置连接至所述结构框架,以致当所述发动机舱内存在过压空气时允许所述声学面板相对于所述涡轮风扇发动机沿大致离心径向方向发生形变。因此,声学面板不会将源自涡轮风扇发动机的力传递至飞行器的固定结构。

[0013] 所述连接装置可包括面向穿过所述结构框架的孔的螺母,所述螺母设计用于接收并保持安装在加强衬套内的螺丝的杆,所述加强衬套容纳在穿过所述声学面板的孔内。

[0014] 在一个实施例中,所述加强衬套与所述结构框架发生直接接触,并且,所述螺丝被安装使得在所述加强衬套中具有少量的间隙并具有非圆锥形头部,以致形成所述声学面板到所述结构框架的浮动连接。

[0015] 在另一实施例中,所述加强衬套与和所述结构框架发生接触的弹性环相关联。

[0016] 在另一实施例中,所述螺母包括基部,该基部连接至所述结构框架并具有收容空间,在该收容空间内,所述螺母自身被安装以在穿过所述结构框架的孔的轴线上平移运动,回复弹簧设置在该收容空间内以使所述螺母自身返回至远离所述结构框架一段距离的不工作位置。通过利用弹簧的刚性或螺丝的气密性,这些设置使得能够调节面板到框架的连接,由此在需要时排放内部过压空气。

[0017] 声学面板可以是一件式或由数个元件形成。这包括让面板适应包括有分叉的内部固定结构或者其应用于 O 形管式的结构。

[0018] 根据一个可能性,设计用于插置在所述结构框架与所述声学面板之间的热保护垫通过保持元件被安装在所述声学面板上。因此,面板具有其自身的热保护。

[0019] 所述声学面板可包括用于排放所述发动机舱中的过压空气的至少两个纵向槽。在此情况下,热保护垫可在所述排放槽附近具有瓦状重叠,该瓦状重叠能够允许所述面板发生形变而不会影响热保护。

[0020] 根据本发明的另一方面,所述面板可包括至少一个检查舱门,该检查舱门具有直线切开缝或扇贝形边状的切开缝。例如,外围的密封件与所述检查舱门或多个舱门的所述切开缝相关联。

附图说明

[0021] 通过以下相对附图的详细描述的辅助将更好地理解本发明的应用,其中:

[0022] 图 1(已在以上背景技术中进行了描述)是根据现有技术的发动机舱的立体示意

图；

[0023] 图 2(已在以上背景技术中进行了描述)是该同一发动机舱从另一角度观察的立体示意图；

[0024] 图 3 是根据本发明的发动机舱的示例的部分纵向剖视图,示出了如果发动机的管路发生爆裂时声学面板的结构的状态；

[0025] 图 4 至图 6 是该声学面板的第一、第二及第三示例性实施例的类似的立体图；

[0026] 图 7 是沿图 6 的线 VII-VII 的剖视图；

[0027] 图 8,图 9,图 10 及图 11a 是类似的视图,示出了用于将声学面板连接至发动机舱的结构框架的装置的第一、第二、第三及第四示例的沿图 4 的线 VIII-VIII 所取的剖面；

[0028] 图 11b,图 12 及图 13 示出了与图 11a 类似的连接装置的第五示例的三个运转结构；

[0029] 图 14 是沿图 5 的线 XIV-XIV 所取的剖视图；

[0030] 图 15 及图 16 是沿图 14 的箭头 XV 方向的视图,示出了声学面板中检查舱门的切开缝的两个示例。

具体实施方式

[0031] 图 3 至图 16 中所示的某些元件与图 1 及图 2 中的元件类似,并由相同的参考标号来表示。根据本发明的发动机舱与图 1 及图 2 中的发动机舱的本质不同之处在于声学面板 21 通过浮动或弹性连接装置连接至结构框架 18。

[0032] 如果发动机 7 的管路将发生爆裂,例如(见图 3),则面板 21 将在其结构的整个内部保持一致的压力 3,并且通过到框架 18 的浮动或弹性连接装置,面板 21 沿其内部容积的膨胀方向大致沿离心的径向 31 发生形变,以致通过面板 21 的后部将发动机舱中的过压空气 30 排出,而不会损坏发动机舱 1 及发动机 7 的结构。因此,面板 21 不会将源自发动机 7 的力传递至飞行器的固定结构 2。面板 21 到发动机 7 的结构的上游连接保持足够紧凑,以致不会将从风扇出来的空气 17 吸入发动机舱,因此不会扩大该压力的有害影响。

[0033] 图 4 至图 7 示出了声学面板 21 的示例性实施例,其中面板 21 由中央罩及上下竖直面板构成。声学面板 21 也可仅由一个罩构成,或由与上下竖直面板相关的罩构成。

[0034] 图 4 中的面板 21 的连接线 32 与框架 18 的结构元件相对布置。由本领域的技术人员根据整体结构的尺寸及几何学要求来确定连接的数量及位置。

[0035] 为了对发动机 7 提供迅速及有针对性的维护,可去除的检查舱门 33 形成面板 21 的上游部分。检查舱门 33 位于发动机 7 要被检查的区域中。

[0036] 在图 5 中,声学面板 21 包括检查舱门 34,检查舱门 34 位于下游,并可用作过压舱门,为此可包括比声学面板 21 的其他部分更柔性的弹性连接以促进空气在该区域排出。

[0037] 图 6 示出了声学面板 21,该声学面板 21 包括设计用于排放发动机舱内的过压空气的下游两个纵向槽 35。槽 35 包括位于端部的接缝邻接结构。这些槽 35 根据本领域技术人员的要求来布置并定向,无需与框架 18 的结构元件重叠。

[0038] 图 7 示出了槽 35 的示例性实施例。密封件 36 与其相关。设计用于插置在结构框架 18 与声学面板 21 之间的防热垫 37 被安装在声学面板 21 上。垫 37 在排放槽 35 附近具有瓦状重叠 38,该瓦状重叠 38 设计用于允许面板 21 的局部形变而不会影响防热性能。因

此,在槽 35 的下游足够提供弹性连接以允许通过沿方向 31 的形变来打开由面板 21 的两个槽 35 界定的区域。

[0039] 图 8 示出了用于将声学面板 21 柔性连接至框架 18 的的装置。在本示例中,因面板 21 由钛制成,故面板 21 无需热保护。

[0040] 该弹性连接装置包括螺母 43,该螺母 43 相对于穿过结构框架 18 的孔而连接,并设计用于接收并保持安装在容纳在穿过声学面板 21 的孔中的局部加强衬套 40 中的螺丝 41 的杆。衬套 40 与插置在面板 21 与结构框架 18 之间的弹性垫圈 42 相关联。

[0041] 加强衬套 40 使得能够防止螺丝 41 挤压面板 21 的内部结构。衬套 40 还可通过形成面板 21 的“蜂窝”单元填充制品而结合在面板 21 的结构中。

[0042] 图 9 示出用于将声学面板 21 连接至框架 18 的装置的第二示例。与图 8 类似,螺母 43 面向穿过结构框架 18 的孔而连接,并设计用于接收并保持安装在容纳在穿过声学面板 21 的孔中的加强衬套 45 中的螺丝 54 的杆。但是,在此情况下,螺丝 54 被安装使得在加强衬套 45 中存在少量的间隙,并具有非圆锥形头部,以致实现声学面板 21 到结构框架 18 的浮动非弹性安装。

[0043] 这类连接可应用于无需热保护的声学面板,或应用于要求由铝面板 37 提供热保护的声学面板。

[0044] 在此情况下,衬套 45 并未与弹性元件相关联,而是与框架 18 发生直接接触。环状凹槽围绕该衬套 45 形成在热保护垫 37 中,布置在该环状凹槽内的齿锁紧垫圈 44 将垫 37 保持在面板 21 上。

[0045] 图 10 所示的弹性连接装置与上述装置的不同之处在于加强衬套 46 在一端具有一个或多个突缘,用于保持插置在面板 21 与结构框架 18 之间的弹性环 47。弹性环 47 也具有设计用于保持垫 37 抵靠面板 21 的环状肩部。

[0046] 图 11a,图 11b,图 12 及图 13 示出了另一包括螺母组件的弹性连接装置,该螺母组件的基部 50 连接结构框架 18,并面向穿过结构框架 18 的孔。基部 50 具有收容空间,螺母 48a 或 48b 自身安装在该收容空间中,以能够沿穿过结构框架 18 的孔的轴线平移运动。回复弹簧 49 设置在该收容空间中以使螺母 48a 或 48b 返回至位于远离结构框架 18 一段距离的不工作位置。

[0047] 如上所述,螺母 48a 或 48b 设计用于接收并保持安装在加强衬套 47 中的螺丝 41 的杆,其中该加强衬套 47 容纳在穿过声学面板 21 的孔中。在此情况下,加强衬套 47 结合在声学面板 21 中。取决于弹簧 49 的刚性,可以获得螺母组件的更大刚性(例如,面板 21 上游)或更小刚性(例如,面板 21 下游)的保持。

[0048] 在图 11a 中,螺丝 41 的拉紧连接结合在螺母 48a 中。足够拉紧以进行接触,以确保良好的安装。为了确保必要的差别的压力,弹簧 49 可具有数个刚性水平,或者螺母 53 可具有不同长度。

[0049] 在图 11b 中,螺母 48b 并不拉紧连接该螺丝 41。通过作用拉紧转矩上来安装螺丝 41 会向处于不工作位置的弹簧 49 施加或多或少的压力,由此允许面板 21 在压力下的差动运动。

[0050] 在过压的情况下,沿箭头 3(见图 12 及图 13) 的方向保持空气压力的声学面板 21 远离框架 18,被螺丝 41 拉住的螺母 48b 抵抗弹簧 49 的反作用而在设置在基部 50 中的收容

空间内滑动。

[0051] 图 14 示出了面板 21 与其检查舱门 34 之间的接合区域。两个外围的密封件 51 在该接合区域两侧安装在结构框架 18 与热保护垫 37 之间,由此将接合区域与源自发动机 7 的风扇的空流 17 隔离。

[0052] 如图 15 及图 16 所示,在面板 21 中检查舱门 34 的切开缝 52 或 53 可以是具有用于安装的功能间隙的直线 (52) 或优化框架 18 的宽度的扇贝形边 (53)。

[0053] 尽管已经参考具体示例性实施例描述了本发明,但显然其并不限于此,并且其包括这里描述的特征的技术等同物以及他们的结合 (如果该结合落入本发明的范围之内)。

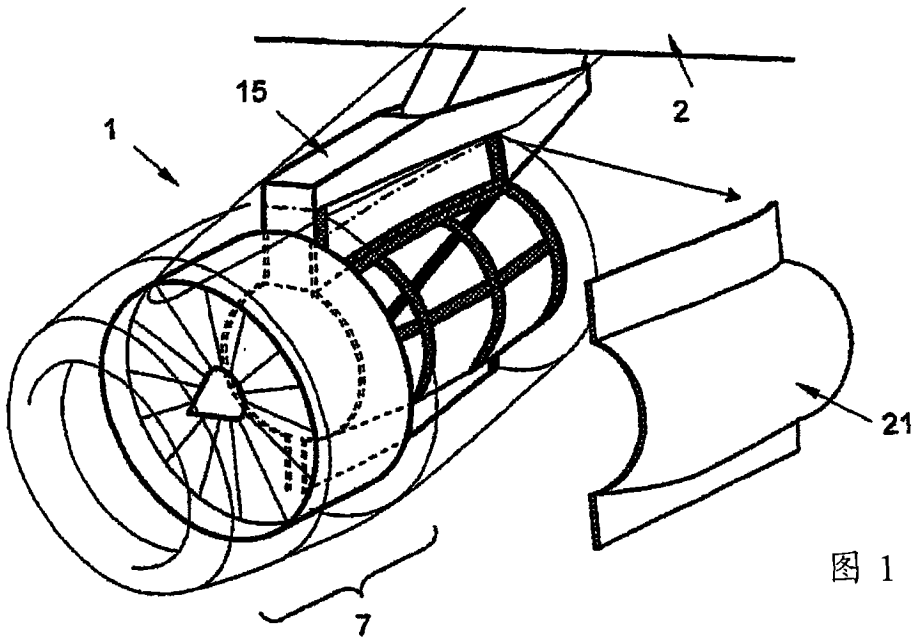


图 1

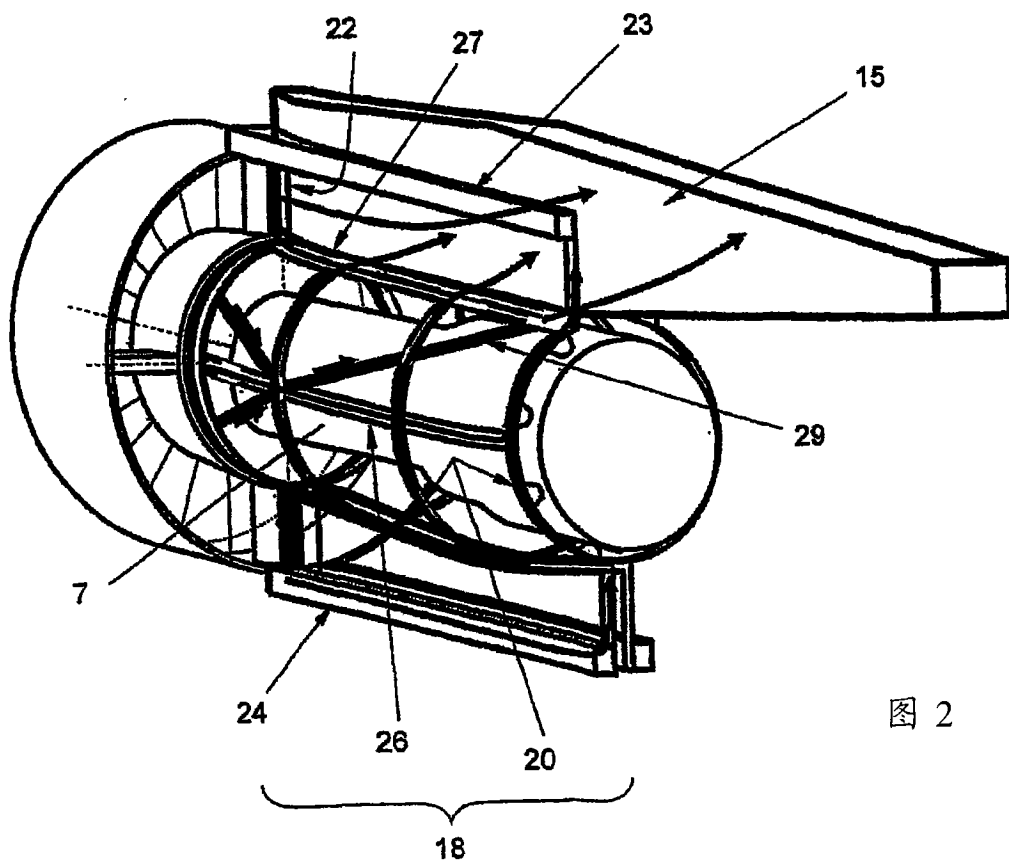


图 2

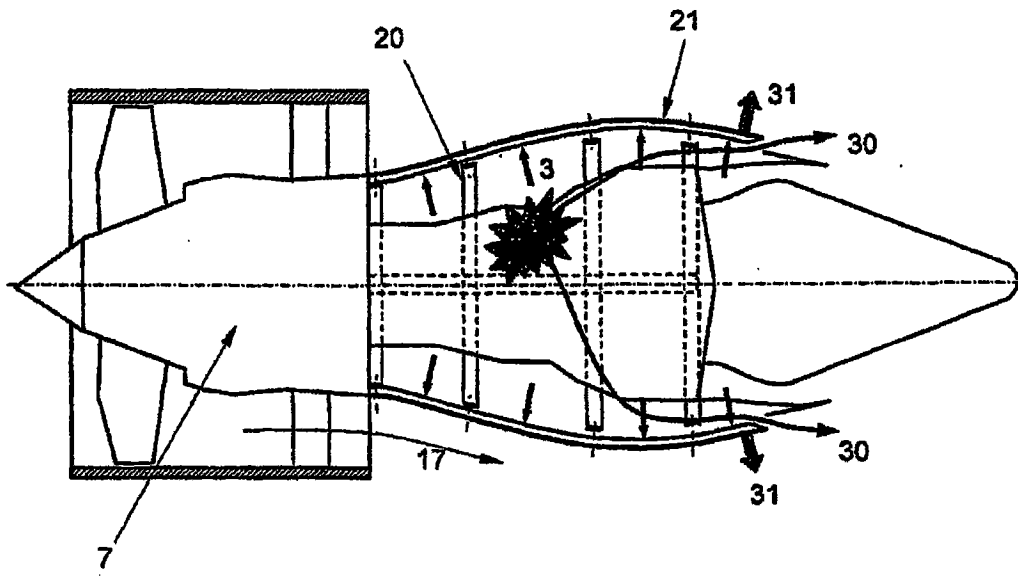


图 3

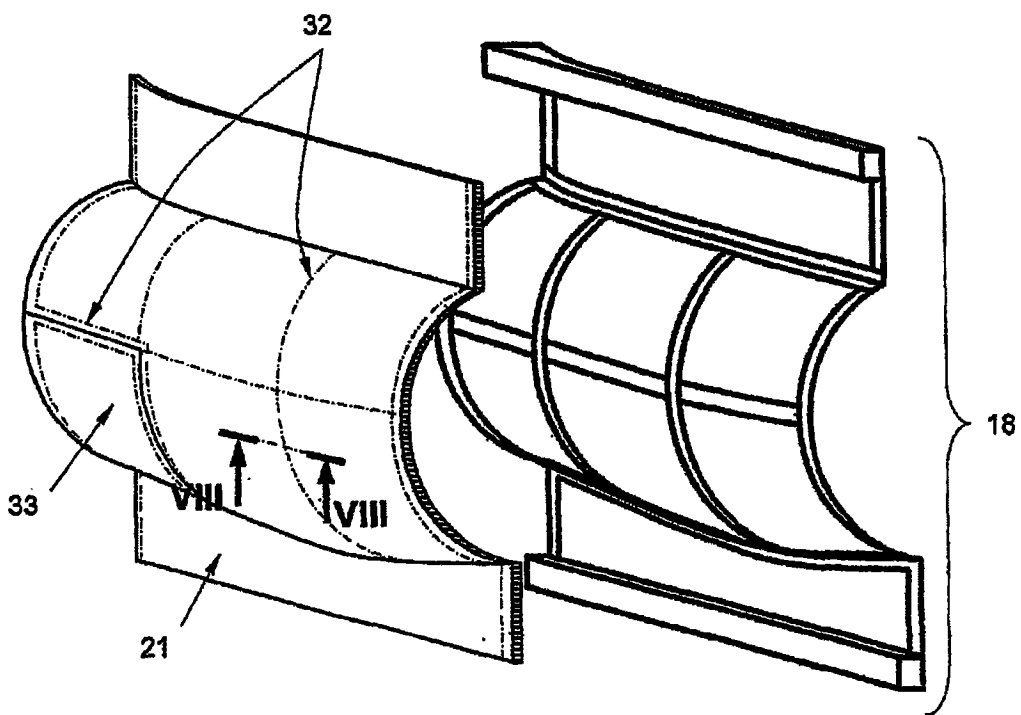


图 4

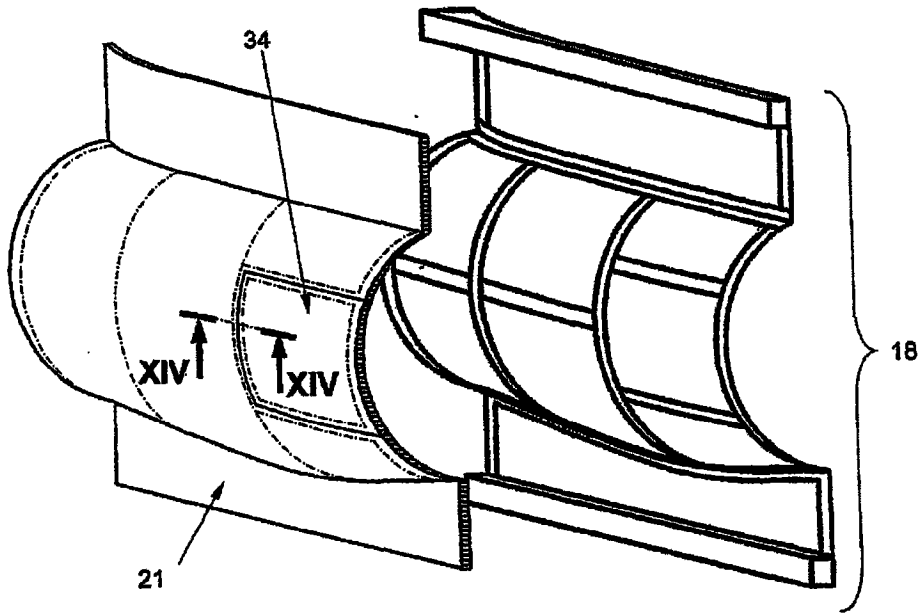


图 5

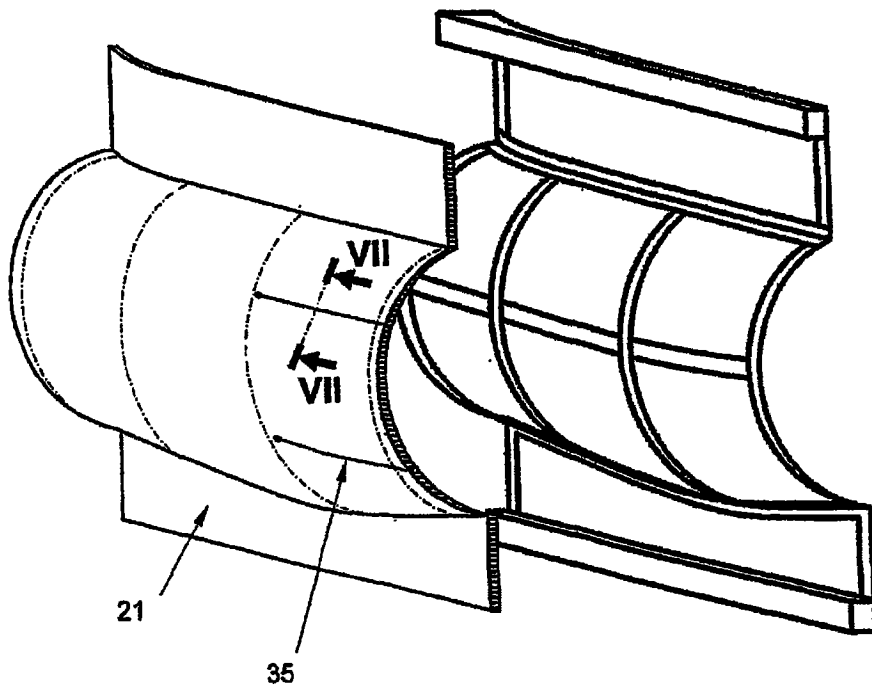


图 6

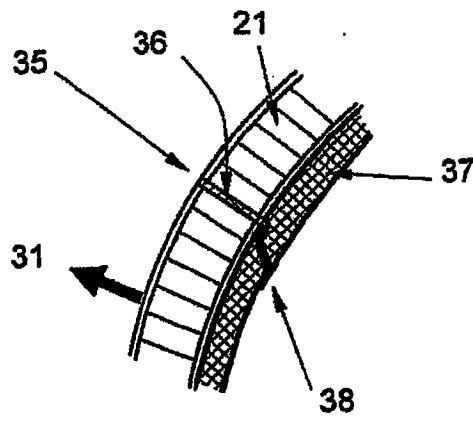


图 7

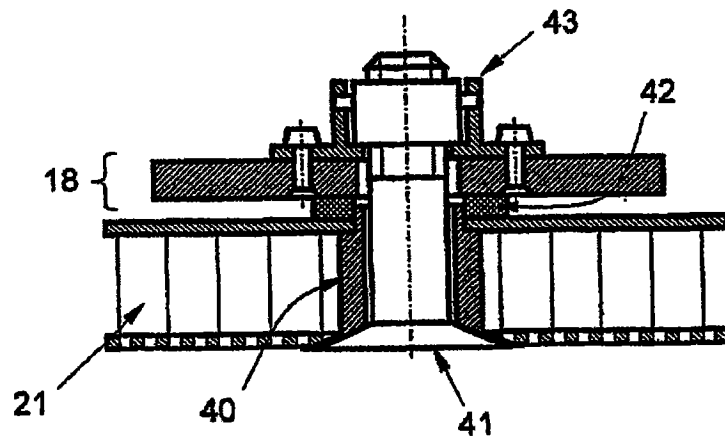


图 8

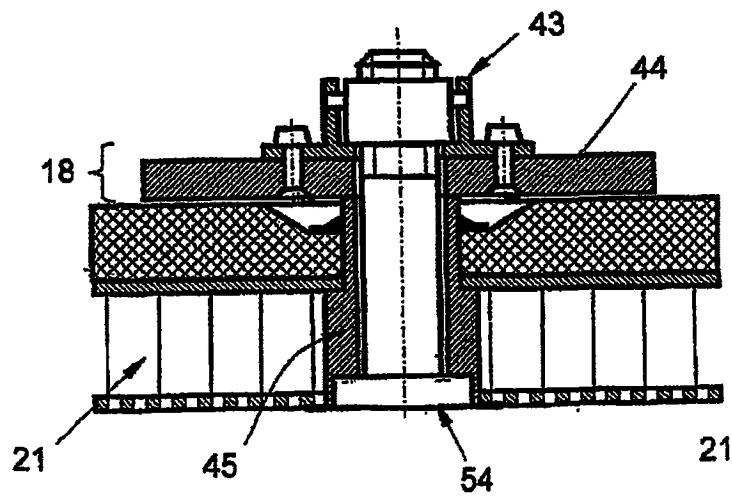


图 9

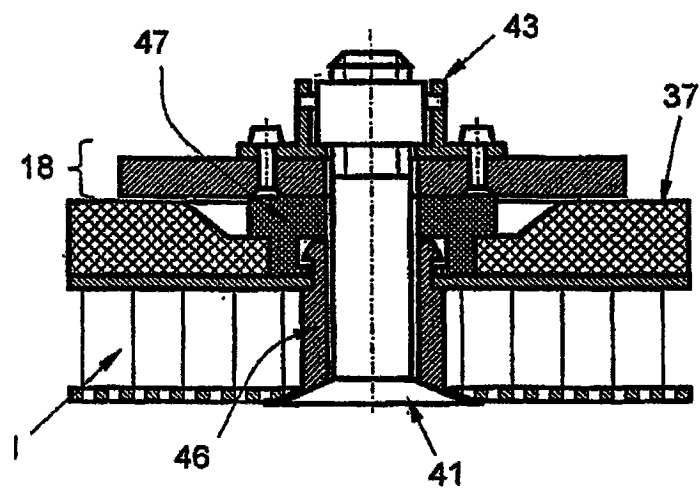


图 10

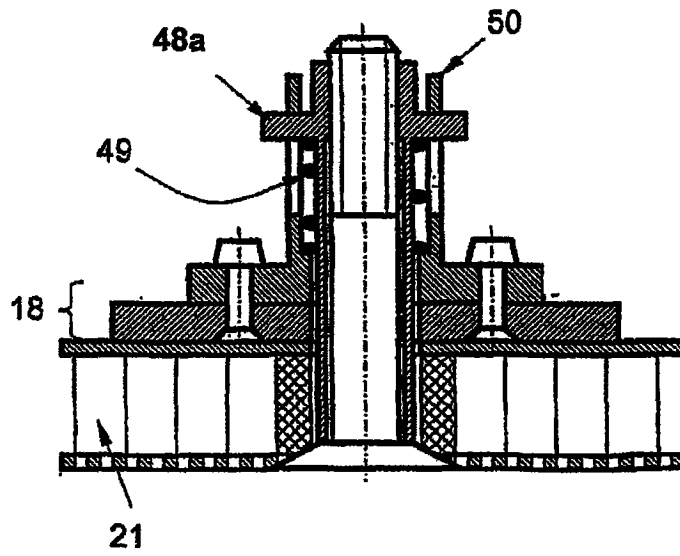


图 11a

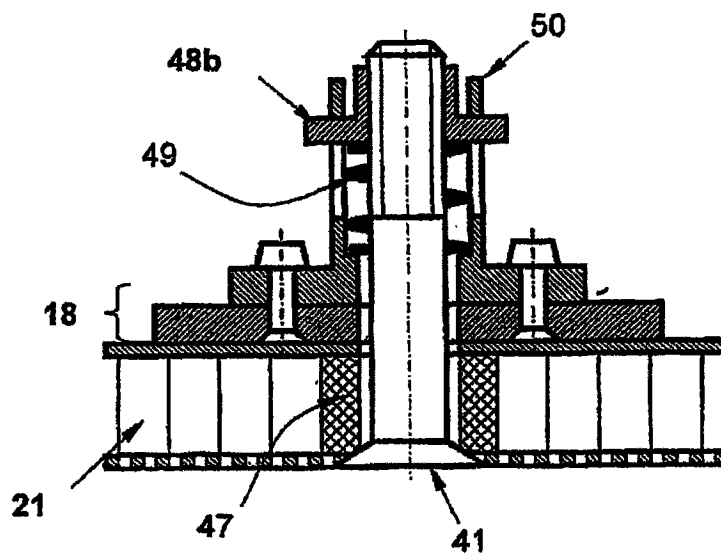


图 11b

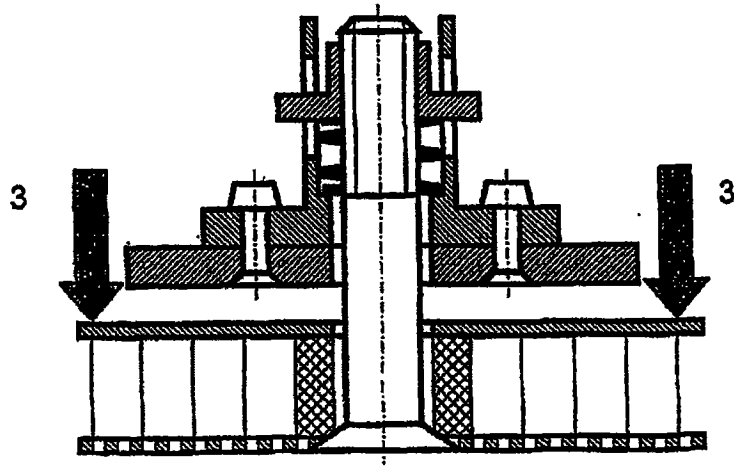


图 12

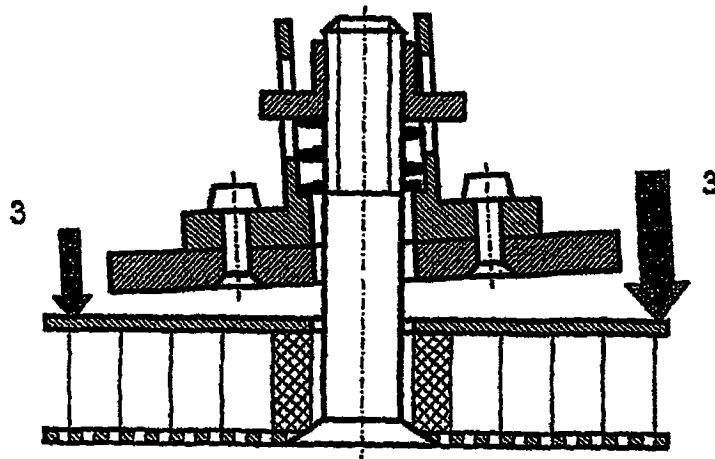


图 13

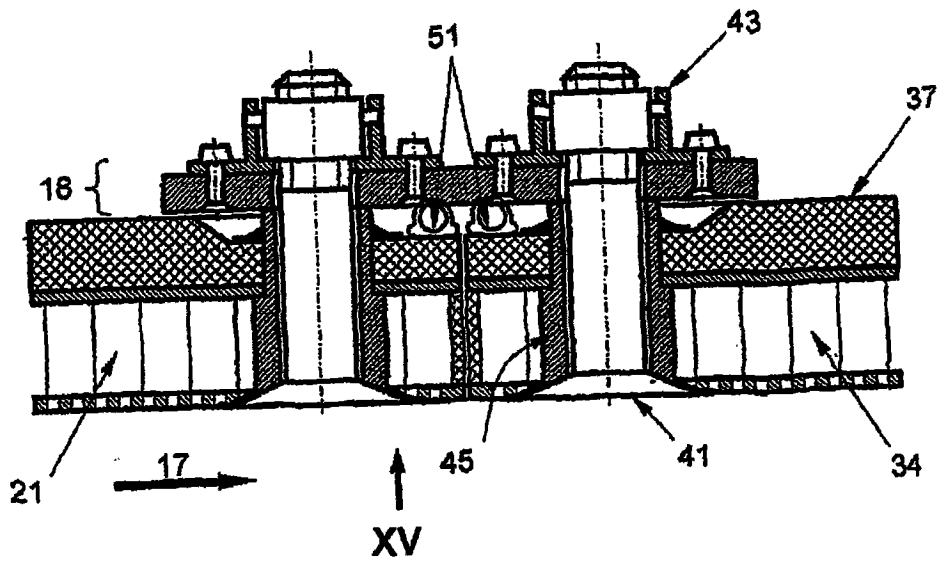


图 14

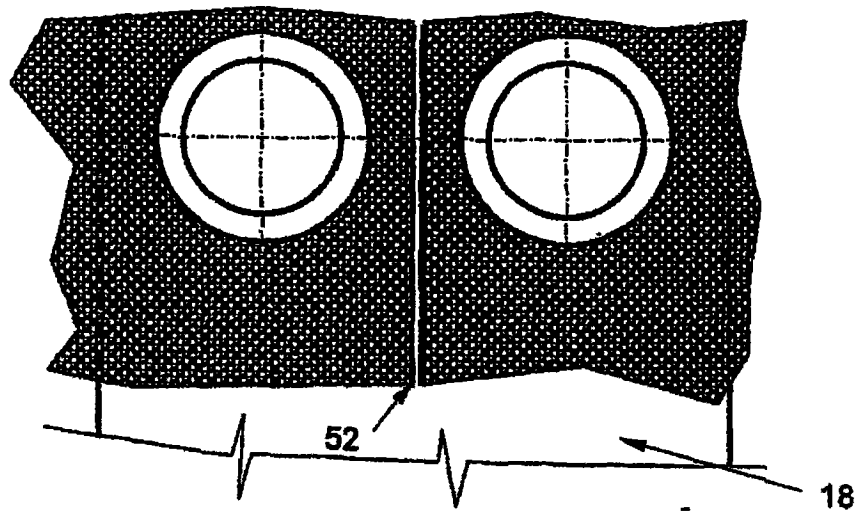


图 15

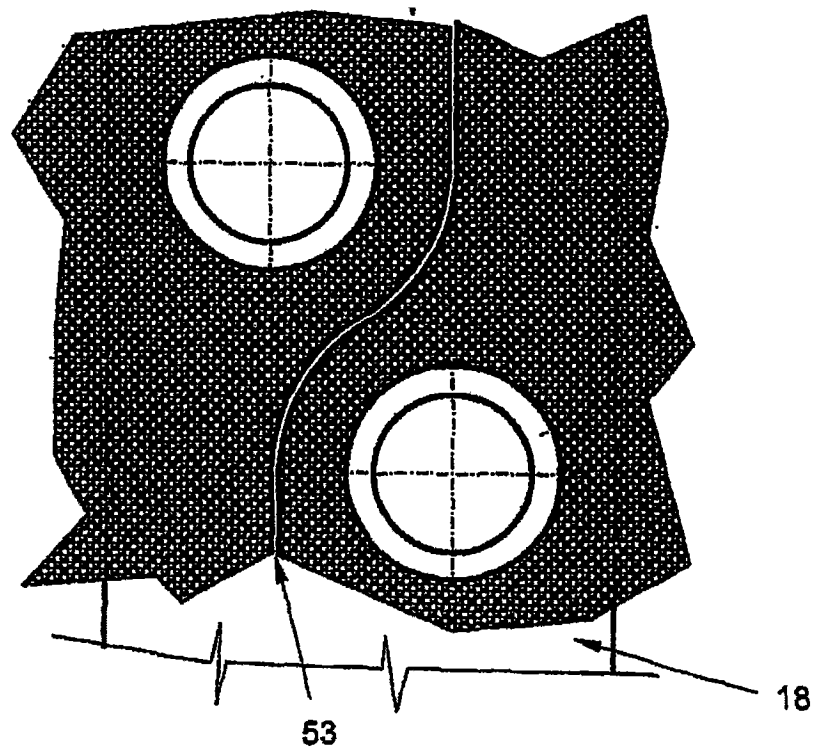


图 16