



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 101855135 A

(43) 申请公布日 2010. 10. 06

(21) 申请号 200880108535. 3

代理人 葛强 张一军

(22) 申请日 2008. 08. 28

(51) Int. Cl.

(30) 优先权数据

0707049 2007. 10. 08 FR

B64D 15/04 (2006. 01)

B64D 33/02 (2006. 01)

F02C 7/047 (2006. 01)

(85) PCT申请进入国家阶段日

2010. 03. 24

(86) PCT申请的申请数据

PCT/FR2008/001208 2008. 08. 28

(87) PCT申请的公布数据

W02009/060137 FR 2009. 05. 14

(71) 申请人 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

斯特凡·贝利拉 让·菲利普·多盖

(74) 专利代理机构 北京万慧达知识产权代理有

限公司 11111

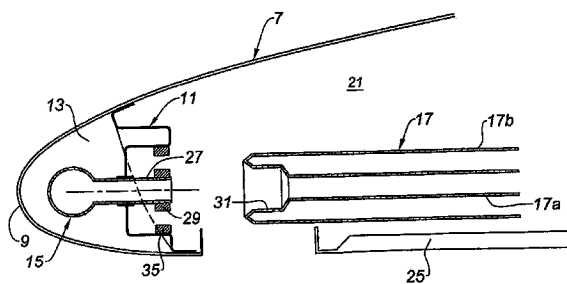
权利要求书 2 页 说明书 5 页 附图 6 页

(54) 发明名称

安装于飞机发动机的机舱中间结构上游的进气口结构以及配备这种进气口结构的机舱

(57) 摘要

本发明涉及一种进气口结构, 该进气口结构被设计成安装在飞机发动机的机舱的中间结构的上游, 并特别包括: 外壁 (7), 它含有唇缘 (9), 并安装成能够相对于中间结构在后部位置和前部位置之间运动; 壁 (11), 它界定出所述唇缘 (9) 内的除冰隔室 (13); 至少一个除冰集管 (15), 其在所述隔室 (13) 内延伸; 以及所述集管 (15) 的至少一个热空气供应导管 (17), 其能够刚性地与所述中间结构相连接。壁 (11) 紧密固定在所述唇缘 (9) 内, 并且所述供应导管 (17) 通过可分离的密封装置 (27、29、31、35) 与所述集管 (15) 相连接。



1. 一种进气口结构 (3), 该进气口结构被设计成安装在飞机发动机的机舱 (1) 的中间结构 (5) 的上游, 所述进气口结构 (3) 特别包括:

- 含有唇缘 (9) 的外壁 (7), 所述外壁设计安装成能够相对于所述中间结构 (5) 在后部位置和前部位置之间活动;
- 分隔件 (11), 在所述唇缘 (9) 内界定出除冰隔室 (13);
- 至少一个除冰集管 (15), 其在所述隔室 (13) 内延伸; 以及
- 至少一个导管 (17), 用于将热空气供应给所述集管 (15), 该导管被设计成以固定方式与所述中间结构 (5) 相连接,

在所述进气口结构中, 所述分隔件 (11) 以密封的方式固定在所述唇缘 (9) 内, 并且所述供应导管 (17) 通过可分离的密封装置 (27、29、31、35) 与所述集管 (15) 相连接,

其特征在于, 所述可分离的密封装置 (27、29、31、35) 紧邻所述分隔件 (11) 定位。

2. 根据权利要求 1 所述的进气口结构 (3), 其特征在于, 所述进气口结构的内表面 (25) 被设计成以固定方式安装在所述中间结构 (5) 上。

3. 根据权利要求 1 和 2 中任一项所述的进气口结构 (3), 其特征在于, 所述外壁 (7) 被设计成以滑动方式安装在所述中间结构 (5) 上。

4. 根据上述权利要求中的任一项所述的进气口结构 (3), 其特征在于, 所述可分离的密封装置包括阳形和阴形的集管端部 (27) 和供应导管端部 (31), 或者反过来的阴形和阳形的集管端部 (27) 和供应导管端部 (31), 并且例如至少一个密封件 (29、35) 的密封装置安装在其端部之上或其内部。

5. 根据权利要求 4 所述的进气口结构 (3), 其特征在于, 所述阴形端部 (27 或 31) 具有漏斗形状。

6. 根据权利要求 4 和 5 中任一项所述的进气口结构 (3), 其特征在于, 所述集管端部 (27) 以密封方式穿过所述分隔件 (11)。

7. 根据权利要求 6 所述的进气口结构 (3), 其特征在于, 所述分隔件 (11) 界定出围绕所述集管端部 (27) 的腔室 (33), 例如密封件 (29、35) 的密封装置一方面被置于所述集管端部 (27) 和所述供应导管 (17) 的所述端部 (31) 之间, 而另一方面被置于所述分隔件 (11) 和所述供应导管 (17) 的所述端部 (31) 之间。

8. 根据权利要求 4 和 5 中任一项所述的进气口结构 (3), 其特征在于, 所述分隔件 (11) 界定出被所述集管端部 (27) 以非密封方式穿过的孔口 (45), 例如密封件 (29、35) 的密封装置一方面被置于所述集管端部 (27) 和所述供应导管 (17) 的所述端部 (31) 之间, 而另一方面被置于所述孔口 (45) 的边缘和所述供应导管端部 (31) 之间。

9. 根据上述权利要求中的任一项所述的进气口结构 (3), 其特征在于, 所述供应导管 (17) 包括双层壁 (17a、17b)。

10. 根据权利要求 7 和 9 所述的进气口结构 (3), 其特征在于, 所述供应导管 (17) 在其端部包括用于在所述腔室 (33) 和位于两个导管壁 (17a、17b) 之间的空间 (39) 之间连通的至少一个孔口 (37)。

11. 根据权利要求 9 和 10 中任一项所述的进气口结构 (3), 其特征在于, 该进气口结构包括配置在位于所述供应导管 (17) 的所述两层壁 (17a、17b) 之间的所述空间 (39) 内的空气泄漏检测器 (41)。

12. 一种用于飞机发动机的机舱(1),其特征在于,该机舱包括根据上述权利要求中的任一项所述的进气口结构(3)。

安装于飞机发动机的机舱中间结构上游的进气口结构以及 配备这种进气口结构的机舱

[0001] 本发明涉及一种安装在飞机发动机的机舱中间结构上游的进气口结构,并且涉及一种配备这种进气口结构的机舱。

[0002] 在 2006 年 10 月 2 日提交的专利申请 FR06/08599 中,申请人描述了(见附图 1-3)一种用于飞机发动机的机舱 1,其包括被设计成安装在中间结构 5 的上游的进气口结构 3,所述进气口结构 3 特别包括:

[0003] - 外壁 7,包括唇缘 9,该外壁设计成相对于所述中间结构 5 在后部位置(图 2)和前部位置(图 3)之间可动地安装;

[0004] - 分隔件 11,界定出所述唇缘 9 内的除冰隔室 13;

[0005] - 至少一个除冰集管 15,在所述隔室 13 内延伸;以及

[0006] - 至少一个导管 17,用于将热空气供应给所述集管 15,该导管被设计成以固定方式与所述中间结构 5 相连接。

[0007] 当外壁 7 位于后部位置(图 2)时(也就是说位于正常工作位置),为了密封除冰隔室 13,有必要提供固定在分隔件 11 的上部和下部的密封件 19a、19b。

[0008] 实际上,通过这些密封件获得的密封并不完全令人满意:维护操作时需要对外壁 7 进行连续的打开和关闭,这会有改变密封件的定位和形状的影响,结果是在隔室 13 和位于分隔件 11 的下游的进气口结构 1 的区域 21 之间具有除冰用热空气长期泄漏的趋势。

[0009] 而在此区域 21 中是不希望有除冰热空气吸入的,这是由于会具有损坏某些设备的风险,特别是具有损坏位于此区域的电气设备和电子设备的风险。

[0010] 文件 FR2757823 披露用于将热空气供应到除冰隔室的管道的原理,该管道包括安装在机舱的固定中间结构的部件以及安装在可动进气口结构的部件,这两个部件以可分离的方式彼此连接。

[0011] 尽管这使其可以克服所述的密封问题,但是现有技术的这种装置还具有显著增加了进气口结构的可动部件的重量的缺点。

[0012] 本发明的目的在于克服所有的上述缺陷。

[0013] 本发明的目的通过一种进气口结构来实现,该进气口结构被设计成安装在飞机发动机的机舱中间结构的上游,所述进气口结构特别包括:

[0014] - 含有唇缘的外壁,该外壁设计安装成能够相对于所述中间结构在后部位置和前部位置之间活动;

[0015] - 分隔件,在所述唇缘内界定出除冰隔室;

[0016] - 至少一个除冰集管,其在所述隔室内延伸;以及

[0017] - 至少一个导管,用于将热空气供应给所述集管,该导管被设计成以固定方式与所述中间结构相连接,

[0018] 在该结构中,所述分隔件以密封的方式固定在所述唇缘内,并且所述供应导管通过可分离的密封装置与所述集管相连接,

[0019] 这种结构的特征在于所述可分离的密封装置紧邻所述分隔件定位。

[0020] 因此,分隔件为除冰隔室提供出色的密封,可分离的密封装置在热空气供应导管和集管之间提供密封的流体连通,并且由于紧邻这些可分离的密封装置设置分隔件,使热空气集管的长度减小到最小,结果同样使得由于集管而给进气口结构的可动部件(外壁和除冰隔室以及分隔件)带来的额外重量最小。

[0021] 因此,还应该注意到,同样使得进气口结构的可动部件的更换成本最小。

[0022] - 所述进气口结构的内表面被设计成以固定方式安装在所述中间结构上:这种特殊的实施例与所述专利申请中所描述的相对应,其中此内表面实际上是设有噪音吸收结构的圆柱形壁;

[0023] - 所述外壁被设计成以滑动方式安装在所述中间结构上:这种特殊的实施例也与所述专利申请中所描述的相对应,并且使得内部结构在其后部位置(正常操作)和前部位置(维护操作)之间方便地运动;

[0024] - 所述可分离的密封装置包括阳形和阴形的集管端部和供应导管端部,或者反过来的阴形和阳形的集管端部和供应导管端部,并且例如至少一个密封件的密封装置安装在其端部之上或其内部:这些阳形和阴形端部使得供应导管和除冰集管之间可以快速地连接/分离,而无需调节直径和长度尺寸,因此可以良好地适应所涉及的多种部件的制造偏差;

[0025] - 所述阴形端部具有漏斗形状:这种特殊的形状使得阳形端部在连接过程中会在阴形端部内得到引导;

[0026] - 所述集管端部以密封方式穿过所述分隔件:这种特殊的实施例具有特别简单的设计;

[0027] - 所述分隔件界定出围绕所述集管端部的腔室,例如密封件的密封装置一方面被置于所述集管端部和所述供应导管的端部之间,而另一方面被置于所述分隔件和所述供应导管的端部之间:在被置于集管端部和供应导管的端部之间的密封件有泄漏的情况下,热空气仍然被限制在腔室内,因此并不会在分隔件下游分散;

[0028] - 所述分隔件界定出被所述集管端部以非密封方式穿过的孔口,例如密封件的密封装置一方面被置于所述集管端部和所述供应导管的端部之间,而另一方面被置于所述孔口的边缘和所述供应导管端部之间:在被置于集管端部和供应导管端部之间的密封装置泄漏的情况下,热空气仍然被限制在除冰隔室内,因此并不在分隔件下游分散;

[0029] - 所述供应导管包括双层壁:这种双层壁使其可以在此导管内壁崩裂的情况下防止导管内循环的热空气逸出到位于分隔件下游的区域;

[0030] - 所述供应导管在其端部包括用于在所述腔室和位于两个导管壁之间的空间之间连通的至少一个孔口:这种孔口使其可以在位于集管端部和供应导管端部之间的密封装置有泄漏的情况下避免此腔室加压,并因此避免位于此腔室和供应导管之间的密封装置泄漏的危险;

[0031] - 该进气口结构包括配置在位于供应导管的两层壁之间的空间内的空气泄漏检测器:此检测器可以提供位于集管端部和供应导管端部之间的密封装置处的任何热空气逸出的信号。

[0032] 本发明还涉及一种用于飞机发动机的机舱,其特征在于,该机舱包括根据前面描述的进气口结构。

[0033] 本发明的其它特征和优点通过下面的描述以及附图得以清楚,附图中:

[0034] 图 1 以立体图表示在本说明书的前序部分中描述的现有技术的机舱,该机舱通过挂架 24 悬挂在飞机机翼 23 之下,

[0035] 图 2 和 3 表示现有技术的机舱的进气口结构的上部的轴向截面的视图(也就是说在图 1 的平面 P 上截取的),其分别为正常操作位置和维护位置上,

[0036] 图 4 和 5 是类似于图 2 和 3 的根据本发明的进气口结构的第一实施例的视图,

[0037] 图 6 是该进气口结构的供应导管的局部视图,

[0038] 图 7 和 8 是类似于图 2 和 3 的根据本发明的进气口结构的第二实施例的视图;

[0039] 图 9 是类似于图 7 的第二实施例的变型的视图,

[0040] 图 10 和 11 是分别类似于图 2 和 3 的根据本发明的进气口结构的第三实施例的视图,

[0041] 图 12 和 13 是分别类似于图 2 和 3 的根据本发明的进气口结构的第四实施例的视图,

[0042] 图 14 是将除冰集管端部紧固到图 12 和 13 所示的进气口结构的分隔件的方式的轴向视图。

[0043] 在本专利申请的所有附图中,相同的附图标记表示相同或相似的构件或成组构件。

[0044] 如图 4 所示,根据本发明的进气口结构包括具有唇缘 9 的外壁 7。

[0045] 唇缘 9 是进气口结构的位于最上游的部分,也就是构成进气口结构的前缘的部分。

[0046] 如图 2 和 3 的主题所示,通过外壁 7 及其唇缘 9 形成的组件安装成可相对于机舱的固定中间结构(图 4 和 5 未示出)在图 4 代表的后部位置和图 5 代表的前部位置之间滑动。

[0047] 正常操作配置如图 4 所示,图 5 的配置是用于接触特别是机舱的固定中间结构 5 以进行维护的配置。

[0048] 根据本发明的进气口结构还包括以固定方式安装在中间结构 5 上的内壁 25。

[0049] 传统地,固定内壁 25 包括声处理装置,也就是说它可设计成由减小声音传播的蜂窝结构所覆盖。

[0050] 在唇缘 9 内部设置有除冰集管(collecteur)15,除冰集管 15 被设计成在此唇缘内部循环来自于本身与热空气源相连接的供应导管 17 的热空气,热空气源相对于中间结构 5 固定安装。

[0051] 分隔件 11 界定出除冰隔室 13,集管 15 在除冰隔室 13 内延伸。

[0052] 此分隔件以密封方式例如通过铆接在唇缘 9 内紧固。

[0053] 在图 4 和 5 所示的实施例中,集管 15 包括以密封方式穿过分隔件 11 的至少一个端部 27,此端部 27 可例如通过其周边焊接到分隔件 11 上。

[0054] 此端部 27 包括密封装置 29,并能够进入形成热空气供应导管 17 的端部的漏斗形的凹形部件 31 内。

[0055] 本发明的说明书中所使用的术语“密封装置”表示设计用来承受导管 17 内循环的热空气的高温(通常大约 500°C)并能耐受滑动运动的任何密封系统。

[0056] 这些密封装置可特别通过适当材料的密封件来形成。

[0057] 在图 4 所示的正常操作位置,集管 15 的端部 27 因此位于导管 17 的端部 31 内,并与其形成密封连接。

[0058] 在图 5 所示的维护位置,包括唇缘 9 的外壁 7 以及分隔件 11 和集管 15 朝向机舱的前部运动,在此实例中也就是朝向附图的左侧。

[0059] 由此,集管 15 的凸形端部 27 从导管 17 的凹形端部 31 脱离。

[0060] 可以注意到导管 17 优选地包括内壁 17a 和外壁 17b,以便在壁 17a 崩裂的情况下减少热空气在空腔 21 内逸出的危险。

[0061] 根据图 6 所示的变型,可以看出导管 17 的端部 31 的漏斗形状可在导管 17 的外壁 17b 上形成,因此可以节省导管直径及重量。

[0062] 在图 7 和 8 的实施例中,分隔件 11 界定出围绕导管 17 的端部 31 的腔室 33,在进气口结构位于正常操作配置时,第二密封装置 35 相对于空腔 21 密封此腔室。

[0063] 此特殊配置使其可以在腔室 33 内容纳由于密封装置 29 的不良密封造成的任何热空气的泄漏。

[0064] 在图 9 所示的变型中,可以看出连通孔口 37 可以设置在腔室 33 和位于供应导管的两个壁 17a 和 17b 之间的空间 39 之间。

[0065] 此孔口 37 使其可以在经由密封装置 29 有泄漏的情况下,避免腔室 33 增压;这使其可以减小空气经由第二密封装置 35 向空腔 21 的方向泄漏的危险。

[0066] 有利的是,可以在空间 39 内放置泄漏检测器 41,此空气泄漏检测器本身通过适当电连接与控制系统相连接。

[0067] 图 10 和 11 所示的实施例与前面实施例的不同之处在于:集管 15 的端部 27 具有漏斗形状,用于此部件的导管 17 的端部 31 具有平直的形状:在此实施例中,集管 15 的端部 27 和导管 17 的端部 31 分别构成这种可分离的密封连接的阳部件和阴部件。

[0068] 为此连接提供密封的密封装置 29 在此实例中优选地围绕导管 17 的端部 31 配置。

[0069] 在图 12 和 13 所示的变型中,集管 15 的端部 27 不再与分隔件 11 相连接,而是以非密封的方式穿过形成在此分隔件 11 上的孔口 45。

[0070] 集管 15 的端部 27 可以通过装置 47 或者通过以 120° 配置的可调节拉杆与分隔件 11 相连接,如图 14 所示。

[0071] 第一密封装置 29 被置于集管 15 的凸形端部 27 和导管 17 的凹形端部 31 之间,并且第二密封装置 35 介于此凹形端部 31 和形成在分隔件 11 内的回复装置 47 之间。

[0072] 在热空气经由第一密封装置 29 泄漏的情况下,此空气直接进入除冰隔室 13 内,由此减小向空腔 21 的方向泄漏的危险。

[0073] 将注意到优选地如所述所有实施例表示的那样,集管 15 的端部 27 和导管 17 的端部 31 之间的连接区域优选地紧邻分隔件 11,或者在分隔件 11 的平面内:这使其可以限制可动部件(也就是在其正常操作位置和其维护位置之间运动的过程中能够与外壁 7 一起运动的部件)的总体重量。

[0074] 这种重量限制使其可以减轻装置(导轨、致动机构等等)的重量,该装置使其可以在所述两个位置之间运动外壁。

[0075] 此外,在所述可动部件损坏的情况下,其更换不太昂贵,这是由于构成这些可动部件的元件被设计成尺寸刚好合适。

[0076] 还将注意到,在外面板 7 位于维护位置时,集管 15 的端部 27 和导管 17 的端部 31 之间的可分离的连接一方面使得检查集管 15 时很方便,而另一方面使得检查导管 17 时也很方便。

[0077] 还将注意到,集管 15 和导管 17 的凸形和凹形端部(或者反之亦然)之间连接的可分离性使其可以省略直径和长度尺寸的调节;因此能够良好地适应所涉及的多种部件的制造偏差。

[0078] 当然,本发明绝不局限于描述和说明的实施例,这些实施例只简单地作为实例提供。

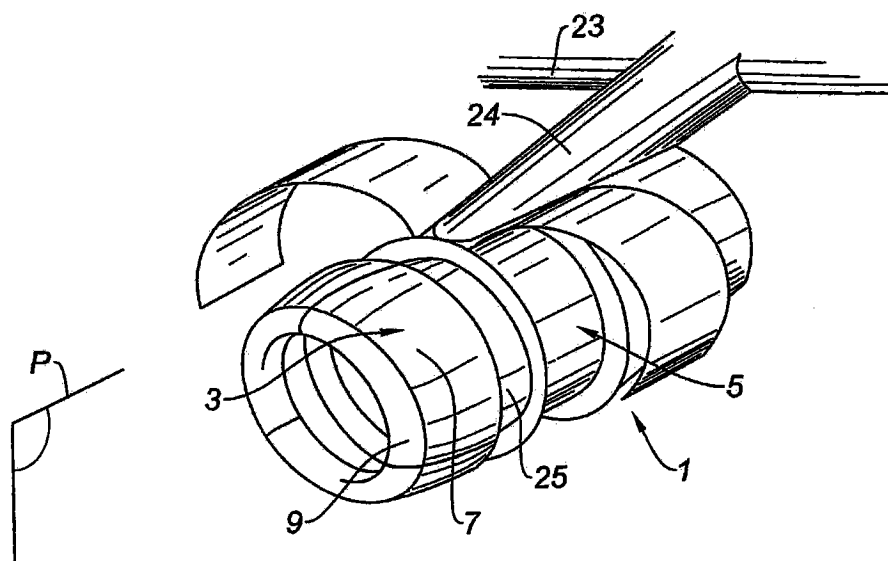


图 1

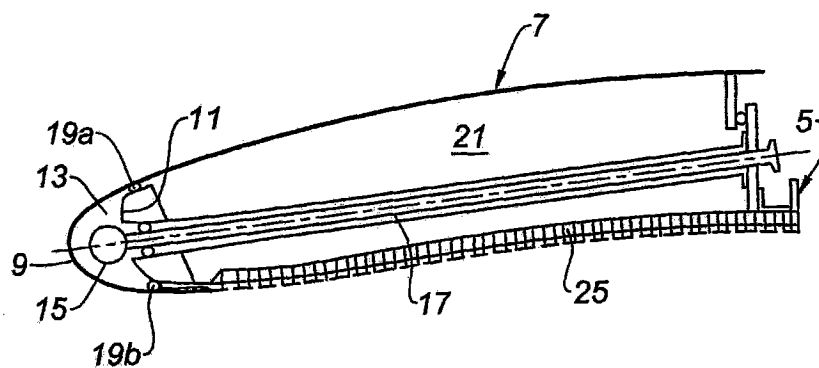


图 2

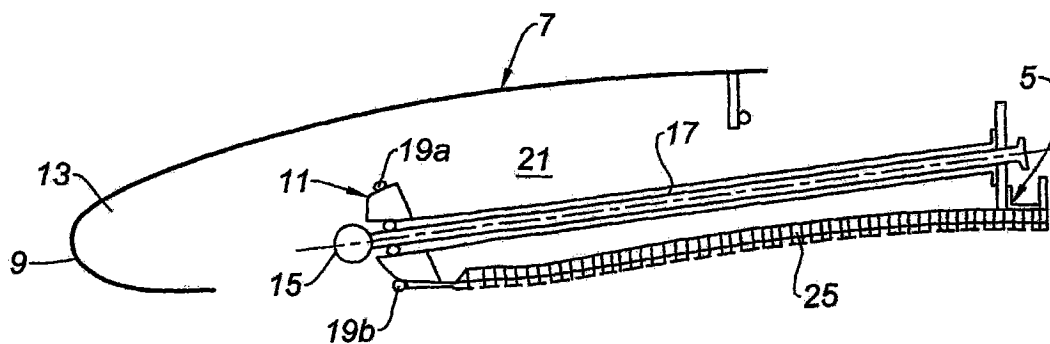


图 3

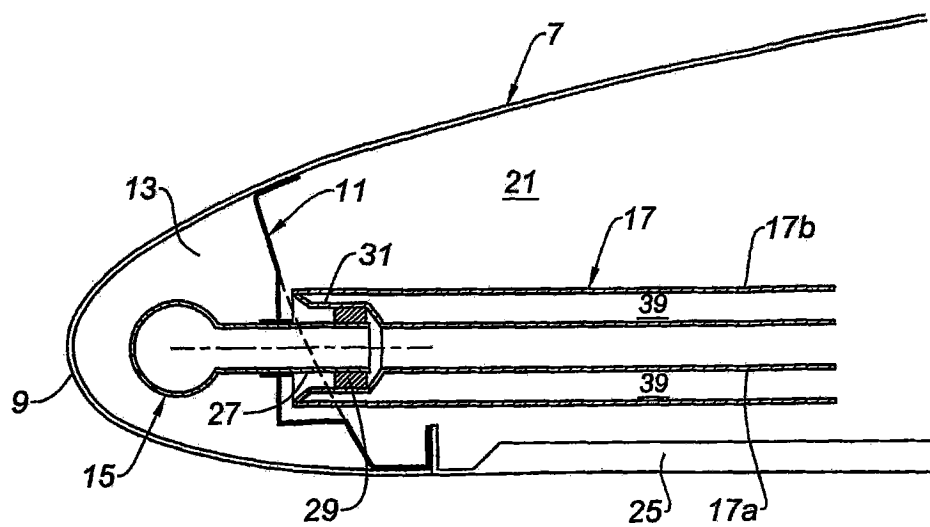


图 4

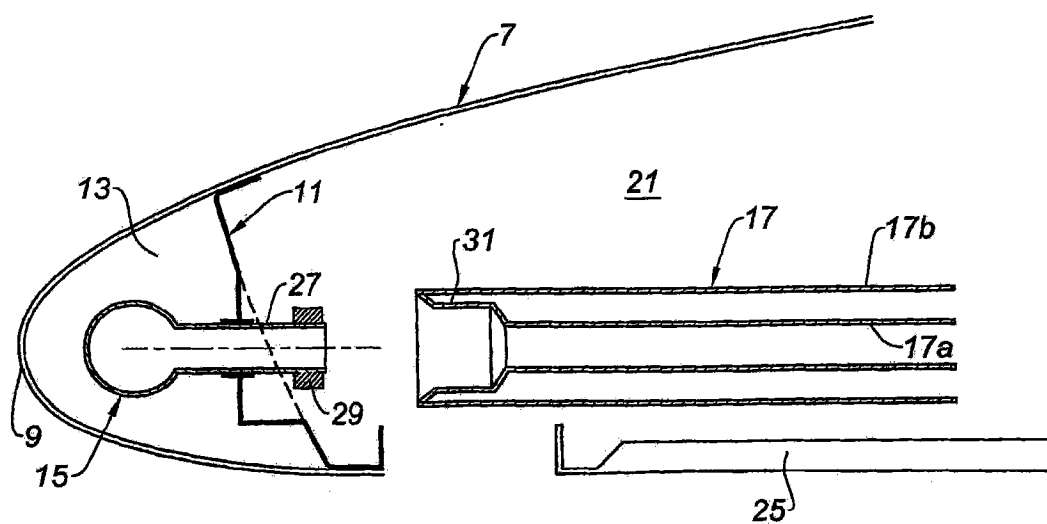


图 5

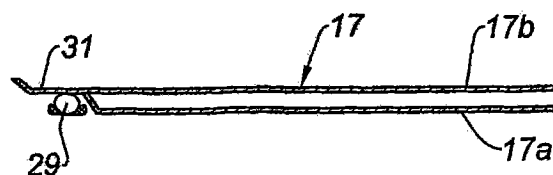


图 6

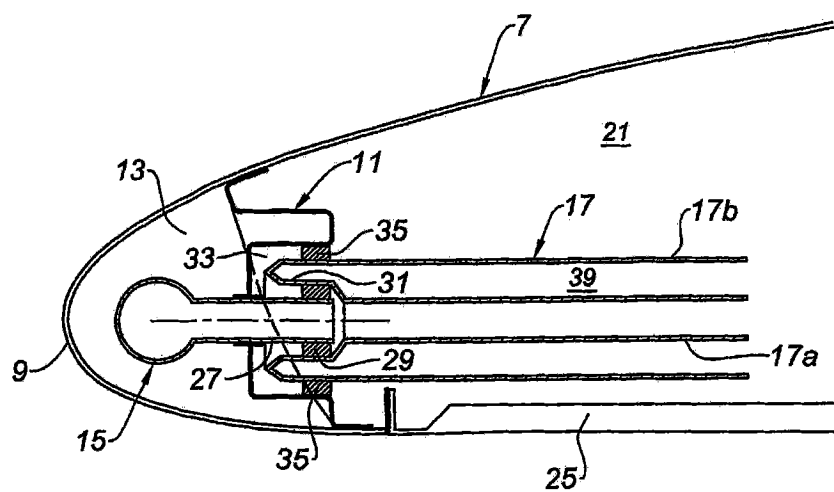


图 7

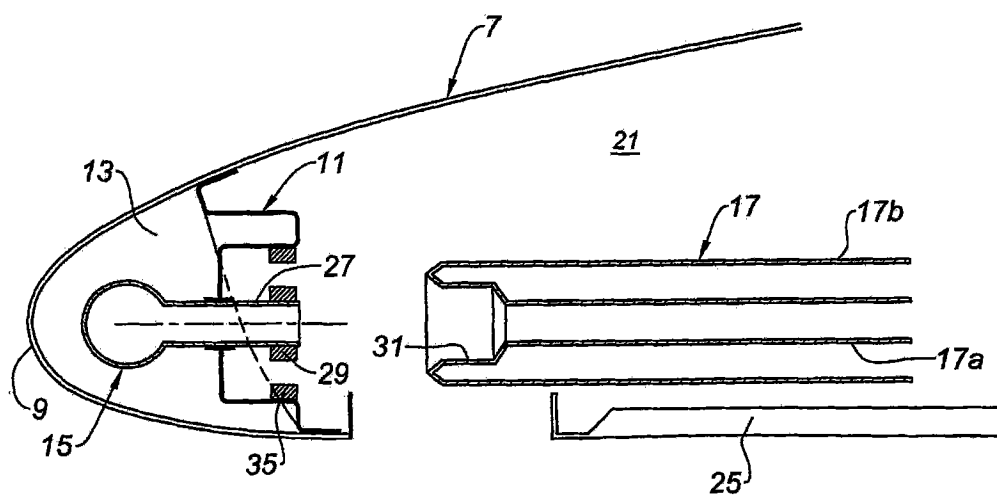


图 8

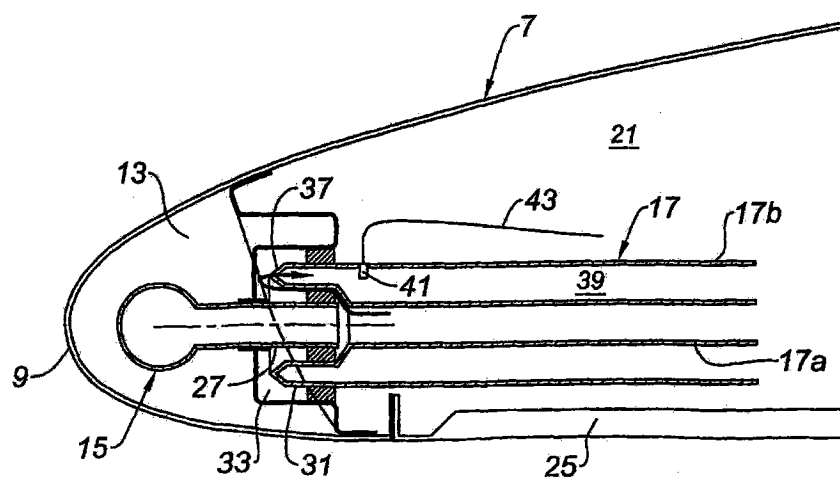


图 9

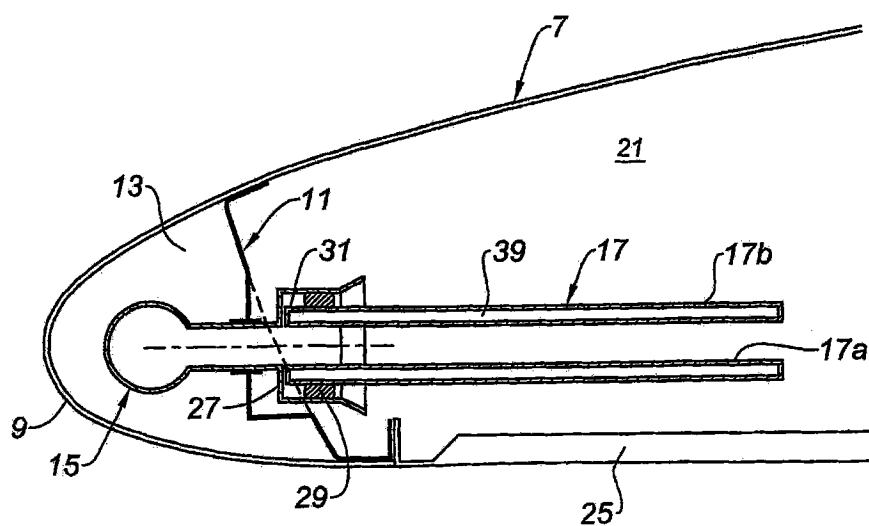


图 10

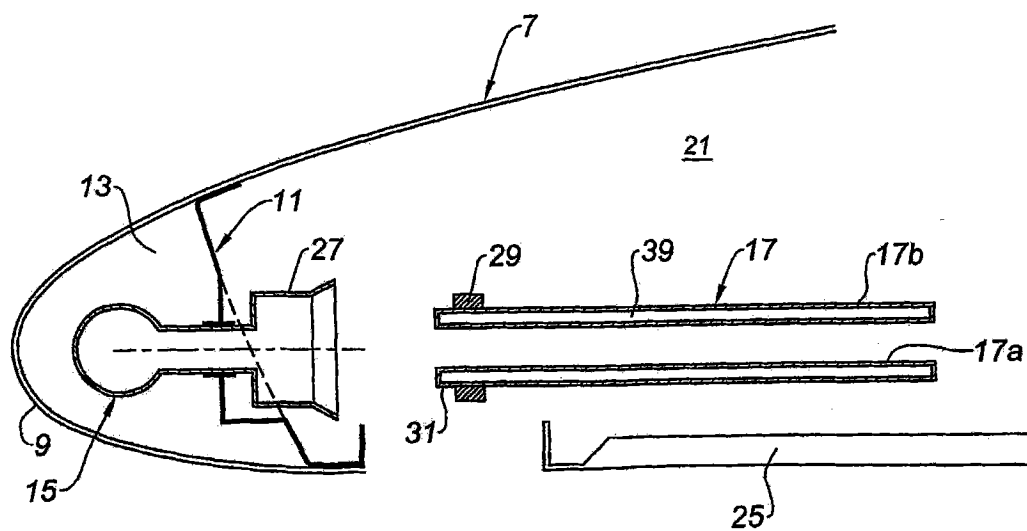


图 11

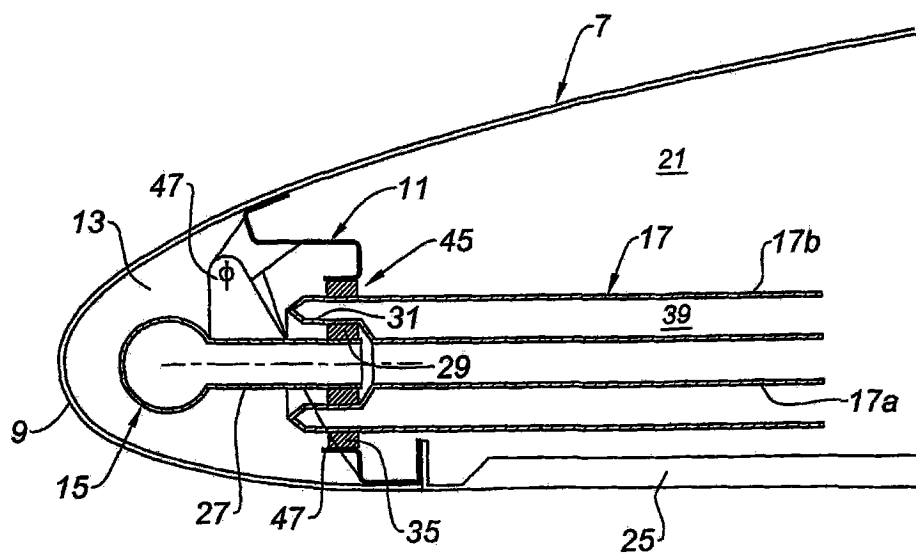


图 12

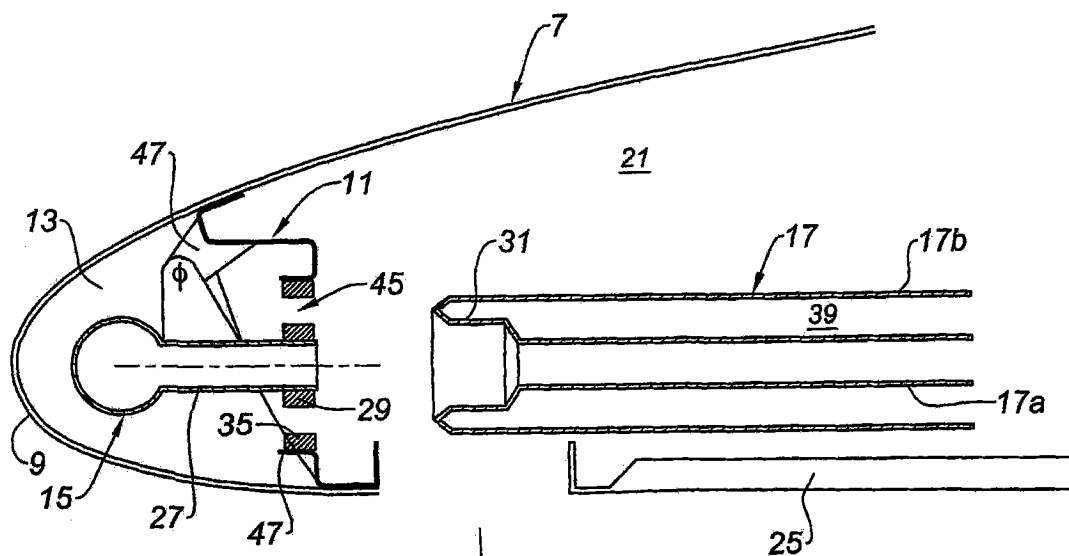


图 13

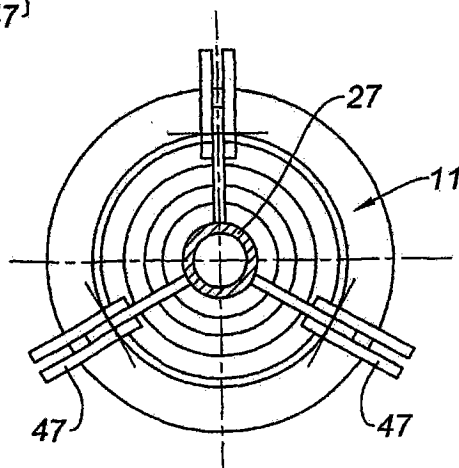


图 14