

(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 102056800 A

(43) 申请公布日 2011. 05. 11

(21) 申请号 200980120818. 4

(51) Int. Cl.

(22) 申请日 2009. 06. 03

B64D 13/00(2006. 01)

(30) 优先权数据

102008002205. 5 2008. 06. 04 DE

61/130, 884 2008. 06. 04 US

(85) PCT申请进入国家阶段日

2010. 12. 03

(86) PCT申请的申请数据

PCT/EP2009/056782 2009. 06. 03

(87) PCT申请的公布数据

W02009/147161 DE 2009. 12. 10

(71) 申请人 空中客车德国有限公司

地址 德国汉堡

(72) 发明人 索斯顿·斯凯克 马克斯·派特瑞克

汤姆斯·斯科尔

(74) 专利代理机构 北京高文律师事务所 11359

代理人 徐江华

权利要求书 4 页 说明书 9 页 附图 9 页

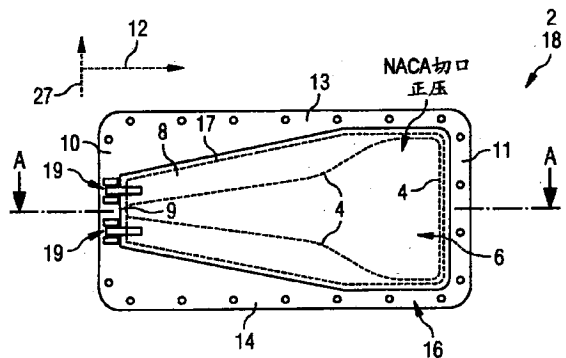
按照条约第19条的修改 4 页

(54) 发明名称

用于飞机的进气阀和进气阀的制造方法

(57) 摘要

本发明提供一种用于航空器的进气阀和用于生产进气阀的方法。该进气阀具有用于供周围空气通过而进入航空器的机身内部区域中的开口区域和用于打开和闭合所述开口区域的风门片,所述开口区域和所述风门片各自具有能够在周围空气流过所述进气阀时在所述开口区域的边缘上形成空气涡流的形状。



1. 一种用于航空器的进气阀 (2), 包括:

用于供周围空气 (3) 通过而进入所述航空器的机身内部区域 (7) 中的开口区域 (6);
用于打开和闭合所述开口区域 (6) 的风门片 (8);

其特征在于, 所述开口区域 (6) 和所述风门片 (8) 各自具有能够在周围空气 (3) 流过所述进气阀 (2) 时在所述开口区域 (6) 的边缘 (4) 上形成空气涡流的形状。

2. 根据权利要求 1 所述的进气阀, 其特征在于, 所述开口区域 (6) 和所述风门片 (8) 各自具有能够在周围空气 (3) 流过所述进气阀 (2) 时在所述开口区域 (6) 的所述边缘 (4) 上形成自扩充的空气涡流的 NACA 形状。

3. 根据前述权利要求中的至少一个所述的进气阀, 其特征在于, 所述进气阀 (2) 位于 NACA 潜入式进气口 (18) 的区域中, 利用此, 当在航空器机身的承受内部气压 (p_i) 的压力通风的内部区域 (7) 与 NACA 潜入式进气口区域之间存在反向作用的气压差 (Δp) 时提供气压平衡, 所述 NACA 潜入式进气口区域沿所述航空器机身的下游方向在长度方向上潜入且被布置在覆盖所述航空器机身的机身外皮 (15) 的内部并根据空气流动被连接到所述机身内部区域 (7), 周围大气气压 (p_a) 施压于所述 NACA 潜入式进气口区域的进口侧上的所述 NACA 潜入式进气口 (18) 的开口区域 (6), 该开口区域 (6) 由侧框架 (16) 限制并在静止位置被所述风门片 (8) 覆盖, 如果所述周围空气压力 (p_a) 大于所述内部气压 (p_i), 则所述风门片 (8) 闭合所述开口区域 (6)。

4. 根据前述权利要求中的至少一个所述的进气阀, 其特征在于, 所述风门片 (8) 被连接到所述侧框架 (16) 的横切于所述航空器机身的上游的所述机身纵向轴线 (12) 设置的第一横向侧 (10), 所述风门片 (8) 被可旋转地安装在所述连接位置的区域中。

5. 根据权利要求 4 所述的进气阀, 其特征在于, 所述连接位置能够根据作用在其上的力条件以将气压相对于与所述机身内部区域 (7) 相连的所述开口区域 (6) 施加在所述 NACA 潜入式进气口区域的出口处的方式移动。

6. 根据权利要求 5 所述的进气阀, 其特征在于, 流动最佳且自调节的进气阀功能能够借助于所述开口区域 (6) 并利用部分地流到所述 NACA 潜入式进气口区域中的所述外部空气的在所述 NACA 潜入式进气口区域的斜坡侧切口边缘上引起的所述空气涡流 (5) 实现, 所述空气涡流 (5) 在所述风门片 (8) 的边缘上连续。

7. 根据前述权利要求中的至少一个所述的进气阀, 其特征在于, 所述进气阀 (2) 被配置作为独立的进气阀 (2)。

8. 根据前述权利要求中的至少一个所述的进气阀, 其特征在于, 当所述内部气压 (p_i) 大于或等于所述周围空气压力 (p_a) 时, 所述 NACA 潜入式进气口 (18) 的所述开口区域 (6) 以气密方式被覆盖其的处于所述静止位置的所述风门片 (8) 闭合, 否则, 当与所述周围空气压力 (p_a) 相比存在机身低气压时, 在所述内部气压 (p_i) 小于所述周围空气压力 (p_a) 时, 所述潜入式进气口 (1) 的所述开口区域 (6) 开启, 通过相对于所述机身内部区域 (7) 倾斜的所述风门片 (8) 允许空气流入, 且在该情况下, 关于所述机身内部区域 (7) 出现气压平衡。

9. 根据前述权利要求中的至少一个所述的进气阀, 其特征在于, 所述侧框架 (16) 除了所述第一横向侧 (10) 以外还包括第二横向侧 (12) 和连接到所述两个横向侧 (10, 11) 的端部的纵向侧 (13, 14), 横切于所述机身纵向轴线 (12) 设置且位于所述航空器机身的下游

的第二横向侧 (11) 被布置为与所述第一横向侧 (10) 相对且被设置为邻接所述 NACA 潜入式进气口 (18) 的后部边缘部分 (91), 而且第一纵向侧 (13) 和第二纵向侧 (14) 被布置为邻接所述 NACA 潜入式进气口 (18) 的边缘部分 (92, 93), 所述第一纵向侧 (13) 和第二纵向侧 (14) 的设置在左侧和右侧的侧部边缘区域被机械连接到相应的横向侧 (10, 11) 的侧部边缘区域, 所述两个纵向侧 (13, 14) 的走向对应于所述机身纵向轴线 (12) 的走向, 而且由所述横向侧和纵向侧 (10, 11, 13, 14) 形成的所述侧框架 (16) 被机械连接到所述机身外皮 (15) 在所述潜入式进气口 (1) 的所述开口区域 (6) 侧部, 被配置作为平板或支撑元件的所述横向侧和纵向侧 (10, 11, 13, 14) 被布置在所述潜入式进气口 (1) 的所述开口区域 (6) 的外部, 或者沿所述边缘稍微地覆盖所述开口区域 (6), 并且所述侧框架 (16) 的轮廓与所述机身外皮 (15) 的轮廓路径匹配, 且所述轮廓包括所述潜入式进气口 (1) 的所述开口区域 (6) 的横截面。

10. 根据前述权利要求中的至少一个所述的进气阀, 其特征在于, 静止的风门片 (3) 在该状态下被布置在覆盖所述 NACA 潜入式进气口 (18) 的所述开口区域 (6) 的位置, 该静止的风门片 (3) 被定位为压靠朝向所述 NACA 潜入式进气口开口的带形密封附件 (17), 并被连接静止在所述横向侧和纵向侧 (10, 11, 13, 14) 的朝向所述机身内部区域 (7) 的侧部上, 且被类似地以绝对密封方式定位为抵靠围绕所述机身的外部气流, 位于所述静止位置并闭合所述 NACA 潜入式进气口 (18) 的在长度方向上潜入的管道进口的所述风门片 (8) 以相对于所述机身外皮 (15) 的表面的平坦方式被布置。

11. 根据前述权利要求中的至少一个所述的进气阀, 其特征在于, 所述横向侧和纵向侧 (10, 11, 13, 14) 由连接在所述潜入式进气口开口的侧部的所述机身外皮 (15) 的侧部边缘替代。

12. 根据前述权利要求中的至少一个所述的进气阀, 其特征在于, 至少一个弹簧铰链 (19) 被连接到所述第一横向侧 (10), 第一铰链部分 (20) 被连接到所述第一横向侧 (10), 相对于所述第一铰链部分 (20) 可旋转地安装的第二铰链部分 (21) 能够沿所述 NACA 潜入式进气口 (18) 的基部的斜面的垂直方向移动, 所述风门片 (8) 被连接到所述基部的边缘。

13. 根据前述权利要求中的至少一个所述的进气阀, 其特征在于, 横切于所述机身纵向轴线 (12) 且以一相互间隔布置的多个弹簧铰链 (19) 被连接到所述第一横向侧, 所述风门片 (8) 的横切于所述机身纵向轴线 (12) 延展的边缘连接到两个弹簧铰链 (19) 能够具有相对较小的宽度。

14. 根据前述权利要求中的至少一个所述的进气阀, 其特征在于, 与所述第一铰链部分 (20) 相比由所述第二铰链部分 (21) 在竖直打开铰接位置包括的铰接角度偏移通过至少一个复位弹簧的弹簧路径限制, 所述复位弹簧的相应弹簧端部被连接到单独的铰链部分 (20, 21)。

15. 根据前述权利要求中的至少一个所述的进气阀, 其特征在于, 连接到所述单独的弹簧铰链 (19) 的是被配置作为张力弹簧的至少一个复位弹簧, 为此原因, 由于在所述内部气压 (p_i) 增大并接近所述周围空气压力 (p_a) 的情况下进入所述开口区域 (6) 的周围空气的流动减小, 所述风门片 (8) 在竖直倾斜位置以自调节方式通过弹簧复位力被返回到相对于所述风门片闭合位置倾斜的位置或接近其的位置, 否则, 由于进入所述开口区域 (6) 的周围空气的流动进一步降低, 所述风门片 (8) 以自调节方式通过弹簧复位效应被返回到静止

位置,所述大量流动降低下降,直到在所述内部气压 (p_i) 增大到大于或等于所述周围空气压力 (p_a) 时该气流无法在所述开口区域 (6) 中出现。

16. 根据权利要求 9 所述的进气阀,其特征在于,连接到所述侧框架 (16) 的所述两个纵向侧 (13,14) 的是相应的壁边界 (23,24),其朝向所述 NACA 潜入式进气口 (18) 的斜面并垂直连接到所述纵向侧 (13,14) 的朝向所述 NACA 潜入式进气口 (18) 的所述开口区域 (6) 的所述侧部边缘。

17. 根据权利要求 16 所述的进气阀,其特征在于,第一壁边界 (23) 连接到所述第一纵向侧 (13) 的边缘,第二壁边界 (24) 连接到所述第二纵向侧 (14) 的边缘,所述第一壁边界 (23) 和所述第二壁边界 (24) 均被布置在所述侧框架 (16) 下面。

18. 根据前述权利要求中的至少一个所述的进气阀,其特征在于,所述风门片 (3)

(a) 被布置为使得其能够在由所述侧框架 (16) 下面的所述壁边界封闭的所述开口区域 (6) 的部分内部自由移动,或者

(b) 根据在所述风门片表面上加载气压作用的力条件,在其静止位置被定位在由所述侧框架 (16) 封闭的所述开口区域 (6) 的部分内部,所述风门片 (8) 的边缘静止在密封附件 (17) 上,所述密封附件 (17) 为带形且连接到所述侧框架 (16) 的所述纵向侧和横向侧 (10,11,13,14)。

19. 根据前述权利要求中的至少一个所述的进气阀,其特征在于,与所述密封附件 (17) 匹配的带形的凹部 (25) 从所述风门片 (8) 的边缘上移除,为此原因,所述风门片 (8) 被布置为使得其在其静止位置以与所述机身外皮 (15) 平坦的方式终止。

20. 根据前述权利要求中的至少一个所述的进气阀,其特征在于,所述第一和第二壁边界 (22,23) 各自被配置为具有矩形壁表面的侧壁,腹板 (221) 优选被连接到所述壁边界 (22,23) 的相应的宽侧边缘的垂直间隔的自由端部,其面对在所述 NACA 潜入进气区域 (18) 的出口处的开口并被布置在所述 NACA 潜入进气区域 (18) 的下游,所述腹板 (221) 和所述宽侧边缘封闭由所述第二横向侧 (11) 界定的开口区域 (222)。

21. 根据权利要求 20 所述的进气阀,其特征在于,沿所述机身纵向轴线 (12) 的方向垂直直立的所述侧壁用作空气引导壁元件。

22. 根据前述权利要求中的至少一个所述的进气阀,其特征在于,所述密封附件 (17) 为密封带,其朝向所述 NACA 潜入进气区域 (18) 的基部倾斜的接触区域被配置为被稳固地粘接,其在所述侧框架 (16) 的所述横向侧和纵向侧 (10,11,13,14) 的朝向所述开口区域 (6) 的接触表面上被连接,优选粘接地结合,到所述横向侧和纵向侧 (10,11,13,14)。

23. 根据前述权利要求中的至少一个所述的进气阀,其特征在于,所述侧框架 (16) 的所述横向侧和纵向侧 (10,11,13,14) 封闭所述开口区域 (6) 的对应于所述 NACA 潜入进气区域 (18) 的管道进口表面的 NACA 几何形状的横截面形状,且所述风门片 (8) 的平坦表面与符合该 NACA 几何形状的侧部匹配,基于此,自扩充的空气涡轮 (5) 或成对空气涡轮、所谓的边缘涡轮或成对边缘涡轮,形成在面对所述开口区域 (6) 的所述 NACA 几何形状的横截面的所述横向侧和纵向侧 (10,11,13,14) 的侧部边缘,而在所述 NACA 水汽进气区域 (18) 的下游传送的部分量的周围空气 (3) 在出现气压平衡期间利用倾斜的风门片位置流入,如果所述开口区域 (6) 被所述倾斜的风门片位置畅通,则所述空气涡轮 (5) 或所述成对空气涡轮的增加因在所述侧部边缘上方流入的周围空气 (3) 的进一步供应而出现,由此导致通过

所述 NACA 潜入式进气口 (18) 的流入的周围空气 (3) 的空气通过量增加。

24. 根据前述权利要求中的至少一个所述的进气阀,其特征在於,连接到所述第二横向侧 (11) 的是辅助风门片 (26),其可旋转地安装的风门片边缘被布置在所述横向侧 (11) 的朝向所述开口区域 (6) 的纵向侧区域上,所述辅助风门片 (26) 的表面能够沿所述机身外部区域的方向枢转到远至所述开口区域 (6) 外,由此在其枢转离开的位置,周围空气 (3) 能够被额外地引导到所述开口区域 (6) 中。

25. 根据前述权利要求中的至少一个所述的进气阀,其特征在於,所述风门片 (8) 的所述凹部 (25) 在其未枢转位置与所述辅助风门片 (26) 的横截面匹配。

26. 根据前述权利要求中的至少一个所述的进气阀,其特征在於,所述第一横向侧 (10) 被定位为与所述 NACA 潜入式进气口 (18) 的周界相邻的前部边缘部分 (9) 相邻,其位于所述 NACA 潜入式进气口 (18) 的相对于所述机身内部区域 (7) 潜入的基部的发展形成的斜面的起点处。

27. 一种用于生产进气阀 (2) 的方法,具有以下步骤:

提供用于供周围空气 (3) 通过而进入所述航空器的机身内部区域 (7) 中的开口区域 (6);

将风门片 (8) 布置在所述开口区域 (6) 上面以打开和闭合所述开口区域 (6);

其特征在於,将所述开口区域 (6) 和所述风门片 (8) 在每种情况下形成为使得所述风门片 (8) 能够在周围空气 (3) 流过所述进气阀 (2) 时在所述开口区域 (6) 的边缘 (4) 上形成空气涡流的形状。

用于飞机的进气阀和进气阀的制造方法

技术领域

[0001] 本发明涉及一种根据权利要求 1 的前序部分的用于航空器的流动最佳的进气阀和根据权利要求 26 的前序部分的用于生产这种类型进气阀的方法。本发明提供一种流动最佳的进气阀,该进气阀位于潜入式进气口的区域中,并被构造成在以气压加载的方式作用于其上的力作用条件的影响下自调节。使用该进气阀在气压平衡期间产生流入潜入式进气口的空气的最佳化(其适于空气动力学流动条件),气压平衡发生在航空器的外部环境及航空器机身的内部之间。

背景技术

[0002] 传统的航空器机身被构造成压力机身。关于这一点,机身内的静气压必须大于航空器的环境外的气压。为了安全原因,空气阀被安装在航空器的外皮中,该空气阀独立操作,并在通过大气环境压力加载在机身的压力通风的内部区域(机舱和保持区域)与机身的外部区域之间出现反向压差的情形(假定)下产生压力平衡。如果假定大气环境压力(外部气压)大于机身内的气压(内部气压),则安装在机身的外皮中的进气阀(或所谓的外皮阀)将被致动。

[0003] 已知这种类型的气压平衡阀操作成使得,(初始)当某一反向作用的压差被超过时,观测到(结果),加载在航空器机身外的阀盖上的静外气压大于位于航空器蒙皮内且垂直压靠板的边缘的弹簧的(所谓的)闭合力(压缩力)。结果,阀打开,空气从航空器机身外的环境流动到机身的内部区域并产生气压平衡。该空气的流入并未通过任何措施的调节而最佳。稍后将在传统结构解决方案的各实施例中提供更为详细的描述,该各实施例涉及进气阀(安装在“波音”类型的航空器中)和气压平衡阀(安装在“空客”类型的航空器中),所述阀的安装被执行以使通过大气环境压力加载在压力通风的机身区域与机身外的区域之间出现的反向压差平衡,并且所述阀被安装在集成到航空器蒙皮中的进气口的区域中,以与流动最佳的进气阀相比使专家简单化,这将更详细地描述。如已知的,产品“空客 A330/A340”和“波音 737”配备有这种类型的阀。

[0004] 关于这一点,不利的是,在反向压力条件下通过这些所述的阀进入航空器机身的实际气流受到外部气流(围绕航空器机身)(通过所述类型的阀)的很大影响,因此在航空器中不进行昂贵的一系列试验的情况下不能被有效地确定。

[0005] 图 1 显示(以侧视图)传统的流动最佳的进气阀 2。该进气阀 2 布置在潜入式进气口 1 的区域中,其位于闭合潜入式进气口 1 的开口区域 6 的位置。该进气阀 2 由侧框架 16 组成,该侧框架 16 向侧部依靠潜入式进气口的壁区域布置且至少在潜入式进气口 1 的入口处覆盖开口区域 6 的横截面。该侧框架 16 适应于离开(在开口区域 6 上方)航空器的机身外皮 15 的横截面,并连接到机身外皮 15。侧框架 16 由在下文中被称为横向和纵向侧 10、11、13、14 的平坦片状金属板元件或平坦支撑件(板状元件)组成。该侧框架 16 包括两个横向侧 10、11 和两个纵向侧 13、14,其端部机械连接在一起并形成矩形侧框架 16(根据图 2)。

[0006] 安装在潜入式进气口 1 的基底的初始斜面的开始处的是（可旋转地安装）风门片 8, 其能够朝着机身（潜入式进气口 1 的开口出口）的内部区域 7 倾斜, 并可旋转地连接到紧固到框架的至少一个弹簧铰链 19。风门片运动在图 1 中由标注“开 / 闭”的箭头表示。风门片 8 依靠在布置在框架的内侧上且围绕框架的周界放置的槽状凹部上, 带状密封附件 17（密封带）放置在该凹部上, 只要风门片 8 在内气压 p_i 以气压比大于或等于大气外气压 p_a （这将稍后更为详细地解释）时依靠槽状框架凹部并压靠密封附件 17, 密封附件 17 以不可渗透气体的方式（在此情形下）将风门片 8 紧靠侧框架 16。

[0007] 而且, 机身空气与周围气压 p_a 相比为低压, 当内气压 p_i 低于周围气压 p_a , 则风门片 8 将交替地离开潜入式进气口 1 的开口区域 6, 以使其让空气流过（通过相对于机身的内部区域 7 倾斜的风门片 8）。另外指出的是, 内气压 p_i 为静机舱压力, 而周围大气气压 p_a 为在潜入式进气口 1 的区域中加载到航空器机身的机身外部空气的静外压力。如果风门片 8 处于打开状态, 外部空气的一部分将进入开口区域 6（由于潜入式进气口 1 的形状和布置）。还可以参照图 2, 其显示根据图 1 的阀布置的俯视图。

发明内容

[0008] 因此, 本发明的目的是为航空器的布置在潜入式进气口的区域中的流动最佳的进气阀提供解决方案, 航空器配备有该进气阀, 以使反向作用的差动气压平衡。进气阀在以气压加载气压的方式作用于其上的力作用条件的影响确保进入到航空器机身的内部区域中的空气的自调节、自由通过, 并且同样地, 在航空器的外部环境 with 航空器机身的内部之间发生气压平衡期间实现流入潜入式进气口的适于空气动力学流动条件的平衡。

[0009] 该目的通过具有权利要求 1 的各特征的进气阀和 / 或通过具有权利要求 27 的各特征的方法得以实现。进一步的权利要求包含这些措施的有利展开和实施例。

附图说明

[0010] 在下文中, 将基于参照附图的各实施例更为详细地描述本发明。

[0011] 在附图中:

[0012] 图 1 为处于闭合状态的传统进气阀的侧视图, 该传统进气阀配备在“波音 737”类型的航空器中;

[0013] 图 2 为根据图 1 的进气阀的俯视图;

[0014] 图 3 为根据本发明的气压平衡阀的侧视图;

[0015] 图 4 为根据图 3 的气压平衡阀的俯视图;

[0016] 图 5 显示根据本发明的在 NACA 潜入式进气口区域中的处于闭合状态的进气阀;

[0017] 图 6 显示根据图 5 的接收空气（压力平衡）的 NACA 潜入式进气口的开口横截面的切口边缘上的边缘涡流的形成;

[0018] 图 7 显示在 NACA 潜入式进气口的开口横截面的切口边缘上以及在根据

[0019] 图 6 的阀集成风门片的边缘上的边缘涡流的增强;

[0020] 图 8 显示闭合根据图 5 的 NACA 潜入式进气口的开口区域且相对于航空器外皮的表面平放的流动最佳、自调节进气阀;

[0021] 图 9 为根据图 8 的进气阀在打开位置时的侧视图;

- [0022] 图 10 为根据图 8 的进气阀在闭合位置时的侧视图；
- [0023] 图 11 显示根据图 8 的进气阀和明显轮廓阀部件的；
- [0024] 图 12 为根据图 8 的进气阀的俯视图,其中未显示安装在 NACA 开口区域的边缘周围的壁边界；
- [0025] 图 13 显示根据图 12 的进气阀,其中图示了安装的壁边界(沿垂直于 NACA 开口区域的方向)；
- [0026] 图 14 显示完整的 NACA 潜入式进气口,其中安装有流动最佳的进气阀；
- [0027] 图 15 为根据图 9 的具有额外安装辅助风门片(安装在进气阀的动力边缘上)的进气阀的侧视图；
- [0028] 图 16 为根据图 10 的具有额外安装辅助风门片(安装在进气阀的动力边缘上)的进气阀的侧视图；以及
- [0029] 图 17 为根据本发明的方法的实施例的示意图。

具体实施方式

[0030] 图 3 至图 5 显示根据本发明的进气阀 2 的实施例,该进气阀 2 位于潜入式进气口 1 的区域中,且由于涡流(成对)的形成而被有利地布置在 NACA 潜入式进气口 18 中。空气涡流 5(也就是说成对的空气涡流)的这种发展形成特别是在具有 NACA 形状的潜入式进气口 1 的情况下能够被观测到。关于这一点,在根据图 3 至图 5 的阀布置的示例中,将会观测到,通过将(航空器机身外部的)周围空气 3 进一步供应到该 NACA 潜入式进气口 18,初始的空气涡流在 NACA 潜入式进气口 1 的切口边缘 4 上被增强,假定风门片 8(与 NACA 开口横截面匹配)处于打开位置,则该空气涡流将在风门片 8 的边缘的周界上连续。

[0031] 根据不同于图 1 和图 2 的图 3 中的布置,特别是通过使用 NACA 潜入式进气口 18 和使用与其相关的风门片 8 的与 NACA 匹配的表面形状,进气阀 2(其在结构上相似)处于闭合状态,且风门片 8 与航空器的机身外皮 15(未显示)形成平坦表面。由气压差 Δp (其中 $\Delta p = p_i - p_a$,且 $p_a < p_i$ (机舱空气超过大气压))产生的力(非反向作用)和弹簧铰链 19 的压缩弹簧对其施加的弹簧力 F_F (其在图 6 中首次显示)作用于该进气阀 2 的风门片 8 并使其闭合,关系式 $\sum F_{pi} + F_F > \sum F_{pa} \rightarrow \dot{m}_{cabin} = 0$ 本质上描述了该情形。因此,周围空气 3(机身外部空气)的流动将不会从航空器机身外部经过 NACA 潜入式进气口 18 沿航空器的内部区域的方向发展形成。从机身外部例如到航空器机舱的气团通过量 \dot{m}_{cabin} 等于零。

[0032] 与图 3 相比,图 4 的布置显示略微打开的风门片 8(略微倾斜的风门片 8)。由气压差 Δp (其中 $\Delta p = p_i - p_a$,且 $p_a > p_i$ (机舱空气低于大气压))产生的力(反向作用)和弹簧铰链 19(关于图 1 提及)的压缩弹簧对其施加的弹簧力 F_F 作用于该进气阀 2 的风门片 8,风门片 8 开始打开。

[0033] 下列关系式: $\sum F_{pi} + F_F < \sum F_{pa} \rightarrow \dot{m}_{cabin1} \neq 0$ 且 $\dot{m}_{total} = \dot{m}_{cabin1} + \dot{m}_{ambient}$ 本质上描述了该情形,且 $(\sum F_{pa} = \sum p_i x A_{flap} > \sum F_{pi} = \sum p_i x A_{flap}) + F_F$ 同样适用。因此,周围空气 3(机身外部空气)的流动将从航空器机身外部经过进气阀 1 的风门片 8 和 NACA 潜入式进气口 18 沿航空器的内部区域 7 的方向形成,其中只有一部分量的周围空气 3 分支出来进入 NACA 潜入式进气口 18。空气涡流 5(所谓的边缘涡流)在 NACA 潜入式进气口 18 的开口横截面的边缘处形成,并沿机身外部空气的边界层向上抽吸,通过这样有助于将边界层外的

作为气团（部分的）流动的更高能量流引导到例如航空器机舱。

[0034] 现在转向图 5 的布置,其显示与图 4 相比处于更进一步打开状态的风门片 8。由气压差 Δp (其中 $\Delta p = p_i - p_a$, 且 $p_a \gg p_i$ (机舱空气低于大气压)) 产生的累积的力 (反向作用) 和弹簧铰链 19 (关于图 1 提及) 的压缩弹簧对其施加的弹簧力 F_F 作用于该进气阀 2 的风门片 8, 结果, 风门片 8 进一步打开。

[0035] 下列关系式: $\Sigma F_{p_i} + F_F \ll \Sigma F_{p_a} \rightarrow \dot{m}_{cabin2} > \dot{m}_{cabin1}$ and $\dot{m}_{total} = \dot{m}_{cabin1} + \dot{m}_{cabin2}$ 本质上描述了该情形。 $\Sigma F_{p_a} = \Sigma p_a \times A_{f1ap}$ 与 $\Sigma F_{p_i} = \Sigma p_i \times A_{f1ap} + F_F$ 相比变得越大, 风门片 8 打开得越多, 并特别允许增大的气流进入航空器机舱。因此, 该增大的周围空气 7 (机身外部空气) 的流动从航空器机身外部经过进气阀 1 的风门片 8 和 NACA 潜入式进气口 18 沿航空器的内部区域的方向发展形成。空气涡流 5 (所谓的边缘涡流) 形成在 NACA 潜入式进气口的横截面的边缘 4 上, 并沿着风门片 8 的边缘在周界上继续 (传播到一定范围), 结果, 例如已被引导到航空器机舱中的气团流将开始增大。在此情形下, 板 8 用作涡流和流动倍增器。

[0036] 这里, 参照对与适于采用流动最佳方式的 (根据主导气压条件) 自调节进气阀 2 结合的 NACA 潜入式进气口 18 的有利使用, 据此气团通过量 \dot{m}_{cabin1} 、 \dot{m}_{cabin2} (参照附图) 将由于具有机身庖斗 (位于 NACA 潜入式进气口 18 的出口侧上) 的等同尺寸并具有 (NACA 潜入式进气口 18 的) 相同的安装空间的 NACA 形状而显著提高, 即, 将意味着经由 NACA 潜入式进气口 18 引导的周围空气 3 的局部气容量的功率增加。由于该功率增加, 可以减少待被初始安装在航空器机身中 (或航空器的其他目标空气动力学外皮区域中) 的进气阀 1 的数量, 并由此减少机身外皮 15 中的必要切口或开口区域的数量。

[0037] 这还导致航空器的重量减小并因而降低燃料消耗。

[0038] 为了有效利用上述优点, 进气阀 2 优选被调节到取决于当前的飞行条件和尺度的限定的气团通过量 \dot{m}_{cabin1} 、 \dot{m}_{cabin2} 。

[0039] 可设想到的实施例示于进一步的附图中。因此, 图 6 至图 9 涉及 (流动最佳的) 进气阀 2 的安装, 该进气阀 2 的限定布置可在 NACA 潜入式进气口 18 的区域中以自调节方式操作。就此而言, 风门片 8 在其静止位置密封相对于航空器的机身外皮 15 的表面平放的 NACA 潜入式进气口 18 (示于图 3 至图 5 中) 的开口区域 6, 使得开口区域 6 不可渗透空气 (即其以气密方式密封)。由于在现有的机舱超压 ($p_i > p_a$) 的情况下或者甚至当存在平衡压力关系 ($p_i = p_a$) 时, 风门片 8 压靠静止在侧框架 16 的内部边缘上的密封附件 17, 因此开口区域 6 不可渗透空气。

[0040] 而且, 图 6 和图 9 示出两个弹簧铰链 19, 两个弹簧铰链 19 被布置在侧框架 16 (根据前述附图的任一个) 的被配置作为平板或支撑元件的横向侧 10 的表面区域 (朝向开口区域 6) 上, 并以一定相互间隔彼此连接。每个弹簧铰链 19 具有第一铰链部分 20 和第二铰链部分 21, 第一铰链部分 20 连接到所述横向侧 10 的朝向 NACA 潜入式进气口 18 基部的区域。第二铰链部分 21 可被安装为使得其可通过一铰接轴 (沿机身横向轴线 27 的方向) 相对于第一铰接部分 20 移动, 并可沿关于 NACA 潜入式进气口 18 基部的斜面倾斜的机身纵向轴线 12 的垂直方向移动。

[0041] 风门片 8 的连接到第二铰接部分 21 的表面具有切割部分, 该切割部分与 NACA 潜入式进气口 18 的开口区域 6 配合, 并 (在风门片 8 的静止位置) 完全覆盖 (明确地) 示出的 NACA 切口。而且, 集成到对应的弹簧铰链 19 的是复位弹簧, 其相应的弹簧端部与两个铰

链部分 20、21 藕接。该复位弹簧影响两个铰链部分 20、21 的铰接角度偏移,使得复位弹簧在其松弛位置不会储存任何复位弹簧张力或在板 8 处于其静止位置时施加弹簧力 F_F 。仅仅当第二铰链部分 21 偏转到竖直打开位置时,复位弹簧张力相对于弹簧路径的增加而增大。因此,复位弹簧的最大可能的弹簧路径限制第二铰链部分 21 的偏移,由此还限制两个铰链部分 20、21 之间的容许的铰接角度偏移。

[0042] 由此提供的且已参照图 3 至图 5 提及的弹簧力 F_F 通过复位弹簧储存为复位弹簧力 F_F ,当风门片 8 从其打开位置返回到静止位置时该复位弹簧力 F_F 被使用。

[0043] 由于风门片 8 的位置基本上受风门片 8 的有效表面 ($A_{F_{lap}}$) 上的当前的主导气压条件 (或当前的正向气压力 (ΣF_{pi} , ΣF_{pa})),即,均根据 NACA 潜入式进气口 18 的开口横截面上的压力负载 (弹簧力 F_F 仅此一次无关) 作用的压力加载的内部气压 (Σp_i) 和周围空气压力 (Σp_a),影响 (就此而言还比较关于图 3 至图 5 的观测),因此风门片 8 的自调节操作被允许,风门片 8 从打开位置的返回受到复位弹簧的复位力 (源自弹簧力 F_F) 的帮助。为此原因,被配置作为张力弹簧的至少一个复位弹簧被例如连接到单独的弹簧铰链 19,为此原因,由于进入开口区域 6 的周围空气的流动减小,因此如果内部气压 (p_i) 增大并接近周围空气压力 (p_a),则风门片 8 在其竖直倾斜位置以自调节方式通过弹簧复位效应返回到相对于风门片闭合位置倾斜的位置或返回到接近此的位置。否则,同样由于进入开口区域 6 的周围空气的流动降低,该风门片 8 以自调节方式通过弹簧复位效应返回到其静止位置,所述流动降低 (减小) 下降,直到在内部气压 p_i 增大到大于或等于周围空气压力 p_a 时该气流无法进入开口区域 6。

[0044] 为了补充关于图 6 (带有集成式风门片 8 的 NACA 潜入式进气口区域的平面图) 和图 9 (关注的阀部件的透视图) 进行的观测,图 7 显示根据图 6 的线 A-A 截取的剖视图 (根据图 6 的进气阀 2 处于闭合位置的侧视图),且图 7 显示根据图 6 的线 A-A 截取的剖视图 (根据图 6 的进气阀 2 处于打开位置的侧视图)。

[0045] 根据图 6、图 8 和图 9,在进气阀 2 的静止位置,通过进气阀 2 的平坦地闭合在外皮表面上的风门片表面,进气阀 2 将完全闭合位于机身外皮 15 中的 NACA 形的庖斗。当该阀打开时,周围空气 3 在位于后部边缘上且就流动技术而言视为动态边缘的第二横向侧 11 的下游横向边缘上方流动,而且在侧框架 16 的纵向侧 13、14 上方流动。阀开口或风门片 8 (相对于对应于图 7 的位置) 的倾斜通过由弹簧力 F_F 、压差 Δp 和气动力 ΣF_{pi} 、 ΣF_{pa} 组成的力平衡控制。

[0046] 图 10 非常类似于根据图 6 的平面图,原因在于从该图示无法观测到进一步的壁边界。直到图 11,这些壁边界将不被显示。

[0047] 这些壁边界 22、23、24 沿侧框架的构成框架的周界连接在横向侧和纵向侧 10、11、13、14 的朝向 NACA 潜入式进气口 18 的开口区域 6 的侧部边缘上的垂直位置,即在侧框架 16 下面。NACA 潜入式进气口 18 的邻接前部 9 的区域在此被移除。第一壁边界 22 根据机身横向轴线 27 的走向布置,而两个另外的相似壁边界 23、24 沿机身纵向轴线 12 的方向延伸。这些壁边界 22、23、24 具有矩形侧壁的形状,其相应的宽侧边缘在彼此相对且彼此接触的情况下连接在该区域。因此,风门片 8 被布置为可在由壁边界封闭的开口区域内部根据作用在其上的力条件以气压加载的方式自由移动,或者风门片 8 在其静止位置期间被定位在该由侧框架 16 封闭的开口区域内部。就此而言,风门片 8 的边缘优选静止在密封附件 17

上,密封附件 17 为带形且连接到侧框架 16 的纵向侧和横向侧 (10、11、13、14)。因此,位于航空器蒙皮中的 NACA 形状的戽斗被壁边界 22、23、24 限界。周围空气 3 在阀的动态边缘上方流动。

[0048] 图 12 示出带有安装好的进气阀 2 的完整的 NACA 潜入式进气口 18。其结构类似于图 11 所示的结构。与图 11 相比,区别被限制为以下元件交换:

[0049] (a) 第二壁边界 23 被梯形侧板 28 替换;

[0050] (b) 第三壁边界 24 被梯形侧板 29 替换;

[0051] (c) 第一壁边界 22 在没有替代的情况下被移除;以及

[0052] (d) 矩形基板 38 沿周界连接到侧框架边界的横向侧和纵向侧 10、11、13、14 的自由侧部边缘。

[0053] 两个侧板 28、29 的两个平行侧 32、33(基线)具有不同长度,且被直立地垂直布置在第一非平行侧 34 上在所述第一非平行侧 34 的起点和终点处。这些侧板 28、29 的第二非平行侧 35 连接到两个平行侧 32 的其余自由端部。在该描述基于侧板 28、29 的梯形板形的示例的情况下,还指出的是,由此,相应的第一侧板 28 通过其第一非平行侧 34 连接到第二纵向侧 14 的自由侧部边缘。由此得以运用的是,第二侧板 29 通过其第一非平行侧 34 连接到第一纵向侧 13 的自由侧部边缘。

[0054] 连接到两个侧板 28、29 的比第二平行侧 33 短的第一平行侧 32 并连接到侧框架 16 的两个纵向侧 13、14 的其余前部边缘的横向侧部边缘 36、37(其由于根据示例没有安装侧框架 16 的第一横向侧 10 而(暂时)未被连接,且其边缘路径对应于基板 38 的第一宽边缘 39 的边缘路径)且类似地连接到(基板 38 的)第一宽边缘 39 的是所谓的“固定的 NACA 进口点”41,其具有金字塔状形状,通过该金字塔侧端面的相应侧部边缘,其封闭金字塔基部的保持打开的矩形横截面。金字塔侧端面 45 的与基板 38 相邻布置的区域优选也保持打开,周围空气 3(特别是分成几部分)通过该区域被引导在 NACA 进口点 41 上方并至金字塔基部的保持打开的矩形横截面(相应地具有所提及的开口 31 的矩形横截面的相同尺寸),且被进一步传送到由侧板 28、29 和基板 38 包含的传输空气容积区域 42,其沿机身内部区域 7(未示出)的方向沿在两个第二平行侧 33(具有延伸长度)末端(两个第二平行侧 33 的其余自由端部通过连接这些(端部)的后部边缘上的第三横向侧 43 被稳定)的开口 30 离开由侧板 28、29 和基板 38 形成(初始没有风门片)的结构。

[0055] 借助于根据图 12 的 NACA 潜入式进气口 18 和仍然待被完成的风门片 8,进气阀 2 就流动而言得到优化,并可以自调节方式操作。该风门片 8 还被连接到两个弹簧铰链 19,两个弹簧铰链 19 位于边缘上并靠近闭合的金字塔侧端面 44 上的金字塔基部的保持打开的矩形横截面,其与金字塔侧端面 45 的打开的横截面相对地定位。如果风门片 8 在其静止位置具有机舱超气压或平衡的气压条件,则其(未连接的)风门片边缘平行于第二非平行侧 35 和第三横向侧 43。如果低压主导在机舱中,则风门片 8 沿所提及的基板 35 的方向移动。否则,风门片 8 利用其未连接的风门片边缘(与连接到铰链的风门片边缘相对)静止在基板 35 上。后者的方法以自调节方式影响被引导通过该 NACA 潜入式进气口 18 的周围空气的流动的通道方向的初始局部阻塞。

[0056] 最后提及的是 NACA 形状优选塑性集成到航空器的表面中。根据进气阀 2(被配置作为负压减压阀)的压差操作的风门片 8 仅为该提出的带有固定的 NACA 进口点的 NACA 潜

入式进气口 18 的一个部分。

[0057] 根据图 13 和图 14, 与进气阀 2 配合的 NACA 潜入式进气口 18 根据图 7 和图 8 的示例示出, 并由辅助风门片 26 补充。由此, 该辅助风门片 26 根据图 13 被显示为打开位置且根据图 14 被显示为闭合位置。

[0058] 辅助风门片 26 连接到第二横向侧 11 (观看与图 7 和图 8 关联的图 6)。辅助风门片 26 的 (类似地) 以可旋转地移动的方式安装的风门片边缘被布置在横向侧 11 的朝向开口区域 6 的纵向侧区域上, 辅助风门片 26 的表面被枢转地沿开口区域 6 外部的航空器机身的外部区域的方向配置。假定辅助风门片 26 处于其枢转出来的位置, 借助于辅助风门片 26, 额外的周围空气 3 或机身外部空气可以被引导到开口区域 6。

[0059] 如果风门片 8 返回到其静止位置, 则辅助风门片 26 枢转回到水平风门片位置。因而其横截面变为风门片横截面的部件, 其以气密方式有效密封开口区域 6。为此原因, 风门片 8 (在该情况下用作主风门片) 中的凹部 25 与处于非枢转位置的辅助风门片 26 的风门片横截面匹配。而且, 辅助风门片 26 的表面可被密封材料涂层覆盖, 否则上述密封附件 17 被定位为使得在其静止位置, 所谓的主风门片提供对外部空气 3 的有效密封, 以放置外部空气 3 穿过开口区域 6 的内部。

[0060] 因此, 存在小型辅助风门片 26, 其额外地配合到该进气阀 2 的动态边缘, 并在 (所谓的) 主风门片打开时向外枢转 (即沿航空器机身的外部环境的方向) 且将额外量的外部空气 3 引导到航空器机身中 (在 NACA 潜入式进气口 18 的区域中)。

[0061] 图 17 示出根据本发明的用于生产用于航空器的进气阀 2 的方法的实施例的示意性流程图。

[0062] 下文中, 该根据本发明的方法将基于参照图 3 至图 5 的图 17 中的框图进行阐释。该根据图 17 的本发明的方法具有如下步骤 S1 至 S3:

[0063] 步骤 S1:

[0064] 提供用于供周围空气 3 通过而进入所述航空器的机身内部区域 7 中的开口区域 6。

[0065] 步骤 S2:

[0066] 将风门片 8 布置在开口区域 6 上方以打开和闭合所述开口区域 6。

[0067] 步骤 3:

[0068] 将开口区域 6 和舱位 8 的形状配置为在每种情况下使得其能够在周围空气 3 流过进气阀 2 时在开口区域 6 的边缘 4 上形成空气涡流。

[0069] 尽管基于优选实施例描述了本发明, 但其不限于此, 而是可以许多不同的方式进行修改。

[0070] 附图标记列表

[0071] 1 潜入式进气口

[0072] 2 进气阀

[0073] 3 周围空气

[0074] 4 [(NACA) 潜入式进气口 1] 的切口边缘; 斜坡边缘; 边缘

[0075] 5 空气涡流 (成对)

[0076] 6 (潜入式进气口 1 的) 开口区域

[0077] 7 机身的内部区域

[0078]	8	风门片
[0079]	9	(潜入式进气口 1 的)前部边缘上的部分
[0080]	91	(潜入式进气口 1 的)后部边缘上的部分
[0081]	92	(潜入式进气口 1 的)侧部边缘上的部分
[0082]	93	(潜入式进气口 1 的)侧部边缘上的部分
[0083]	10	前部(边缘)上的横向侧
[0084]	11	后部(边缘)上的横向侧
[0085]	12	机身的纵向轴线
[0086]	13	纵向侧
[0087]	14	纵向侧
[0088]	15	机身外皮
[0089]	16	侧框架
[0090]	17	密封附件;密封带
[0091]	18	NACA 潜入式进气口
[0092]	19	弹簧铰链
[0093]	20	第一铰链部分
[0094]	21	第二铰链部分
[0095]	22	第一壁边界
[0096]	23	第二壁边界
[0097]	24	第三壁边界
[0098]	25	在边缘上的(风门片 8 的边缘的)带形的凹部
[0099]	26	被可旋转地安装的辅助风门片
[0100]	27	机身横向轴线
[0101]	28	第一侧板;梯形
[0102]	29	第二侧板;梯形
[0103]	30	开口
[0104]	31	开口
[0105]	32	(梯形侧板 28、29 的)第一平行侧
[0106]	33	(梯形侧板 28、29 的)第二平行侧
[0107]	34	(梯形侧板 28、29 的)第一非平行侧
[0108]	35	(梯形侧板 28、29 的)第二非平行侧
[0109]	36	(纵向侧 14 的)前部边缘的横向侧部边缘
[0110]	37	(纵向侧 13 的)前部边缘的横向侧部边缘
[0111]	38	基板
[0112]	39	(基板 38 的)第一宽边缘
[0113]	40	(基板 38 的)第二宽边缘
[0114]	41	固定的 NACA 进口点
[0115]	42	传输空气容积区域
[0116]	43	第三后部边缘的横向侧

-
- [0117] 44 闭合的金字塔侧端面（闭合的横截面表面）
- [0118] 45 打开的金字塔侧端面（打开的横截面表面）
- [0119] p_i 内部气压
- [0120] p_a 周围气压
- [0121] Δp 气压差
- [0122] F_{p_i} 内部气压的气压力
- [0123] F_{p_a} 周围气压的气压力
- [0124] FF 复位弹簧的弹簧力
- [0125] A_{flap} （风门片 8 的）风门片表面
- [0126] \square 质团（空气）通过量
- [0127] cabin 机舱（区域）
- [0128] ambient 大气（航空器环境）

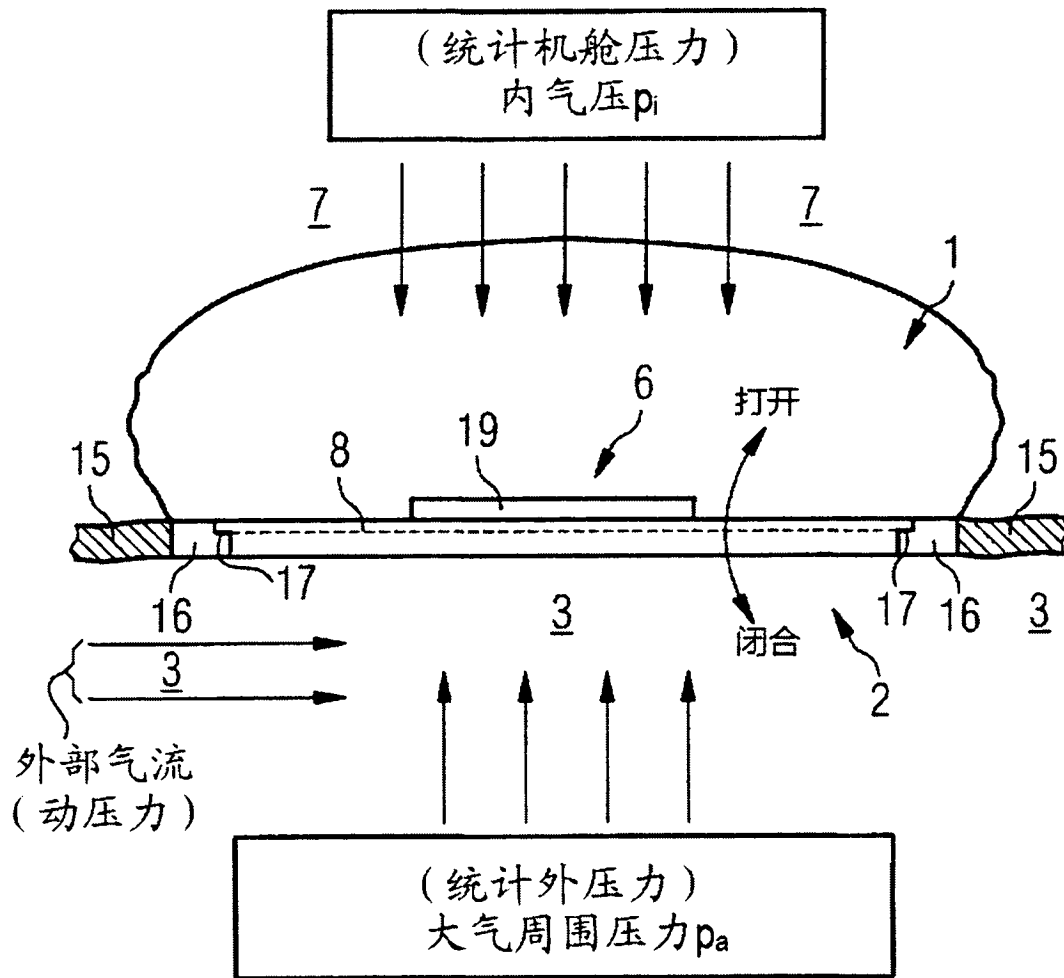


图 1

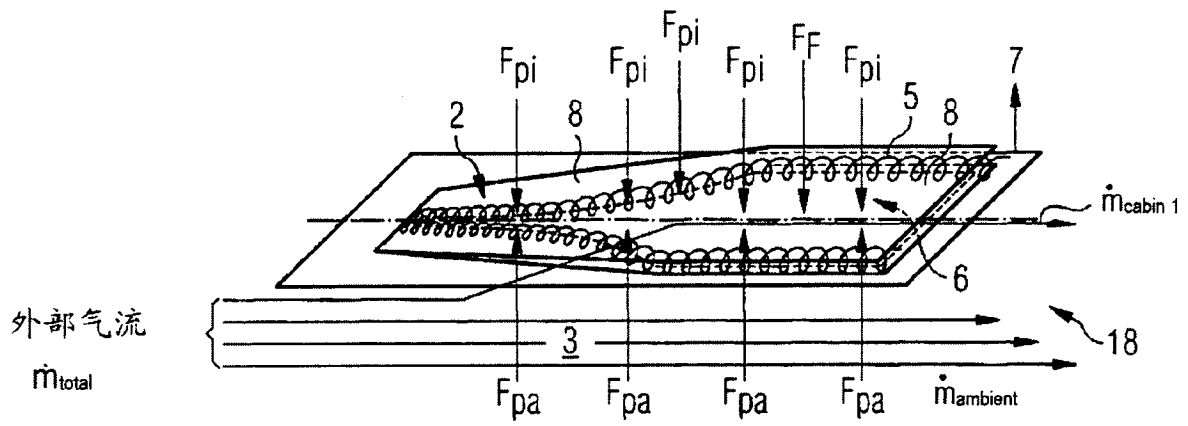


图 4

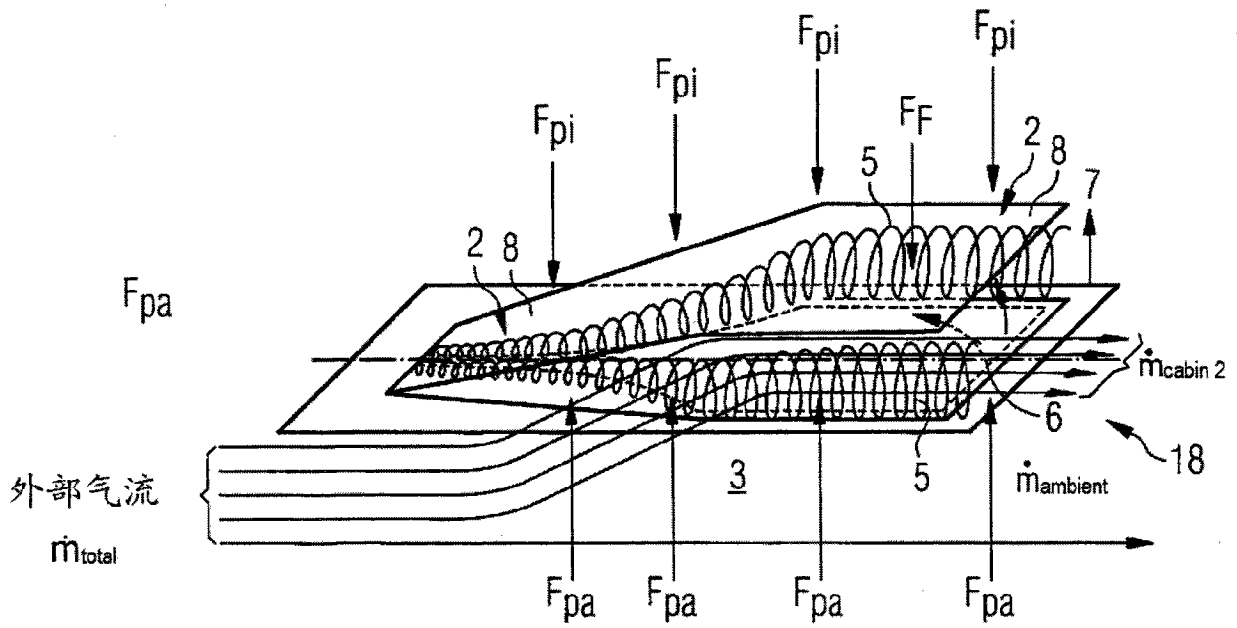


图 5

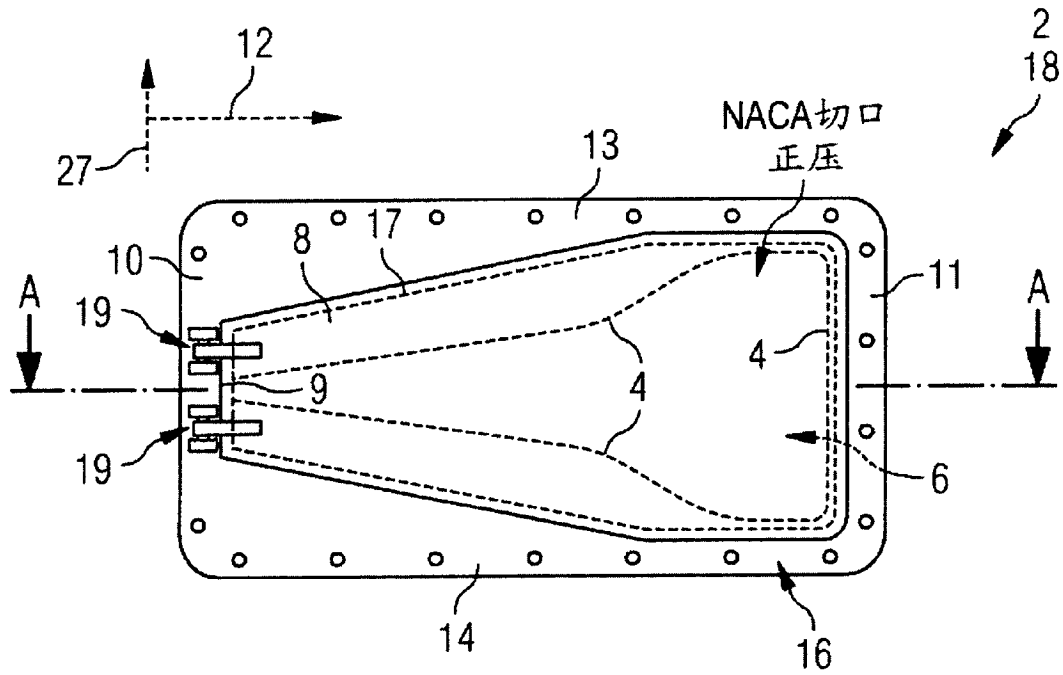


图 6

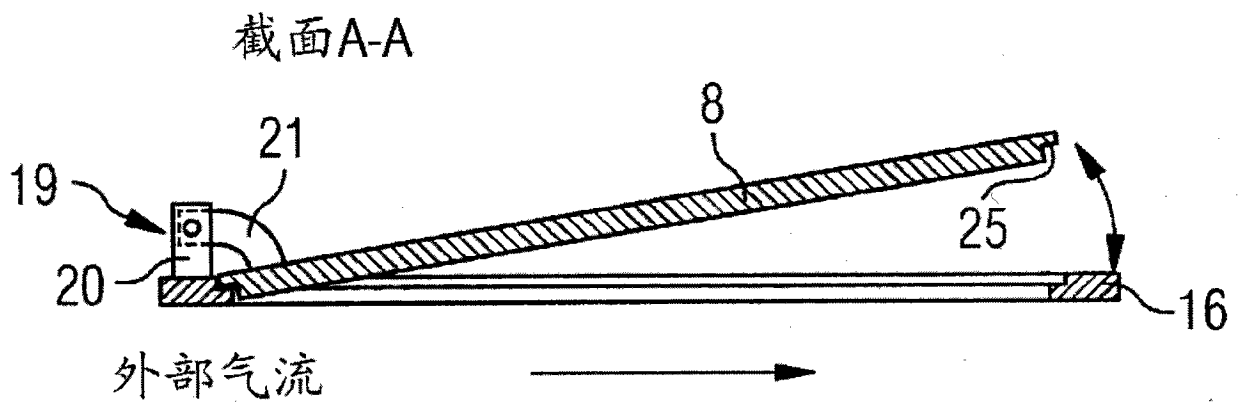


图 7

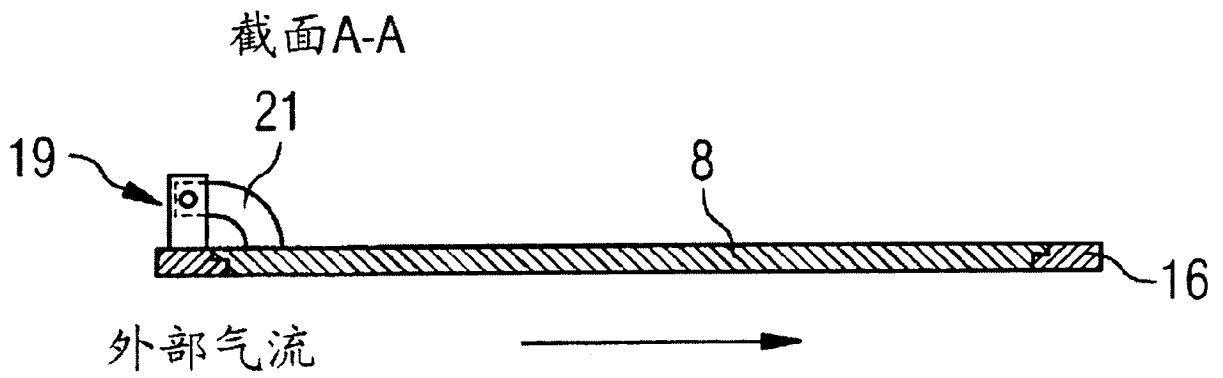


图 8

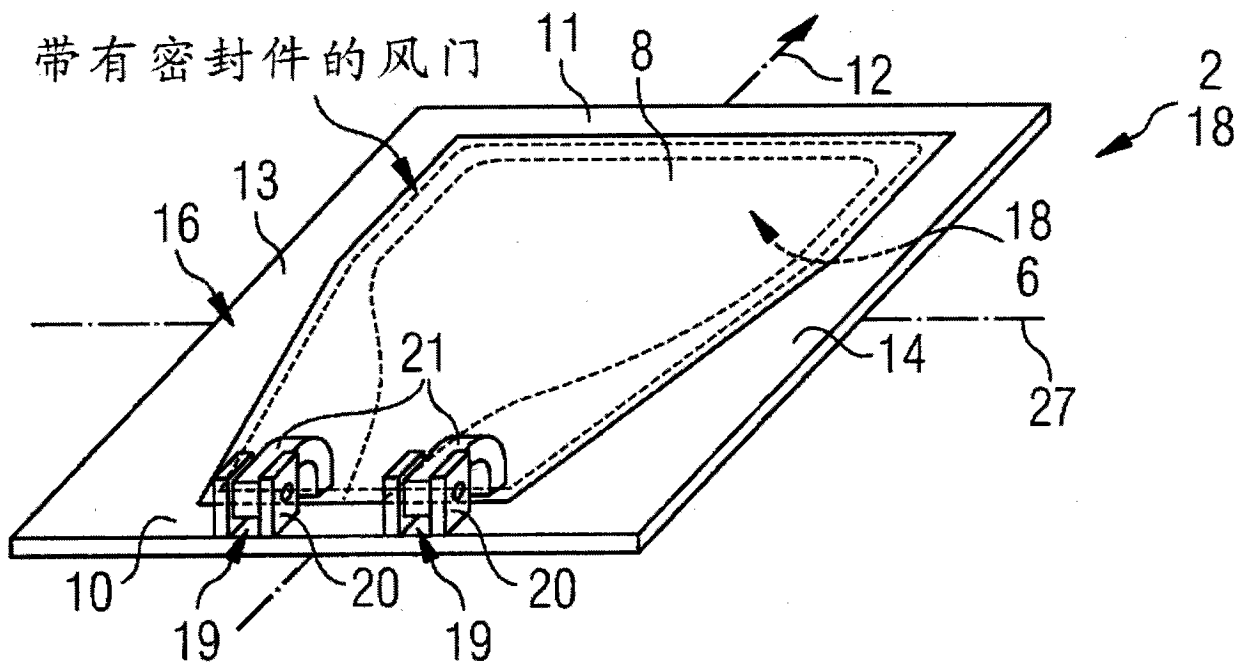


图 9

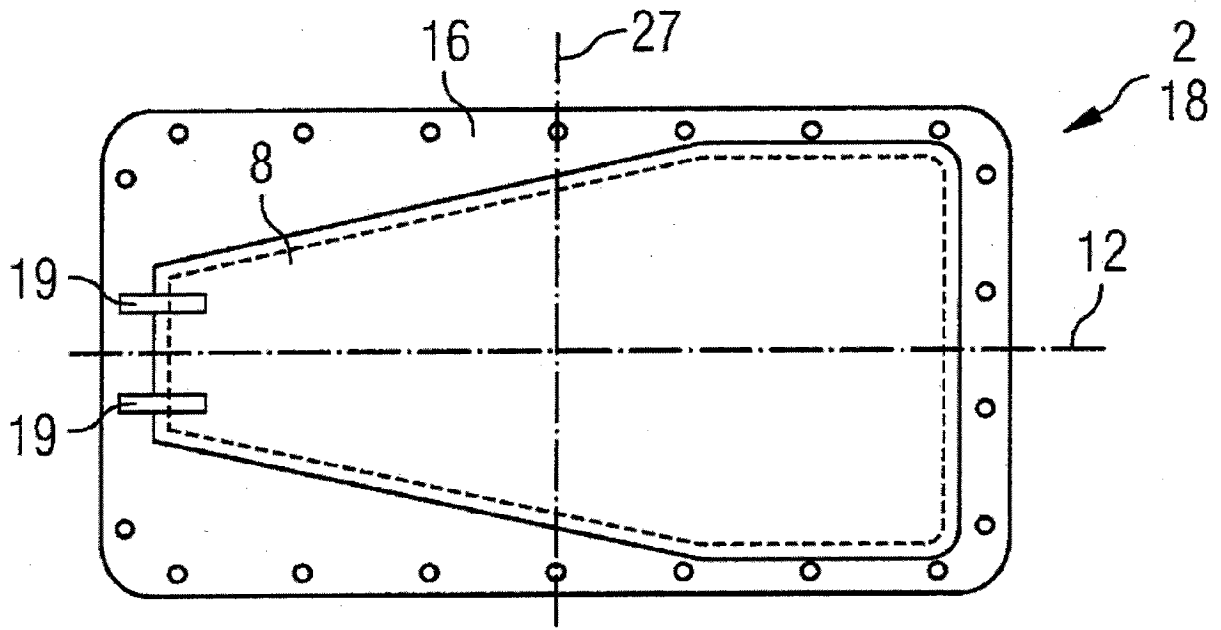


图 10

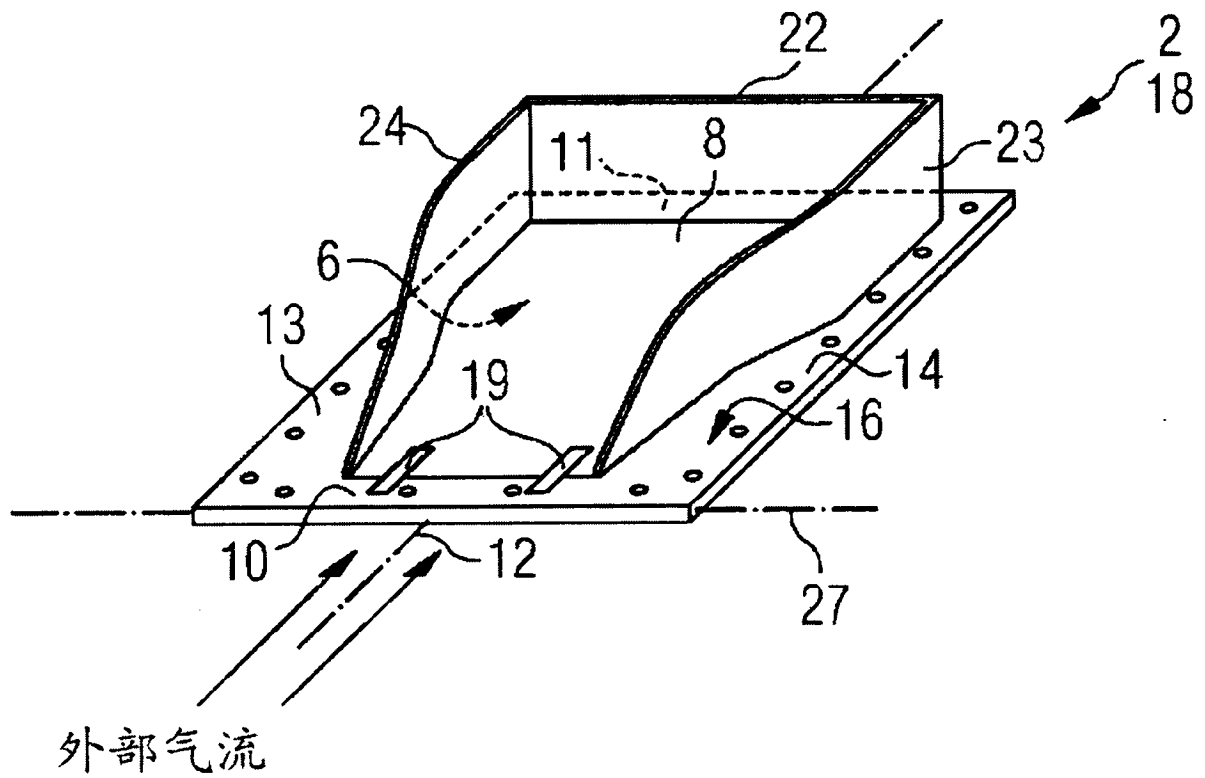


图 11

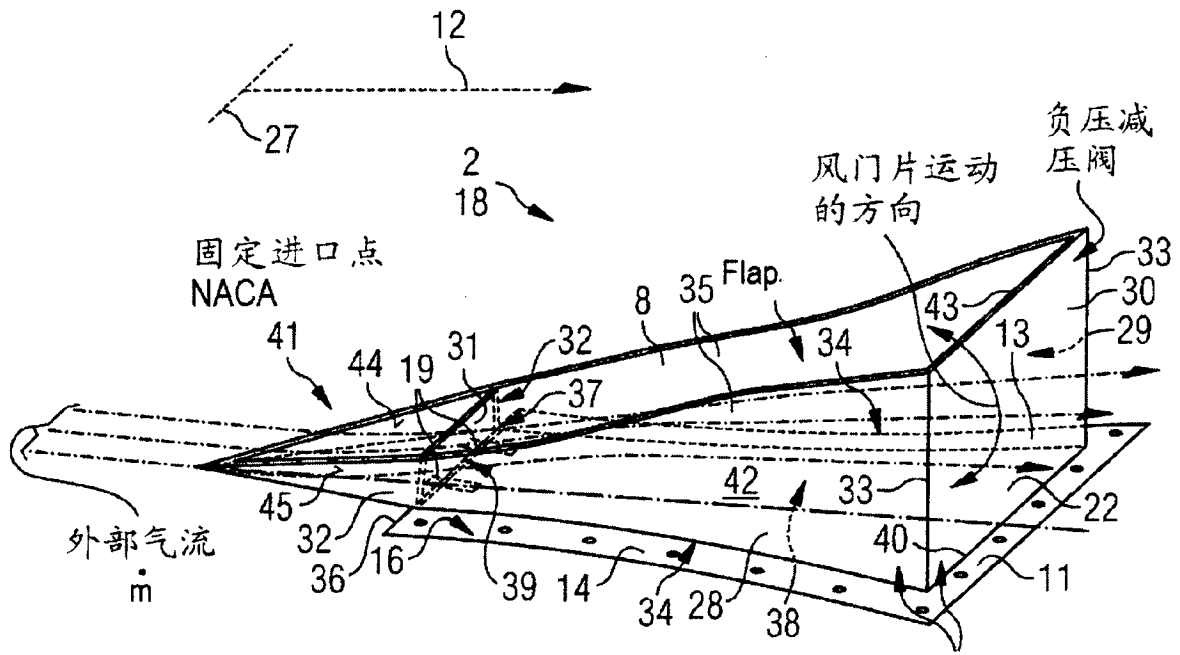


图 12

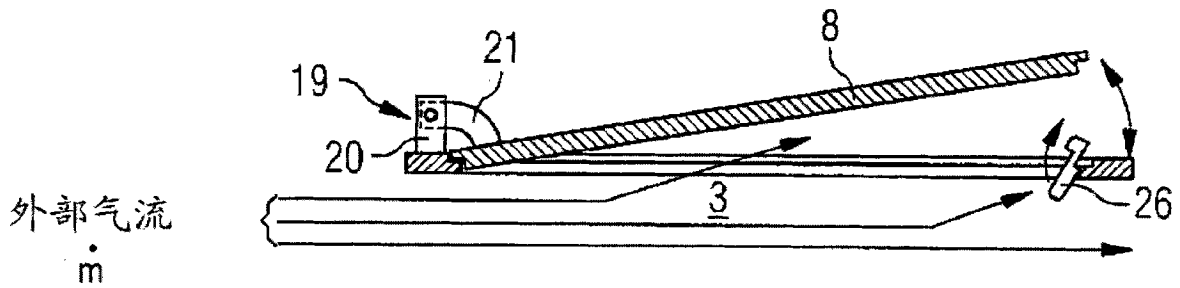


图 13

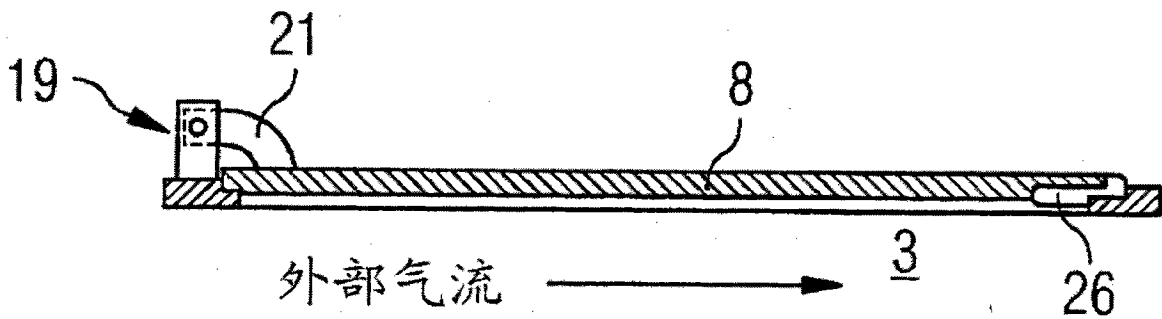


图 14

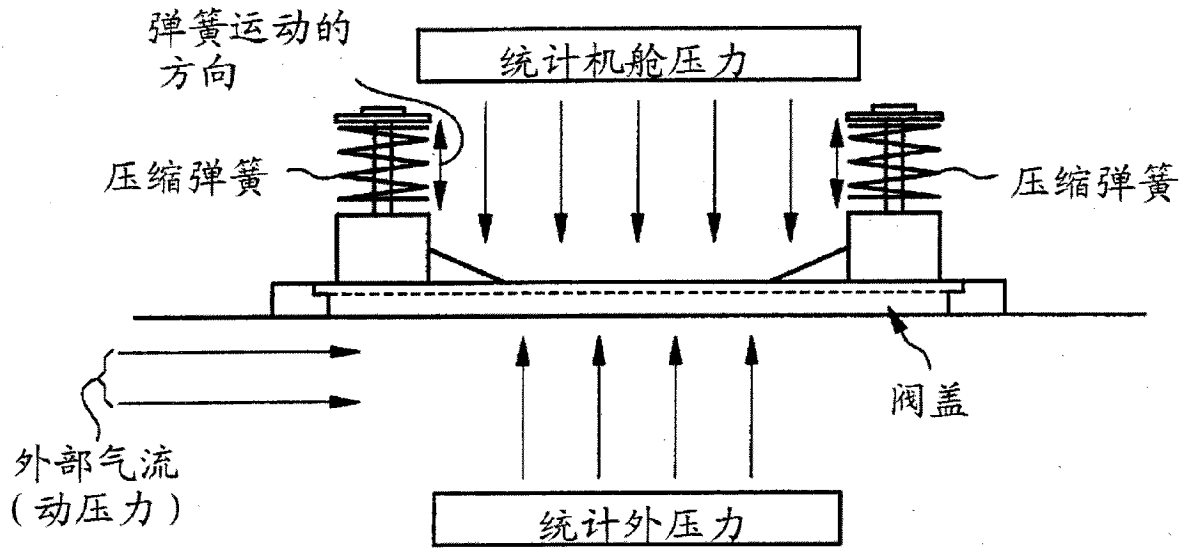


图 15

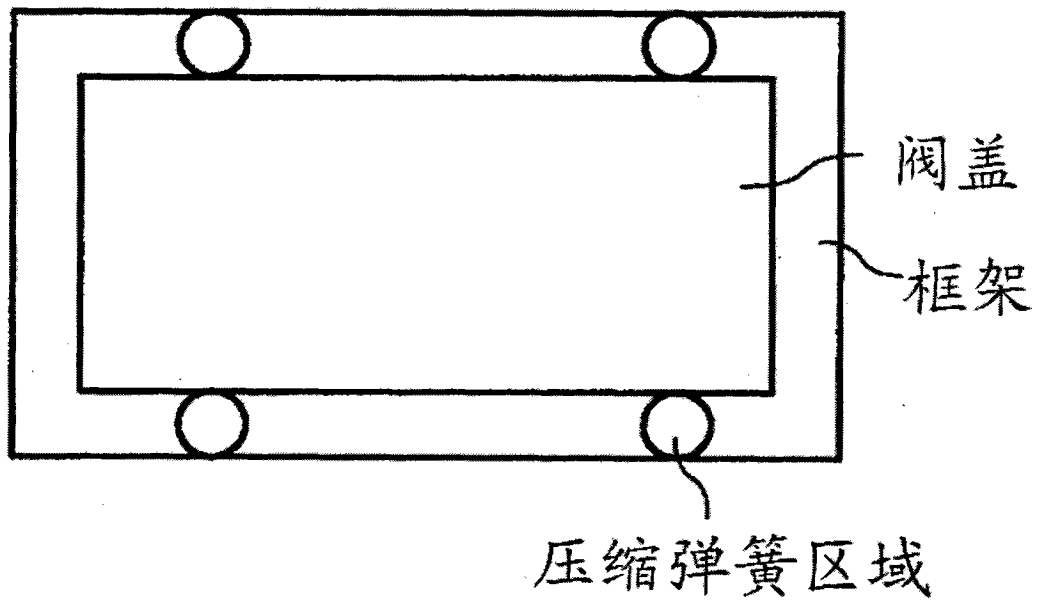


图 16

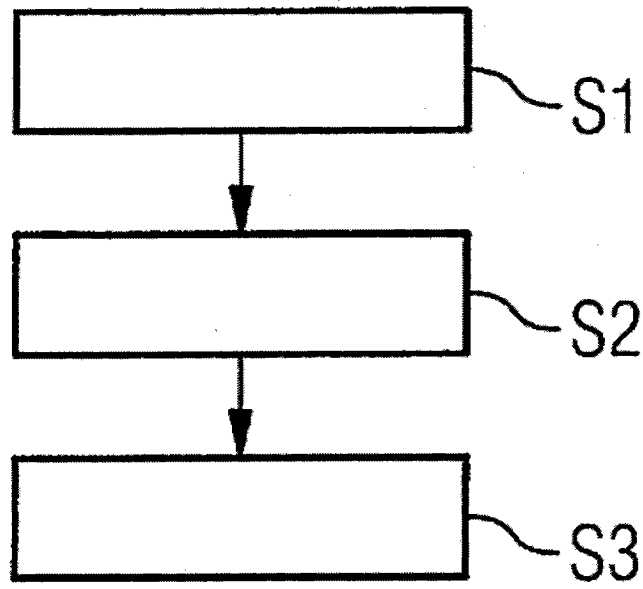


图 17

1. 一种用于航空器的进气阀 (2), 包括:

用于供周围空气 (3) 通过而进入所述航空器的机身内部区域 (7) 中的开口区域 (6);
用于打开和闭合所述开口区域 (6) 的风门片 (8);

其中, 所述开口区域 (6) 和所述风门片 (8) 各自具有能够在周围空气 (3) 流过所述进气阀 (2) 时在所述开口区域 (6) 的边缘 (4) 上形成空气涡流的形状,

所述风门片 (8) 在所述航空器机身的上游被连接到所述侧框架 (16) 的横切于所述机身纵向轴线 (12) 设置的第一横向侧 (10), 所述风门片 (8) 被可旋转地安装在所述连接位置的区域中,

辅助风门片 (26) 被连接到第二横向侧 (11), 所述辅助风门片 (26) 的可旋转地安装的边缘被布置在所述横向侧 (11) 的朝向所述开口区域 (6) 的所述纵向侧区域上, 所述辅助风门片 (26) 的表面能够沿所述机身外部区域的方向枢转到远至所述开口区域 (6) 外, 由此在其枢转离开的位置, 周围空气 (3) 能够被额外地引导到所述开口区域 (6) 中。

2. 根据权利要求 1 所述的进气阀, 其特征在于, 所述开口区域 (6) 和所述风门片 (8) 各自具有能够在周围空气 (3) 流过所述进气阀 (2) 时在所述开口区域 (6) 的所述边缘 (4) 上形成自扩充的空气涡流的 NACA 形状。

3. 根据前述权利要求中的至少一个所述的进气阀, 其特征在于, 所述进气阀 (2) 位于 NACA 潜入式进气口 (18) 的区域中, 利用此, 当在航空器机身的承受内部气压 (p_i) 的压力通风的内部区域 (7) 与 NACA 潜入式进气口区域之间存在反向作用的气压差 (Δp) 时提供气压平衡, 所述 NACA 潜入式进气口区域沿所述航空器机身的下游方向在长度方向上潜入且被布置在覆盖所述航空器机身的机身外皮 (15) 的内部并根据空气流动被连接到所述机身内部区域 (7), 周围大气气压 (p_a) 施压于所述 NACA 潜入式进气口区域的进口侧上的所述 NACA 潜入式进气口 (18) 的开口区域 (6), 该开口区域 (6) 由侧框架 (16) 限制并在静止位置被所述风门片 (8) 覆盖, 如果所述周围空气压力 (p_a) 大于所述内部气压 (p_i), 则所述风门片 (8) 闭合所述开口区域 (6)。

4. 根据权利要求 1 所述的进气阀, 其特征在于, 所述连接位置能够根据作用在其上的力条件以将气压相对于与所述机身内部区域 (7) 相连的所述开口区域 (6) 施加在所述 NACA 潜入式进气口区域的出口处的方式移动。

5. 根据权利要求 4 所述的进气阀, 其特征在于, 流动最佳且自调节的进气阀功能能够借助于所述开口区域 (6) 并利用部分地流到所述 NACA 潜入式进气口区域中的所述外部空气的在所述 NACA 潜入式进气口区域的斜坡侧切口边缘上引起的所述空气涡流 (5) 实现, 所述空气涡流 (5) 在所述风门片 (8) 的边缘上连续。

6. 根据前述权利要求中的至少一个所述的进气阀, 其特征在于, 所述进气阀 (2) 被配置作为独立的进气阀 (2)。

7. 根据前述权利要求中的至少一个所述的进气阀, 其特征在于, 当所述内部气压 (p_i) 大于或等于所述周围空气压力 (p_a) 时, 所述 NACA 潜入式进气口 (18) 的所述开口区域 (6) 以气密方式被覆盖其的处于所述静止位置的所述风门片 (8) 闭合, 否则, 当与所述周围空气压力 (p_a) 相比存在机身低气压时, 在所述内部气压 (p_i) 小于所述周围空气压力 (p_a) 时, 所述潜入式进气口 (1) 的所述开口区域 (6) 开启, 通过相对于所述机身内部区域 (7) 倾斜的所述风门片 (8) 允许空气流入, 且在该情况下, 关于所述机身内部区域 (7) 出现气压平

衡。

8. 根据前述权利要求中的至少一个所述的进气阀,其特征在于,所述侧框架(16)除了所述第一横向侧(10)以外还包括第二横向侧(12)和连接到所述两个横向侧(10,11)的端部的纵向侧(13,14),横切于所述机身纵向轴线(12)设置且位于所述航空器机身的下游的第二横向侧(11)被布置为与所述第一横向侧(10)相对且被设置为邻接所述NACA潜入式进气口(18)的后部边缘部分(91),而且第一纵向侧(13)和第二纵向侧(14)被布置为邻接所述NACA潜入式进气口(18)的边缘部分(92,93),设置在左侧和右侧的侧部边缘区域被机械连接到相应的横向侧(10,11)的侧部边缘区域,所述两个纵向侧(13,14)的走向对应于所述机身纵向轴线(12)的走向,而且由所述横向侧和纵向侧(10,11,13,14)形成的所述侧框架(16)被机械连接到所述机身外皮(15)在所述潜入式进气口(1)的所述开口区域(6)侧部,被配置作为平板或承载元件的所述横向侧和纵向侧(10,11,13,14)被布置在所述潜入式进气口(1)的所述开口区域(6)的外部,或者沿所述边缘稍微地覆盖所述开口区域(6),并且所述侧框架(16)的轮廓与所述机身外皮(15)的轮廓路径匹配,且所述轮廓包括所述潜入式进气口(1)的所述开口区域(6)的横截面。

9. 根据前述权利要求中的至少一个所述的进气阀,其特征在于,静止的风门片(3)在该位置被布置在覆盖所述NACA潜入式进气口(18)的所述开口区域(6)的位置,该静止的风门片(3)被定位为压靠朝向所述NACA潜入式进气口开口的带形密封附件(17),并被连接静止在所述横向侧和纵向侧(10,11,13,14)的朝向所述机身内部区域(7)的侧部上,且被类似地以绝对密封方式定位为抵靠围绕所述机身的外部气流,位于所述静止位置并闭合所述NACA潜入式进气口(18)的在长度方向上潜入的管道进口的所述风门片(8)以相对于所述机身外皮(15)的表面的平坦方式被布置。

10. 根据前述权利要求中的至少一个所述的进气阀,其特征在于,所述横向侧和纵向侧(10,11,13,14)由连接在所述潜入式进气口开口的侧部的所述机身外皮(15)的侧部边缘替代。

11. 根据前述权利要求中的至少一个所述的进气阀,其特征在于,至少一个弹簧铰链(19)被连接到所述第一横向侧(10),第一铰链部分(20)被连接到所述第一横向侧(10),相对于所述第一铰链部分(20)可旋转地安装的第二铰链部分(21)能够沿所述NACA潜入式进气口(18)的基部的斜面的垂直方向移动,所述风门片(8)被连接到所述基部的边缘。

12. 根据前述权利要求中的至少一个所述的进气阀,其特征在于,横切于所述机身纵向轴线(12)且以一相互间隔布置的多个弹簧铰链(19)被连接到所述第一横向侧,所述风门片(8)的横切于所述机身纵向轴线(12)延展的边缘连接到两个弹簧铰链(19)能够具有相对较小的宽度。

13. 根据前述权利要求中的至少一个所述的进气阀,其特征在于,与所述第一铰链部分(20)相比由所述第二铰链部分(21)在竖直打开铰接位置包括的铰接角度偏移通过至少一个复位弹簧的弹簧路径限制,所述复位弹簧的相应弹簧端部被连接到单独的铰链部分(20,21)。

14. 根据前述权利要求中的至少一个所述的进气阀,其特征在于,连接到所述单独的弹簧铰链(19)的是被配置作为张力弹簧的至少一个复位弹簧,为此原因,由于在所述内部气压(p_i)增大并接近所述周围空气压力(p_a)的情况下进入所述开口区域(6)的周围空气的

流动减小,所述风门片(8)在竖直倾斜位置以自调节方式通过弹簧复位力被返回到相对于所述风门片闭合位置倾斜的位置或接近其的位置,否则,由于进入所述开口区域(6)的周围空气的流动进一步降低,所述风门片(8)以自调节方式通过弹簧复位效应被返回到静止位置,所述大量流动降低下降,直到在所述内部气压(p_i)增大到大于或等于所述周围空气压力(p_a)时该气流无法在所述开口区域(6)中出现。

15. 根据权利要求8所述的进气阀,其特征在于,连接到所述侧框架(16)的所述两个纵向侧(13,14)的是相应的壁边界(23,24),其朝向所述NACA潜入式进气口(18)的斜面并垂直连接到所述纵向侧(13,14)的朝向所述NACA潜入式进气口(18)的所述开口区域(6)的所述侧部边缘。

16. 根据权利要求15所述的进气阀,其特征在于,第一壁边界(23)连接到所述第一纵向侧(13)的边缘,第二壁边界(24)连接到所述第二纵向侧(14)的边缘,所述第一壁边界(23)和所述第二壁边界(24)均被布置在所述侧框架(16)下面。

17. 根据前述权利要求中的至少一个所述的进气阀,其特征在于,所述风门片(3)

(a) 被布置为使得其能够在由所述侧框架(16)下面的所述壁边界封闭的所述开口区域(6)的部分内部自由移动,或者

(b) 根据在所述风门片表面上加载气压作用的力条件,在其静止位置被定位在由所述侧框架(16)封闭的所述开口区域(6)的部分内部,所述风门片(8)的边缘静止在密封附件(17)上,所述密封附件(17)为带形且连接到所述侧框架(16)的所述纵向侧和横向侧(10,11,13,14)。

18. 根据前述权利要求中的至少一个所述的进气阀,其特征在于,与所述密封附件(17)匹配的带形的凹部(25)从所述风门片(8)的边缘上移除,为此原因,所述风门片(8)被布置为使得其在其静止位置以与所述机身外皮(15)平坦的方式终止。

19. 根据前述权利要求中的至少一个所述的进气阀,其特征在于,所述第一和第二壁边界(22,23)各自被配置为具有矩形壁表面的侧壁,腹板(221)优选被连接到所述壁边界(22,23)的相应的宽侧边缘的垂直间隔的自由端部,其面对在所述NACA潜入进气区域(18)的出口处的开口并被布置在所述NACA潜入进气区域(18)的下游,所述腹板(221)和所述宽侧边缘封闭由所述第二横向侧(11)界定的开口区域(222)。

20. 根据权利要求19所述的进气阀,其特征在于,沿所述机身纵向轴线(12)的方向垂直直立的所述侧壁用作空气引导壁元件。

21. 根据前述权利要求中的至少一个所述的进气阀,其特征在于,所述密封附件(17)为密封带,其朝向所述NACA潜入进气区域(18)的基部倾斜的接触区域被配置为被稳固地粘接,其在所述侧框架(16)的所述横向侧和纵向侧(10,11,13,14)的朝向所述开口区域(6)的接触表面上被连接,优选粘接地结合,到所述横向侧和纵向侧(10,11,13,14)。

22. 根据前述权利要求中的至少一个所述的进气阀,其特征在于,所述侧框架(16)的所述横向侧和纵向侧(10,11,13,14)封闭所述开口区域(6)的对应于所述NACA潜入进气区域(18)的管道进口表面的NACA几何形状的横截面形状,且所述风门片(8)的平坦表面与符合该NACA几何形状的侧部匹配,基于此,自扩充的空气涡轮(5)或成对空气涡轮、所谓的边缘涡轮或成对边缘涡轮,形成在面向所述开口区域(6)的所述NACA几何形状的横截面的所述横向侧和纵向侧(10,11,13,14)的侧部边缘,而在所述NACA水汽进气区域(18)的

下游传送的部分量的周围空气 (3) 在出现气压平衡期间利用倾斜的风门片位置流入, 如果所述开口区域 (6) 被所述倾斜的风门片位置畅通, 则所述空气涡轮 (5) 或所述成对空气涡轮的增加因在所述侧部边缘上方流入的周围空气 (3) 的进一步供应而出现, 由此导致通过所述 NACA 潜入式进气口 (18) 的流入的周围空气 (3) 的空气通过量增加。

23. 根据权利要求 1 所述的进气阀, 其特征在于, 所述风门片 (8) 的所述凹部 (25) 在其未枢转位置与所述辅助风门片 (26) 的横截面匹配。

24. 根据前述权利要求中的至少一个所述的进气阀, 其特征在于, 所述第一横向侧 (10) 被定位为与所述 NACA 潜入式进气口 (18) 的周界相邻的前部边缘部分 (9) 相邻, 其位于所述 NACA 潜入式进气口 (18) 的相对于所述机身内部区域 (7) 潜入的基部的发展形成的斜面的起点处。

25. 一种用于生产进气阀 (2) 的方法, 包括:

提供用于供周围空气 (3) 通过而进入所述航空器的机身内部区域 (7) 中的开口区域 (6);

将风门片 (8) 布置在所述开口区域 (6) 上面以打开和闭合所述开口区域 (6);

将所述开口区域 (6) 和所述风门片 (8) 在每种情况下形成为使得所述开口区域 (6) 和所述风门片 (8) 能够在周围空气 (3) 流过所述进气阀 (2) 时在所述开口区域 (6) 的边缘 (4) 上形成空气涡流的形状,

其中, 所述风门片 (8) 在所述航空器机身的上游被连接到所述侧框架 (16) 的横切于所述机身纵向轴线 (12) 设置的第一横向侧 (10), 所述风门片 (8) 被可旋转地安装在所述连接位置的区域中,

辅助风门片 (26) 被连接到第二横向侧 (11), 所述辅助风门片 (26) 的可旋转地安装的边缘被布置在所述横向侧 (11) 的朝向所述开口区域 (6) 的所述纵向侧区域上, 所述辅助风门片 (26) 的表面能够沿所述机身外部区域的方向枢转到远至所述开口区域 (6) 外, 由此在其枢转离开的位置, 周围空气 (3) 能够被额外地引导到所述开口区域 (6) 中。