

[19] 中华人民共和国国家知识产权局



[12] 发明专利申请公布说明书

[21] 申请号 200580014384.1

[51] Int. Cl.

B64C 21/02 (2006.01)

F15D 1/12 (2006.01)

[43] 公开日 2007 年 4 月 18 日

[11] 公开号 CN 1950253A

[22] 申请日 2005.5.11

[21] 申请号 200580014384.1

[30] 优先权

[32] 2004.5.13 [33] DE [31] 102004024057.4

[32] 2004.9.2 [33] US [31] 60/606,668

[86] 国际申请 PCT/EP2005/005097 2005.5.11

[87] 国际公布 WO2005/113334 英 2005.12.1

[85] 进入国家阶段日期 2006.11.6

[71] 申请人 空中客车德国有限公司

地址 德国汉堡

[72] 发明人 于尔根·梅斯特

[74] 专利代理机构 北京集佳知识产权代理有限公司

代理人 王艳江 段 斌

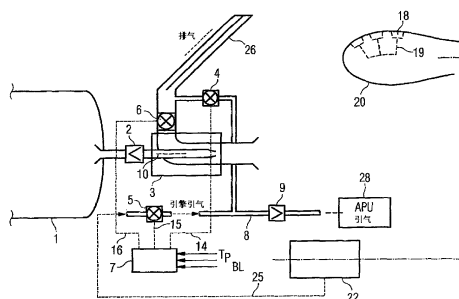
权利要求书 1 页 说明书 5 页 附图 1 页

[54] 发明名称

具有流体管道系统的飞机

[57] 摘要

一种具有流体管道系统的飞机，该管道系统用于在外壳的易损坏位置处引出层流层和/或吹出流体，其中通过可切换阀(6、4)，流体管道系统(26、19、18)能连接到由机舱的废气所驱动的泵装置(3)，用于产生低压以引出层流层。



1. 一种具有流体管道系统的飞机，该流体管道系统用于在外壳的易损坏位置处引出层流层和/或吹出流体，其中通过可切换阀（6），流体管道系统（26、19、18）能连接到由机舱的废气所驱动的泵装置（3），用于产生需要的低压以便引出层流层。

2. 如权利要求 1 所述的飞机，其中所述泵装置是喷射泵（3），其驱动喷射（10）由机舱的废气形成。

3. 如权利要求 1 或 2 所述的飞机，其中为了获得用于吹出的超压，流体管道系统借助可切换阀（4、5、6）可连接到引导飞机引擎（22）的压缩空气的管线（8、25）和/或额外的压缩装置（28）。

4. 如权利要求 3 所述的飞机，其中所述压缩空气包括热空气。

5. 如前述权利要求中任一项所述的飞机，其中设置有控制单元（7）或调节单元，其根据输入参数通过控制线（14、15、16）来启动可切换阀（4、5、6），该输入参数例如为飞行状态参数、机舱压力、外部参数（温度 T、压力 P）和飞机引擎（22）的操作参数 BL。

6. 如前述权利要求中任一项所述的飞机，其中所述可切换阀（4、5、6）的通道截面是可调节的。

7. 如前述权利要求中任一项所述的飞机，其中在从所述机舱（1）引导到所述喷射泵（3）的排出管线（12）中设置有止回阀（2），该止回阀防止空气流入到机舱中。

具有流体管道系统的飞机

技术领域

本发明涉及具有流体管道系统的飞机，用于在外壳的易损坏位置处引出（extraction）层流层和/或吹出流体。

背景技术

公知可以通过在外壳的易于将在其周围流动的气流的层流层分层的位置处施加低压（层流层引出），可以分别避免气流分层或层流转化成湍流，从而减小飞机的流阻。然而，为此所需要的低压蓄压器需要额外的能量。

发明内容

本发明的目的是提供一种上述类型的飞机，使得能够以节省能量的方式实现流体的引出和/或吹出。

根据本发明，利用根据权利要求 1 的前序部分所述的飞机解决了前述的目的，在所述飞机中，为了产生引出层流层所需要的低压，流体管道系统可借助可切换阀而连接到泵装置，该泵装置由机舱的出口空气所驱动。

考虑到节省能量，根据本发明的飞机的设计是特别有利的，因为几乎在飞机的整个飞行过程中，机舱的内压明显要比飞机的外部压力高得多。机舱内基本的空气交换需要恒定地充以新鲜的压缩空气，并且排出废气。在巡航飞行上与飞机的外部环境相比具有明显更高的压力而排出的机舱的废气从而用于驱动泵装置，在此该泵装置在流体管道系统内产生所需的低压，而不需要为此而提供额外的能量源。该泵装置可以是现有的，例如涡轮泵。在本发明的有利的实施方式的情形下，泵装置为喷射泵，其喷射驱动由机舱空气产生。这种装置适合于目前的应用情形，

因为其容易安装，不受保养维护的影响，并且重量轻。

通过设置可切换阀，确保可关闭层流层的引出，这至少当如果机舱废气的喷射驱动和外部压力之间的压力差不再有助于显著的引出性能、或者如果给定了飞机的飞行状态，而不需要引出层流层时需要。

在本发明的另一实施方式中，建议流体管道系统借助可切换阀可连接到飞机引擎的引导压缩空气的管道和/或额外的压缩装置，以获得用于吹出的超压。

根据本发明，该实施方式的优点在于，流体管道系统的功能从用于引出层流层的引出系统转变成用于吹出的压力系统，这可能经常发生，例如若需要吹走外壳中乘客开口的污染物，或者需要防止这些开口结冰。然后，分别从飞机引擎或合适的辅助压缩装置出来的压缩空气被引导到易损坏的位置处并被吹出，通常该压缩空气具有更高的温度。

本发明的另一有利改进在于提供了一种控制单元或调节单元，其根据输入参数通过控制线来启动可切换阀，所述输入参数例如为飞行状态参数、外部参数（温度 T 、压力 P ）和飞机引擎的操作参数 BL 。以这种方式，根据飞行状态，这是指例如巡航高度、接近着陆或起飞时间，可以按以下方式切换流体管道系统，产生超压或者流体管道系统完全关闭，即流体不能通过。

根据本发明的另一有利的实施方式，可切换阀的通道截面的调节将是可控制的。从而，例如便于流体管道系统内的压力缓慢增加，或者分别借助超压而向外或借助低压而向内控制地调节通过外壳中的开口引导的空气的量。

最后，本发明的另一有利改进在于在从机舱引导到喷射泵的排出管道中设置有止回阀，其防止空气流入到机舱中。该止回阀优选地是安全装置，其防止机舱内的压力下降到不希望的程度。例如可以在供应到机舱的压缩空气的性能将会下降或者甚至无用的情况下使用这种下降。在此情形下，由于止回阀的作用，机舱内保持在所需要的压力水平。

附图说明

下面参照附图解释本发明的实施方式。该附图示出了飞机流体管道系统的示意图。

具体实施方式

设置有止回阀 2 的排出管道 12 从飞机机舱 1 引导到喷射泵 3，其设置有开放到外部的排出开口 30。喷射泵 3 的输送速率取决于外部和飞机机舱之间的压力差。在飞机运行的绝大多数之间内，即在巡航高度时，该压力差是相当大的。喷射泵 3 的驱动喷射标记为 10。由于相当大的压力差，喷射泵 3 的超临界运行是可能的。流体管道系统 26 连接到喷射泵 3 的抽吸管线，其中在流体管道系统 26 中的喷射泵 3 的范围内设置有可切换截止阀 6。截止阀 6 的截面将是可调的。截止阀 6 的操作通过控制线 16 进行，控制线 16 则通过控制单元 7 而起作用。流体管道系统 26 通过互连管道 19 连接到飞机外壳 20 的开口 18（参见图中右上侧角落的示意图）。在所示出的实施方式中，开口 18 在飞机的一个机翼的压力侧的前部区域中。然而，存在另外可选或另外可预见的位置，其中设置合适的开口 18，或者用于引出层流层或吹出热空气。在外壳中，开口优选地设计为穿孔区域或设置有狭槽的区域。

流体管道系统 26 通过可切换吹出阀 4 连接到压缩空气管线 8。压缩空气管线 8 自身通过可切换引气阀 5 和引气管线 25 连接到飞机引擎 22 的合适位置。引气阀 5 通过控制线 15 由控制单元 7 充气。此外，通过设计为止回阀的保护阀 9，压缩空气管线 8 可选地或者额外地连接到压缩装置 28。压缩装置 28 可以是由飞机引擎驱动的压缩机或者单独的压缩空气成套装置。作为除飞机引擎 22 的引气管线 25 之外的流体管道系统 26 的压缩空气供给源，额外的压缩机装置是有意义的，以便当不允许引气分叉时，在飞机引擎的特定情形下在流体管道 26 中产生所需

要的压力水平。

到可切换阀 4、5、6 的操作线 14、15、16 的控制根据飞机状态参数、例如温度 T 和压力 P 的环境参数、以及飞机引擎 22 的运行参数 BL 而进行。

在巡航飞行的稳定状态中，由于机舱 1 和外部之间的不同的压力水平，喷射泵 3 产生通过飞机外壳 20 的开口 18 实现层流层的引出所需的必要的抽吸气流。同时，止回阀 2 和可切换截止阀 6 打开，而吹出阀 4——并且如果需要，引气阀 5 和设计为止回阀的保护阀 9——关闭。当机舱的压缩空气调节控制局部或者完全故障时，止回阀 2 自动关闭，因而防止机舱 1 中的压力进一步降低。

若单个飞行状态参数、外部参数或飞机引擎的运行参数表示出存在开口 18 堵塞或结冰的危险，通过控制单元 7 执行可切换阀的反向控制，也就是使得截止阀 6 关闭，而吹出阀 4 和/或引气阀 5 打开。然后，保护阀 9 自动打开。

需要注意的是，术语“包括”不排除其它的元件或步骤，并且“一个”不排除多个。而且在不同实施方式中描述的元件也可以结合。

还需要注意的是，权利要求中的附图标记不应理解为对权利要求的保护范围的限制。

附图标记列表：

- 1 机舱
- 2 止回阀
- 3 喷射泵
- 4 吹出阀
- 5 引气阀
- 6 截止阀
- 7 控制单元
- 8 压缩空气管线
- 9 保护阀
- 10 驱动喷射
- 10 排出管线
- 14}
- 15} 到可切换阀 4、5、6 的控制线
- 16}
- 18 20 中的开口
- 19 互连管道
- 20 飞机外壳
- 22 飞机引擎
- 25 引气管线
- 26 流体管道系统
- 28 压缩装置

