(19)中华人民共和国国家知识产权局

(12)实用新型专利

(10)授权公告号 CN 215333139 U
(45)授权公告日 2021.12.28

(21)申请号 202120840074.1

(22)申请日 2021.04.22

(73)专利权人 中国航发商用航空发动机有限责任公司
地址 200241 上海市闵行区莲花南路3998号

(72)发明人 打玉宝 谭景磊 刘海标 孙利兵

(74)专利代理机构 中国贸促会专利商标事务所有限公司 11038
代理人 邹丹

(51)Int.Cl.
F02C 7/04(2006.01)
F02C 7/047(2006.01)
F02C 7/05(2006.01)

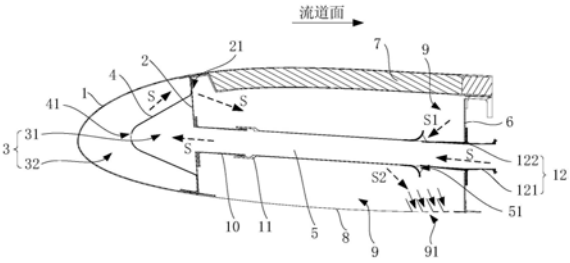
权利要求书1页 说明书5页 附图3页

(54)实用新型名称

航空发动机进气道以及航空发动机

(57)摘要

本实用新型公开了一种航空发动机进气道以及航空发动机，涉及航空发动机领域，用以优化航空发动机进气道的结构和性能。该航空发动机进气道包括进气道唇口、第一隔框、弧形板以及进气流道。进气道唇口被构造为弧形的。第一隔框与进气道唇口连接，以形成环形的腔体。弧形板安装于腔体中，弧形板与第一隔框固定连接；其中，弧形板将腔体分为第一腔体和第二腔体；弧形板设置有第一气孔，第一腔体和第二腔体通过第一气孔连通。进气流道与第一腔体连通。其中，第二腔体与进气流道连通，以使得第二腔体排出的气体至少部分再流回到进气流道中。上述技术方案集成了防冰功能和抗鸟撞功能，且采用循环流动的热气除冰，减少了从发动机高压压气机的引气量。



CN 215333139 U

1.一种航空发动机进气道,其特征在于,包括:

进气道唇口(1),被构造为弧形的;

第一隔框(2),与所述进气道唇口(1)连接,以形成环形的腔体(3);

弧形板(4),安装于所述腔体(3)中,所述弧形板(4)与所述第一隔框(2)固定连接;其中,所述弧形板(4)将所述腔体(3)分为第一腔体(31)和第二腔体(32);所述弧形板(4)设置有第一气孔(41),所述第一腔体(31)和所述第二腔体(32)通过所述第一气孔(41)连通;以及

进气流道(5),与所述第一腔体(31)连通;

其中,所述第二腔体(32)与所述进气流道(5)连通,以使得所述第二腔体(32)排出的气体至少部分再流回到所述进气流道(5)中。

2.根据权利要求1所述的航空发动机进气道,其特征在于,还包括:

第二隔框(6),与所述第一隔框(2)间隔布置;

第一壁板(7),连接所述第一隔框(2)和所述第二隔框(6);以及

第二壁板(8),也连接所述第一隔框(2)和所述第二隔框(6);所述第二壁板(8)包围在所述第一壁板(7)的外侧;

其中,所述第一隔框(2)、所述第二隔框(6)、所述第一壁板(7)和所述第二壁板(8)围成过渡腔(9);所述第二腔体(32)通过所述过渡腔(9)与所述进气流道(5)连通。

3.根据权利要求2所述的航空发动机进气道,其特征在于,所述第一隔框(2)位于所述第二腔体(32)内的部分设置有第二气孔(21),所述过渡腔(9)与所述第二腔体(32)通过所述第二气孔(21)连通;所述进气流道(5)的部分区域位于所述过渡腔(9)内部,所述进气流道(5)的壁体开设在有第三气孔(51),所述过渡腔(9)经过所述第三气孔(51)与所述进气流道(5)连通。

4.根据权利要求3所述的航空发动机进气道,其特征在于,所述第三气孔(51)被构造为大端开口朝向所述进气流道(5)的下游、小段开口朝向所述进气流道(5)的上游。

5.根据权利要求3所述的航空发动机进气道,其特征在于,所述过渡腔(9)的壁体开设有使得所述过渡腔(9)和外部环境连通的第四气孔(91)。

6.根据权利要求5所述的航空发动机进气道,其特征在于,所述第三气孔(51)和/或所述第四气孔(91)中设置有导向叶片(13),所述导向叶片(13)被构造为格栅状的。

7.根据权利要求5所述的航空发动机进气道,其特征在于,所述第四气孔(91)的开口方向朝向所述进气流道(5)的下游。

8.根据权利要求1所述的航空发动机进气道,其特征在于,所述进气流道(5)的上游端安装有法兰(12)。

9.根据权利要求1所述的航空发动机进气道,其特征在于,所述进气流道(5)安装有公头管(10)和母头管(11)其中之一,所述第一隔框(2)安装有所述公头管(10)和所述母头管(11)其中另一;所述公头管(10)和所述母头管(11)可拆卸连接。

10.一种航空发动机,其特征在于,包括权利要求1～9任一所述的航空发动机进气道。

航空发动机进气道以及航空发动机

技术领域

[0001] 本实用新型涉及航空发动机领域，具体涉及一种航空发动机进气道以及航空发动机。

背景技术

[0002] 航空发动机进气道唇口的结冰会减少发动机空气吸入量，这会损失发动机一部分推力。同时，冰块集聚会破坏发动机进气流道流场型面，增加气动阻力。当冰块集聚到一定程度，可能会引起发动机喘振。更严重者，从进气道唇口脱落的冰还可能吸入发动机撞击损坏风扇叶片，造成机械损伤。因此，发动机进气道通常设计有防冰系统，对进气道唇口结冰区进行除冰保护。

[0003] 现役的飞机发动机，进气道唇口的除冰方式为发动机热气防冰。而发动机进气道唇口热气除冰包括笛形管和直喷式。笛形管构型是热气防冰中较为常见的防冰方式。笛形管热气除冰方式针对进气道唇口360°环向结冰区采用点对点热气射流，效率更高同时对发动机引气量要求较低，故传统机型大量采用笛形管热气除冰方式。笛形管射流热气防冰构型，由于采用的360°环状笛形管及其固定支架结构，在提高防冰效率时付出很大程度的结构重量代价；同时，由于笛形管固定形式通常为悬挂在前隔板的悬臂结构，容易产生振动问题，可能会因设计前期在发动机固有频率种及振动载荷谱等输入参数不确定情况下，笛形管防冰构型的设计会有多伦次迭代甚至重新设计的风险。

[0004] 为解决上述缺陷，相关技术中产生了DFN直喷式热气除冰构型，即采用将引入D-Duct热气直接喷向进气道唇口结冰区，取消360°笛形管的除冰方法。

[0005] 发明人发现，针对直径两米以上风扇级别的民用发动机，发动机进气道唇口结冰区域和面积偏大，这就要求采用DFN直喷式防冰需从发动机引入更多的热气以满足防冰要求。而发动机整机的热气分配是有限制和约束，这就为直喷式防冰构型提出了挑战。

实用新型内容

[0006] 本实用新型提出一种航空发动机进气道以及航空发动机，用以优化航空发动机进气道的结构和性能。

[0007] 本实用新型实施例提供了一种航空发动机进气道，包括：

[0008] 进气道唇口，被构造为弧形的；

[0009] 第一隔框，与所述进气道唇口连接，以形成环形的腔体；

[0010] 弧形板，安装于所述腔体中，所述弧形板与所述第一隔框固定连接；其中，所述弧形板将所述腔体分为第一腔体和第二腔体；所述弧形板设置有第一气孔，所述第一腔体和所述第二腔体通过所述第一气孔连通；

[0011] 进气流道，与所述第一腔体连通；以及

[0012] 其中，所述第二腔体与所述进气流道连通，以使得所述第二腔体排出的气体至少部分再流回到所述进气流道中。

[0013] 在一些实施例中，航空发动机进气道还包括：

[0014] 第二隔框，与所述第一隔框间隔布置；

[0015] 第一壁板，连接所述第一隔框和所述第二隔框；以及

[0016] 第二壁板，也连接所述第一隔框和所述第二隔框；所述第二壁板包围在所述第一壁板的外侧；

[0017] 其中，所述第一隔框、所述第二隔框、所述第一壁板和所述第二壁板围成过渡腔；所述第二腔体通过所述过渡腔与所述进气流道连通。

[0018] 在一些实施例中，所述第一隔框位于所述第二腔体内的部分设置有第二气孔，所述过渡腔与所述第二腔体通过所述第二气孔连通；所述进气流道的部分区域位于所述过渡腔内部，所述进气流道的壁体开设在有第三气孔，所述过渡腔经过所述第三气孔与所述进气流道连通。

[0019] 在一些实施例中，所述第三气孔被构造为大端开口朝向所述进气流道的下游、小段开口朝向所述进气流道的上游。

[0020] 在一些实施例中，所述过渡腔的壁体开设有使得所述过渡腔和外部环境连通的第四气孔。

[0021] 在一些实施例中，所述第三气孔和/或所述第四气孔中设置有导向叶片，所述导向叶片被构造为格栅状的。

[0022] 在一些实施例中，所述第四气孔的开口方向朝向所述进气流道的下游。

[0023] 在一些实施例中，所述进气流道的上游端安装有法兰。

[0024] 在一些实施例中，所述进气流道安装有公头管和母头管其中之一，所述第一隔框安装有所述公头管和所述母头管其中另一；所述公头管和所述母头管可拆卸连接。

[0025] 本实用新型实施例还提供一种航空发动机，包括本实用新型任一技术方案所提供的航空发动机进气道。

[0026] 上述技术方案提供的航空发动机进气道，采用带有弧形板与第一隔框共同围成腔体，结构重量轻；并且，弧形板相当于一道鸟撞防线，使得航空发动机进气道从进气道唇口、第一隔框和第二隔框构成的三道鸟撞防线，变成四道鸟撞防线，即本实用新型的技术方案集成了防冰功能和抗鸟撞功能，同时满足进气道防冰与鸟撞功能，且结构简单易实现。并且，采用循环流动的热气除冰，减少了从发动机高压压气机的引气量，不过于影响发动机推力性能，使得推力损失小。

附图说明

[0027] 此处所说明的附图用来提供对本实用新型的进一步理解，构成本申请的一部分，本实用新型的示意性实施例及其说明用于解释本实用新型，并不构成对本实用新型的不当限定。在附图中：

[0028] 图1为本实用新型实施例提供的航空发动机进气道立体结构示意图；

[0029] 图2为本实用新型实施例提供的航空发动机进气道的第一隔框、弧形板以及进气流道连接关系示意图；

[0030] 图3为本实用新型实施例提供的航空发动机进气道剖视结构示意图；

[0031] 图4为图3的A局部放大示意图；

[0032] 图5为图3的B局部放大示意图。

具体实施方式

[0033] 下面结合图1～图5对本实用新型提供的技术方案进行更为详细的阐述。

[0034] 参见图1至图3，本实用新型实施例提供一种航空发动机进气道，包括进气道唇口1、第一隔框2、弧形板4以及进气流道5。进气道唇口1被构造为弧形的；第一隔框2与进气道唇口1连接，以形成环形的腔体3。弧形板4安装于腔体3中，弧形板4与第一隔框2固定连接。其中，弧形板4将腔体3分为第一腔体31和第二腔体32。弧形板4设置有第一气孔41，第一腔体31和第二腔体32通过第一气孔41连通。进气流道5与第一腔体31连通。其中，第二腔体32与进气流道5连通，以使得第二腔体32排出的气体至少部分再流回到进气流道5中。

[0035] 第一隔框2是环形的，具有第一通孔20，该第一通孔20作为航空发动机的进气流道，即图3中流道面示意的位置。进气道唇口1为弧形拱起的板，进气道唇口1覆盖第一隔框2，并且，第一隔框2和进气道唇口1形成了类似于D形的腔体3。第一隔框2与进气道唇口1形成的环形的腔体3中增加弧形板4。弧形板4的凸侧朝着进气道唇口1，弧形板4的凹侧朝向第一隔框2。整个环形的腔体3被分为了两个部分：第一腔体31和第二腔体32。进气流道5将热气引入到第一腔体31中，在第一腔体31中聚集，然后经由弧形板4的第一气孔41喷射进入第二腔体32中。然后对作为第二腔体32内壁的进气道唇口1进行加热，以实现除冰。由于弧形板4安装在腔体3中，不再需要相关技术中的笛形管，也不再存在因为笛形管的安装固定引发振动问题。

[0036] 进一步地，上述技术方案，航空发动机进气道采用热气防冰，进气流道5从发动机高压压气机引入的热气，通过第一腔体31、第一气孔41、第二腔体32导入到进气道唇口1的前缘，通过喷射热气对进气道前缘进气道唇口1的结冰部位进行除冰。并且，经由第二腔体32的热气会再引入到进气流道5中，明显地减少了除冰需要引入的气体量；采用热气循环的方式，提高防冰热气使用效率，减少发动机引气量及发动机引气带来的性能损失，方案结构重量轻、易装配。

[0037] 参见图3和图4，在一些实施例中，第一气孔41设置于弧形板4的凸起顶端，第一气孔41设置有多个。这使得气流经由特定的路径进入到第二腔体32中，气流的流道路径得到延长，从而改善了除冰效果。

[0038] 参见图1至图2，将第二腔体32内的热气引回到进气流道5的方式有多种，在一些实施例中，航空发动机进气道还包括第二隔框6、第一壁板7以及第二壁板8。第二隔框6与第一隔框2间隔布置。第一壁板7连接第一隔框2和第二隔框6。第二壁板8也连接第一隔框2和第二隔框6。其中，第一隔框2、第二隔框6、第一壁板7和第二壁板8围成过渡腔9；第二腔体32通过过渡腔9与进气流道5连通。

[0039] 第二隔框6具有第二通孔60。第一壁板7是环形的筒状结构，第二壁板8也是环形的筒状结构。第一壁板7的一端与第一隔框22的第一通孔20的边缘固定连接，第一壁板7的另一端与第二隔框6的第二通孔60的边缘固定连接。第二壁板8的一端与第一隔框2的外侧边缘固定连接。第二壁板8的另一端与第二隔框6的外侧边缘固定连接。第二壁板8围设在第一壁板7的外侧。第一壁板7、第二壁板8、第一隔框2和第二隔框6四者围成了过渡腔9。

[0040] 此时，整个热气的流动路径为：从进气流道5流入到第一腔体31，然后经由第一气

孔41进入到第二腔体32，再从第二腔体32流入到过渡腔9中，最后从过渡腔9流回进气流道5。

[0041] 参见图3和图4，在一些实施例中，第一隔框2位于第二腔体32内的部分设置有第二气孔21，通过第二气孔21过渡腔9与第二腔体32连通。进气流道5的部分区域位于过渡腔9内部，进气流道5的壁体开设在有第三气孔51，过渡腔9经过第三气孔51与进气流道5连通。

[0042] 第二气孔21比如设置多个，多个第二气孔21相对集中地设置在一处。这种设置方式，使得第二腔体32内的气流，只能从第二气孔21中流出，其他地方没有流出途径，这可以延长热气的流动路径，改善热气对进气道唇口1的除冰效果。

[0043] 参见图3和图5，第三气孔51设置在进气流道5比较靠近下游的位置，第三气孔51的流通面积与所需要引回的气流量相关。所需要的回流气流量大，则第三气孔51的流通面积也可以设置的比较大。反之，则可以设置得较小。

[0044] 参见图3和图5，在一些实施例中，第三气孔51被构造为大端开口朝向进气流道5的下游、小段开口朝向进气流道5的上游。第三气孔51采用这种设置方式，使得进气流道5中的高速气流能够带着位于过渡腔9中的气流流动到进气流道5中。

[0045] 继续参见图3和图5，在第三气孔51处形成有喇叭形状的环，该环的小端与进气流道5外壁贴合，该环的大端朝向进气流道5的下游。这种结构使得第三气孔51形成喇叭形状，且开口朝向下游，过渡腔9中的热气不会自动流入到进气流道5中，而是被进气流道5中的高速气流带出来。

[0046] 继续参见图3和图5，在一些实施例中，过渡腔9的壁体开设有使得过渡腔9和外部环境连通的第四气孔91。在不需要将过渡腔9内的热气引回进气流道5时或者不需要将太多热气引回进气流道5时，将过渡腔9内的热气经由第四气孔91排出。

[0047] 参见图5，在一些实施例中，第三气孔51和/或第四气孔91中设置有导向叶片13，导向叶片13被构造为格栅状的。根据热气流速、流场设置格栅状的导向叶片13，以使得气流按照所需要的进口角、出口角流动，便于热气回流、排出。其中，第三气孔51处设置的导向叶片13利于热气回流。第四气孔91处设置的导向叶片13利于热气排出。

[0048] 在一些实施例中，第四气孔91的开口方向朝向进气流道5的下游，以方便气体流出。

[0049] 继续参见图3，下面介绍热气的整体流动路径。具体来说，进气流道5中的热气S进入到第一腔体31中，然后经过第一气孔41进入到第二腔体32中，然后经过第二气孔21进入到过渡腔9中，然后分为两个部分：回流气流S1和排放气流S2。大部分作为回流热气S1经由第三气孔51后端开口再次导入进气流道5内，实现热气循环和防冰热气的充分利用；而小部分作为排放气流S2通过连接在第二壁板8的格栅上的第四气孔91排入大气。通过流量和压力调节，以控制重新参与热循环防冰和排入大气的两部分热气流量比例，从而实现防冰热循环热气效率最优化。

[0050] 参见图4，在一些实施例中，进气流道5安装有公头管10和母头管11其中之一，第一隔框2安装有公头管10和母头管11其中另一；公头管10和母头管11可拆卸连接。

[0051] 参见图5，在一些实施例中，进气流道5的上游端安装有法兰12。发动机热气EBU引气管与进气流道5通过法兰12对接，该法兰12包括两个：EBU法兰12和引气管后法兰12，两者焊接固定。EBU法兰12与发动机热气EBU引气管焊接固定，引气管后法兰12与引气流道焊接

固定。并且，第二隔框6还与引气管后法兰12螺栓连接。

[0052] 本实用新型实施例还提供一种航空发动机，包括本实用新型任一技术方案所提供的航空发动机进气道。

[0053] 在本实用新型的描述中，需要理解的是，术语“中心”、“纵向”、“横向”、“前”、“后”、“左”、“右”、“竖直”、“水平”、“顶”、“底”、“内”、“外”等指示的方位或位置关系为基于附图所示的方位或位置关系，仅是为便于描述本实用新型和简化描述，而不是指示或暗指所指的装置或元件必须具有特定的方位、为特定的方位构造和操作，因而不能理解为对本实用新型保护内容的限制。

[0054] 最后应说明的是：以上实施例仅用以说明本实用新型的技术方案，而非对其限制；尽管参照前述实施例对本实用新型进行了详细的说明，本领域的普通技术人员应当理解：其依然可以对前述各实施例所记载的技术方案进行修改，或者对其中部分技术特征进行等同替换，但这些修改或者替换，并不使相应技术方案的本质脱离本实用新型各实施例技术方案的精神和范围。

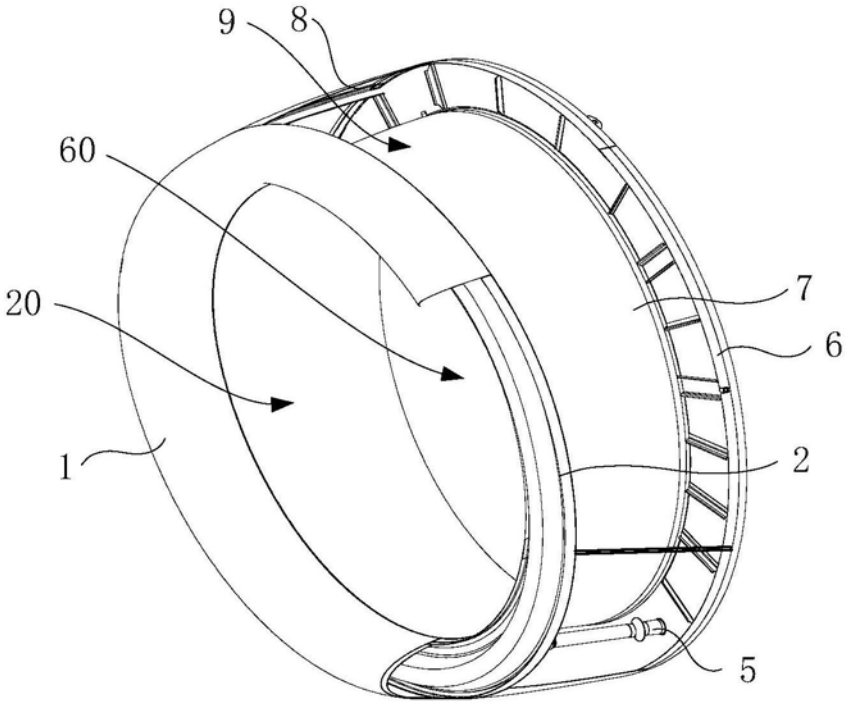


图1

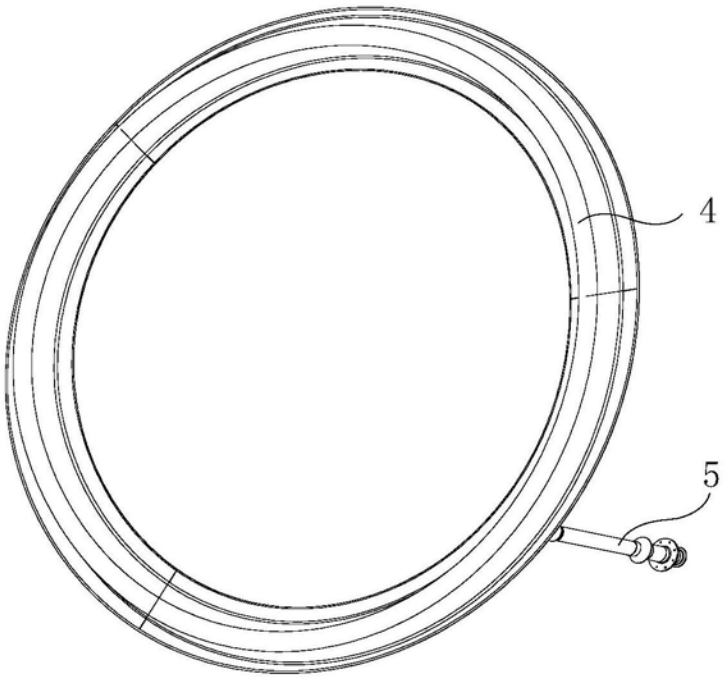


图2

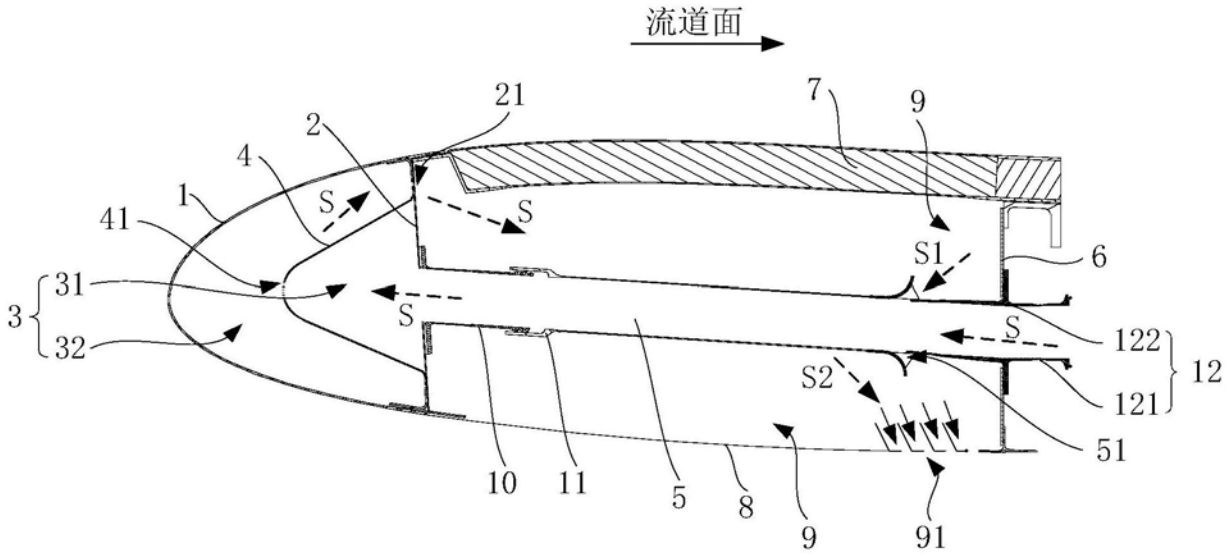

流道面
21
7
9
2
4
1
S
S
41
S1
6
31
3
S
S
122
32
12
S2
121
51
10
11
5
8
9
91

图3

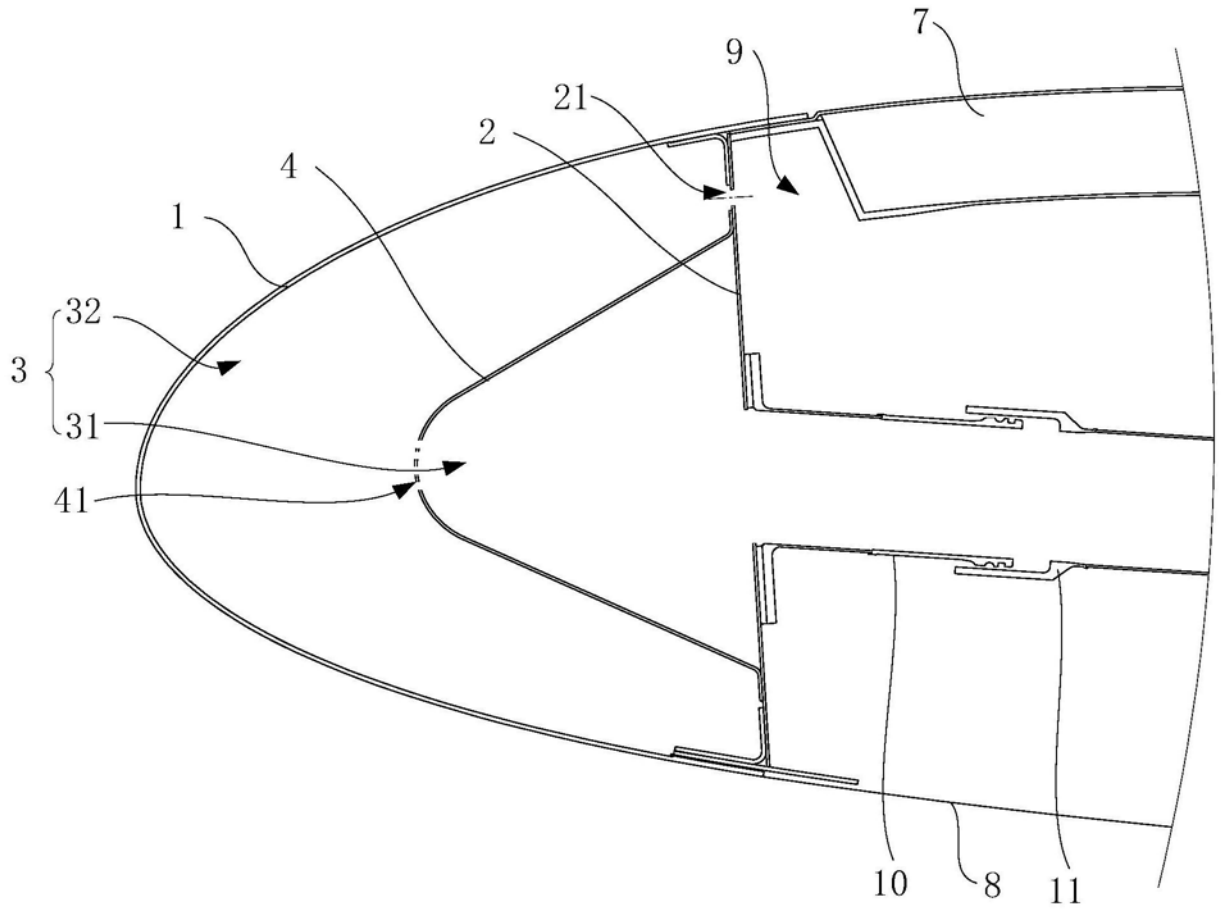

7
9
21
2
4
1
32
3
31
41
10
8
11

图4

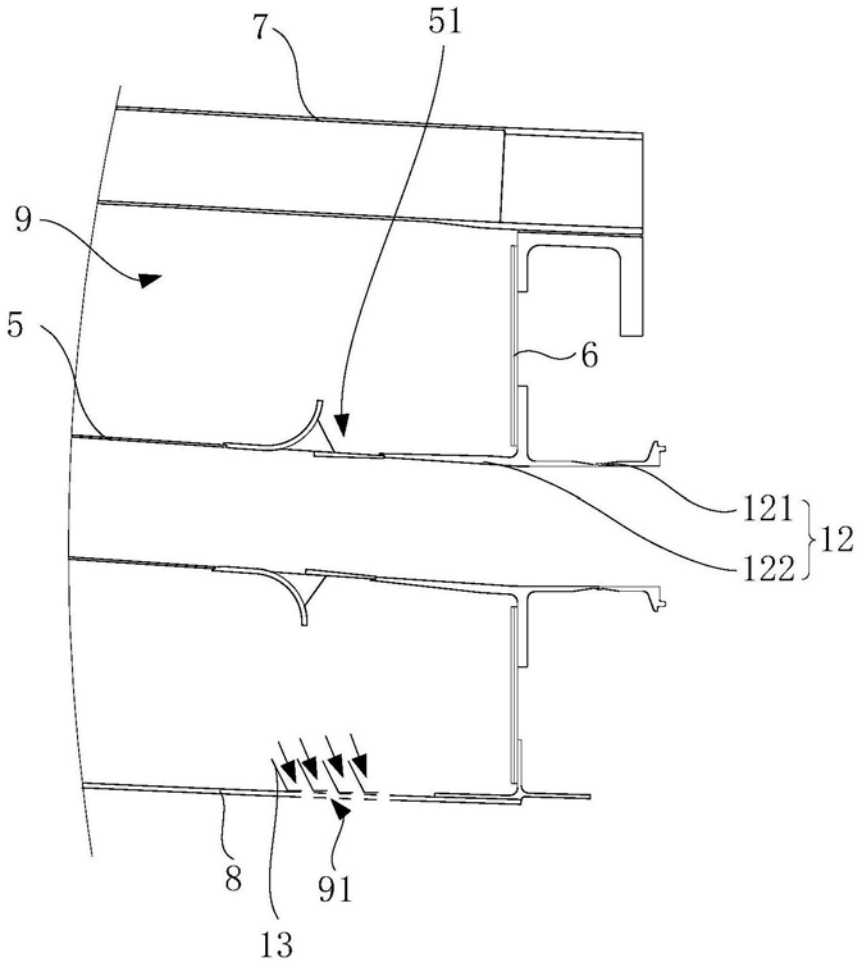


图5