(19)国家知识产权局

(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 114483314 A
(43)申请公布日 2022.05.13

(21)申请号 202210169195.7

(22)申请日 2022.02.24

(71)申请人 南京航空航天大学
地址 210001 江苏省南京市秦淮区御道街29号

(72)发明人 刘蕾 李中汇 虞冬寅 陈天祥 王彪

(74)专利代理机构 杭州泓呈祥专利代理事务所(普通合伙) 33350
专利代理师 王丰

(51)Int.Cl.
F02C 7/047(2006.01)
B64D 15/04(2006.01)

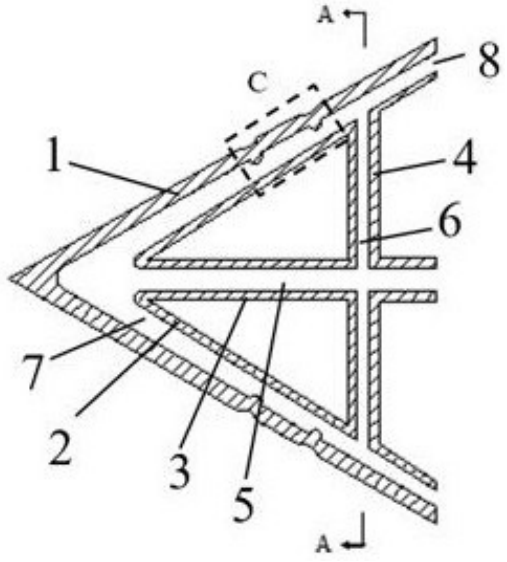
权利要求书1页 说明书3页 附图3页

(54)发明名称

一种多孔射流冲击的帽罩换热结构

(57)摘要

本发明属于航空发动机旋转帽罩的结构领域，尤其涉及一种多孔射流冲击的帽罩换热结构，它包括帽罩外壳、帽罩内壳、主流热气管、支流热气管、主流热气流动通道、支流热气流动通道、热气换热通道、环形热气出口通道，其中帽罩外壳的内壁面中间环形区域，设有多排周向均匀分布的半球凸起物或螺旋凸起物，帽罩外壳的外壁面中间区域设有与内壁面相同数量的凹坑或螺旋槽；该结构在帽罩前端设置的结构便于收集水滴，且该结构强化帽罩前端的换热强度，在帽罩后端增设热气来源，更充分的利用热气中的能量，起到更优的防冰效果。



CN 114483314 A

1.一种多孔射流冲击的帽罩换热结构，其特征在于：包括帽罩外壳(1)、帽罩内壳(2)、主流热气管(3)、支流热气管(4)、主流热气流动通道(5)、支流热气流动通道(6)、热气换热通道(7)、环形热气出口通道(8)，所述帽罩外壳(1)的内壁面与帽罩内壳(2)的外壁面形成热气换热通道(7)；

所述帽罩外壳(1)外壁面的前端为锥面，帽罩外壳(1)内壁面的前端为倒圆的锥形曲面；

所述热气换热通道(7)为渐缩通道，帽罩内壳(2)的母线与轴线的夹角α2较帽罩外壳(1)的母线与轴线的夹角α1大1°~3°；

所述帽罩外壳(1)的外壁面设有凹陷，帽罩外壳(1)的内壁面设有凸起物，凹陷和凸起物在帽罩外壳(1)外壁面和内壁面上一一对应；

多个所述支流热气管(4)均匀分布在主流热气管(3)上；

所述主流管长度为L，主流热气管(4)与支流热气管(3)连接在主流热气管的前半部分，且具体范围为1/4~1/3主流热气管长L位置处。

2.根据权利1所述的一种多孔射流冲击的帽罩换热结构，其特征在于：所述帽罩外壳(1)外壁面的凹陷为凹坑(9)，所述帽罩外壳(1)的内壁面的凸起物为半球凸起物(10)。

3.根据权利1所述的一种多孔射流冲击的帽罩换热结构，其特征在于：所述帽罩外壳(1)的外壁面的凹陷为螺旋槽(11)，所述帽罩外壳(1)的内壁面的凸起物为螺旋凸起物(12)。

4.根据权利2所述的一种多孔射流冲击的帽罩换热结构，其特征在于：多个所述凹坑(9)在帽罩外壳(1)的外壁面上均匀分布，沿母线可布置4~5排交叉排列的所述凹坑(9)。

5.根据权利4所述的一种多孔射流冲击的帽罩换热结构，其特征在于：多个所述半球凸起物(10)在帽罩外壳(1)的内壁面上均匀分布，沿母线可布置4~5排交叉排列的所述半球凸起物(10)。

6.根据权利3所述的一种多孔射流冲击的帽罩换热结构，其特征在于：多个所述螺旋槽(11)在帽罩外壳(1)的外壁面上均匀分布。

7.根据权利6所述的一种多孔射流冲击的帽罩换热结构，其特征在于：多个所述螺旋凸起物(12)在帽罩外壳(1)的内壁面上均匀分布。

8.根据权利1所述的一种多孔射流冲击的帽罩换热结构，其特征在于：帽罩外壳(1)的母线与轴线夹角α1的取值范围为30°~42°。

9.根据权利1所述的一种多孔射流冲击的帽罩换热结构，其特征在于：所述帽罩内壳(2)与主流热气管(3)连接处倒圆角。

10.根据权利1所述的一种多孔射流冲击的帽罩换热结构，其特征在于：所述主流热气管(3)内径d1与支流热气管(4)内径d2比值的范围为3~4。

一种多孔射流冲击的帽罩换热结构

技术领域

[0001] 本发明涉及航空发动机旋转帽罩的结构领域，具体为一种多孔射流冲击的帽罩换热结构。

背景技术

[0002] 飞机在含有过冷水滴的云层中飞行时，飞机的迎风表面，包括：机翼、尾翼、发动机旋转帽罩、支板等部件都会出现结冰现象。飞机的机翼和尾翼结冰时，会改变飞机原有设计的气动外形，会增大飞行阻力并降低升力；而发动机的旋转帽罩和支板结冰时，会严重改变发动机的内流特性，结冰严重时，附着在表面上方的冰块脱落后，会被吸入发动机，被吸入的冰片很有可能打伤发动机叶片，对于发动机的安全运转构成严重威胁，更恶劣的情况下还会造成机毁人亡的惨剧。为此，在发动机的设计研制过程中，考虑发动机旋转帽罩的防冰问题十分有必要。

[0003] 现有的航空发动机旋转帽罩主要通过从高压压气机引入的热气与帽罩进行对流换热，以达到防止撞击到帽罩的过冷水滴结冰或融冰的效果。考虑到撞击并附着在帽罩上的水滴通常能形成连续水膜，该情况下结冰通常相对规则且不易掉落，而目前常规的帽罩结构其内部热气流动通道并不具有明显强化换热的效果，这使得若保障飞行安全，通常得消耗大量热气，这又会对飞机推力造成不小的影响。

发明内容

[0004] 为解决现有技术中的上述缺陷，本发明公开一种多孔射流冲击的帽罩换热结构，来克服或至少减轻现有技术中的至少一个上述问题，它是采用以下技术方案来实现的。

[0005] 一种多孔射流冲击的帽罩换热结构，包括帽罩外壳、帽罩内壳、主流热气管、支流热气管、主流热气流动通道、支流热气流动通道、热气换热通道、环形热气出口通道，所述帽罩外壳的内壁面与帽罩内壳的外壁面形成热气换热通道。

[0006] 所述帽罩外壳外壁面的前端为锥面，帽罩外壳内壁面的前端为倒圆的锥形曲面。

[0007] 所述热气换热通道为渐缩通道，帽罩内壳的母线与轴线的夹角α2较帽罩外壳的母线与轴线的夹角α1大1°~3°。

[0008] 所述帽罩外壳的外壁面设有凹陷，帽罩外壳的内壁面设有凸起物，凹陷和凸起物在帽罩外壳外壁面和内壁面上一一对应。

[0009] 多个所述支流热气管均匀分布在主流热气管上。

[0010] 所述主流管长度为L，主流热气管与支流热气管连接在主流热气管的前半部分，且具体范围为1/4~1/3主流热气管长L位置处。

[0011] 作为本发明进一步改进，所述帽罩外壳外壁面的凹陷为凹坑，所述帽罩外壳的内壁面的凸起物为半球凸起物。

[0012] 作为本发明进一步改进，所述帽罩外壳的外壁面的凹陷为螺旋槽，所述帽罩外壳的内壁面的凸起物为螺旋凸起物。

[0013] 作为本发明进一步改进，多个所述凹坑在帽罩外壳的外壁面上均匀分布，沿母线可布置4~5排交叉排列的所述凹坑。

[0014] 作为本发明进一步改进，多个所述半球凸起物在帽罩外壳的内壁面上均匀分布，沿母线可布置4~5排交叉排列的所述半球凸起物。

[0015] 作为本发明进一步改进，多个所述螺旋槽在帽罩外壳的外壁面上均匀分布。

[0016] 作为本发明进一步改进，多个所述螺旋凸起物在帽罩外壳的内壁面上均匀分布。

[0017] 作为本发明进一步改进，帽罩外壳的母线与轴线夹角α1的取值范围为30°~42°。

[0018] 作为本发明进一步改进，所述帽罩内壳与主流热气管连接处倒圆角。

[0019] 作为本发明进一步改进，所述主流热气管内径d1与支流热气管内径d2比值的范围为3~4。

[0020] 与现有技术相比，本发明的有益效果是：强化了设置帽罩外壳内壁面凸起物所在区域的对流换热强度，也增大了换热面积；收缩的换热通道能增大热气的流动速度，也起到了强化换热的作用；外壳内壁面设置的凹坑或螺旋槽，可以较大收集帽罩表面的水滴，从而避免水滴在帽罩形成连续完整的液膜而使其难以脱离帽罩表面的问题，落在凹坑或螺旋槽内的水滴正好对应内壁处较大的换热量，这有利于水滴的蒸发，减少其结冰量；支流热气管的热气来源，可防止帽罩后端出现热量供给不足，从而达到更好的防冰效果。

附图说明

[0021] 图1为实施例1帽罩换热结构的左视图。

[0022] 图2为实施例1帽罩换热结构的主视图。

[0023] 图3为实施例1帽罩换热结构的图1中A-A处的剖面视图。

[0024] 图4为实施例1帽罩换热结构的图1中C处的放大图。

[0025] 图5为实施例2帽罩换热结构的左视图。

[0026] 图6为实施例2帽罩换热结构的主视图。

[0027] 图7为实施例2帽罩换热结构的图5中B-B处的剖面视图。

[0028] 图8为实施例2帽罩换热结构的图5中D处的放大图。

[0029] 图中编号名称：1、帽罩外壳；2、帽罩内壳；3、主流热气管；4、支流热气管；5、主流热气流动通道；6、支流热气流动通道；7、热气换热通道；8、环形热气出口通道；9、凹坑；10、半球凸起物；11、螺旋槽；12、螺旋凸起物。

[0030] α1为帽罩外壳外壁面的母线与轴线夹角。

[0031] α2为帽罩内壳的母线与轴线的夹角。

[0032] d1为主流热气管内径。

[0033] d2为支流热气管内径。

[0034] L为主流热气管长度。

具体实施方式

[0035] 以下将参照附图来描述本发明；但是应该理解，这些描述只是示例性的，而并非要限制本公开的范围。此外，在以下说明中，省略了对公知结构和技术的描述，以避免不必要地混淆本公开的概念。在此使用的所有术语(包括技术和科学术语)具有本领域技术人员通

常所理解的含义，除非另外定义。应注意，这里使用的术语应解释为具有与本说明书的上下文相一致的含义，而不应以理想化或过于刻板的方式来解释。本发明的附图中的结构只是示意性的，不作为具体比例、形状、安装关系的限定；附图中的结构只是便于本发明的理解，不作为实际需求的限定。对于本发明的附图中结构的安装，采用现有技术处理即可，附图不作为具体的限定。

[0036] 如图1、5所示，一种多孔射流冲击的帽罩换热结构，包括帽罩外壳1、帽罩内壳2。帽罩外壳1外壁面的前端为锥面，帽罩外壳1内壁面的前端为倒圆的锥形曲面，帽罩外壳1的母线与轴线的夹角α1的常规取值范围为30°~42°，帽罩外壳1的内壁面与帽罩内壳2的外壁面围成的热气换热通道7为渐缩通道，帽罩内壳2的母线与轴线的夹角α2较帽罩外壳1的母线与轴线的夹角α1大1°~3°，只需起到流道面积收缩效果即可。帽罩内壳2上设有一个主流热气管3和多个支流热气管4，多个支流热气管4均匀分布在主流热气管3上。帽罩外壳1的外壁面设有凹陷，帽罩外壳1的内壁面设有凸起物，凹陷和凸起物在帽罩外壳上一一对应。如图3、7所示，主流热气管3内径d1与支流热气管4内径d2比值的范围为3~4，内径比的选取主要由热量需求分配所决定，通常3~4较优；主流热气管3与支流热气管4连接在1/4~1/3主流热气管3长L位置处，该位置为帽罩尾端供热不足区域。

[0037] 一种多孔射流冲击的帽罩换热结构的实施例1：如图2、4所示，帽罩外壳1的外壁面设有凹坑9，帽罩外壳1的内壁面设有半球凸起物10，多个凹坑9在帽罩外壳1的外壁面上均匀分布，沿母线可布置4~5排交叉排列的所述凹坑9。多个半球凸起物10在帽罩外壳1的内壁面上均匀分布，沿母线可布置4~5排交叉排列的半球凸起物10。

[0038] 一种多孔射流冲击的帽罩换热结构的实施例2：如图6、8所示，帽罩外壳1的外壁面设有螺旋槽11，帽罩外壳1的内壁面设有螺旋凸起物12，多个螺旋槽11在帽罩外壳1的外壁面上均匀分布，多个螺旋凸起物12在帽罩外壳1的内壁面上均匀分布，螺旋槽结构螺旋方向与帽罩旋转方向相反，起到集中收集和拖甩水滴的作用。

[0039] 工作原理：

热气主要通过主流热气流动通道5进入热气换热通道7，再从环形热气出口通道8流出，在流道面积逐渐减小的热气换热通道7内流动时，能够增大热气的流动速度，实施例1中帽罩外壳1内壁面的半球凸起物10和实施例2中帽罩外壳1内壁面的螺旋凸起物12都能够起到增大热气扰动，削弱边界层影响的效果，同时强化对流换热系数和增大换热面积的作用，实现强化凸起物所在区域的传热量；而凸起物对应帽罩外壳的外壁面上，在实施例1和实施例2中分别设有凹坑9和螺旋槽11，相比于基本型的帽罩结构，此类结构中的凹坑9和螺旋槽11更容易收集撞击而来的水滴，由于对应下方能够得到更大的传热量，因此更容易蒸发水滴。另一部分热气会通过支流热气流动通道5进入热气换热通道6。

[0040] 综上所述，本发明的主要有益效果是：克服帽罩外壳1的前端所消耗的热气能量过多而造成帽罩外壳1尾端热量供给不足的问题，使得整个帽罩外壳1的内壁面都能有足量且合适的加热量，从而达到更好的防冰效果。

[0041] 如上即为本发明的实施例。上述实施例仅是为了清楚描述一种多孔射流冲击的帽罩换热结构，并非用以限制本发明的专利保护范围，本发明的专利保护范围仍然以其权利要求书为准，凡是运用本发明的说明书及附图内容进行的任何改进、替换等，均属于本发明保护的范围。

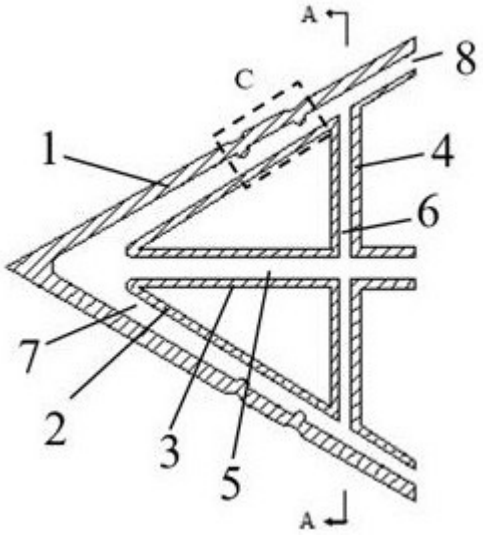


图1

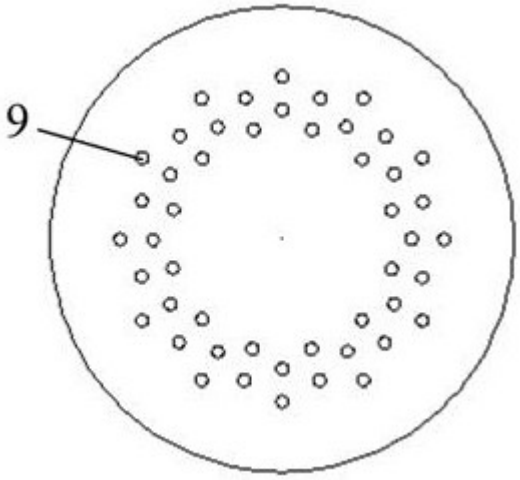


图2

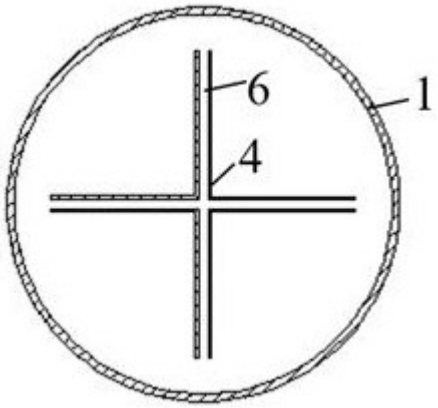


图3

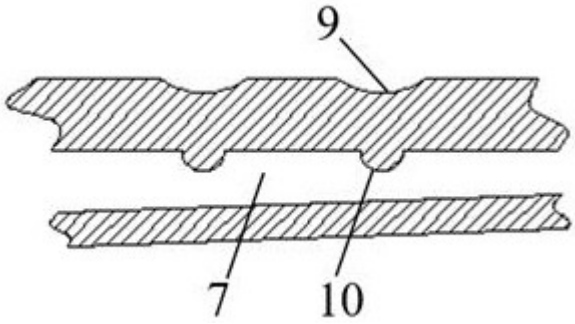


图4

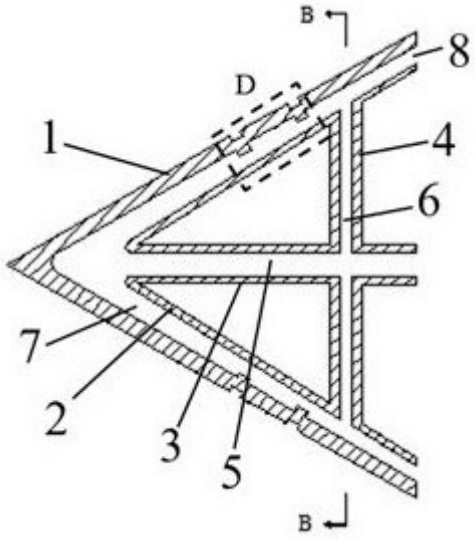


图5

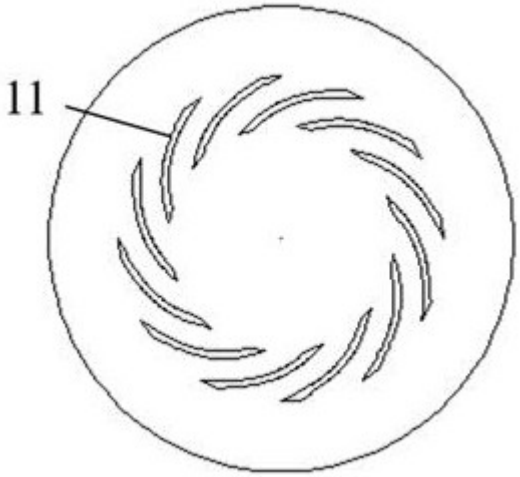


图6

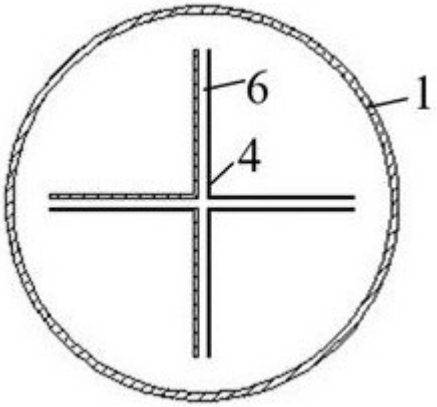


图7

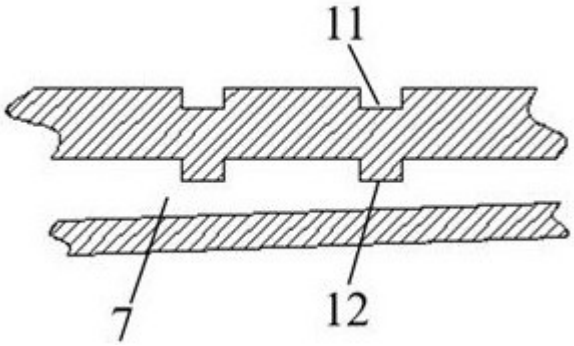


图8