



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 111927560 A

(43) 申请公布日 2020. 11. 13

(21) 申请号 202010756608.2

(22) 申请日 2020.07.31

(71) 申请人 中国航发贵阳发动机设计研究所  
地址 550081 贵州省贵阳市云潭北路602号  
中国航发贵阳发动机设计研究所

(72) 发明人 吴帝佳 赵熙 黄顺兵 林莉  
王开明 蒋竞升

(74) 专利代理机构 中国航空专利中心 11008  
代理人 杜永保

(51) Int. Cl.

F01D 5/00 (2006.01)

F01D 5/08 (2006.01)

F01D 9/04 (2006.01)

F01D 11/04 (2006.01)

F01D 9/02 (2006.01)

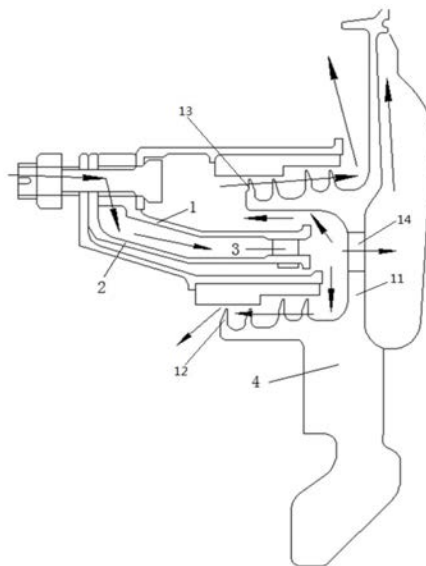
权利要求书1页 说明书4页 附图2页

(54) 发明名称

一种低位进气叶型式预旋喷嘴结构

(57) 摘要

本发明公开了一种低位进气叶型式预旋喷嘴结构,包括外环、内环、导流片和篦齿盘,外环与内环之间形成一个与外部连通的环腔,环腔包括进气口、环腔本体和出气口,内环上设置有若干的径向分布的安装孔,安装孔位于环腔的出气口处,导流片数量与安装孔一致,导流片的底部一一对应的设置在安装孔内,导流片的顶部与外环内壁面过盈装配,篦齿盘包括盘体、内篦齿、外篦齿,内篦齿、外篦齿均为环形结构,内篦齿、外篦齿同轴设置在盘体上,内篦齿、外篦齿之间周向上设置有若干轴向通孔,环腔的出气口与轴向通孔位置相对,本发明的低位进气叶型式预旋喷嘴结构能使冷气流量减少30%,冷气进口温度降低30K,满足现有高压涡轮转子叶片全状态的温度需求。



1. 一种低位进气叶型式预旋喷嘴结构,其特征在于:包括外环(1)、内环(2)、导流片(3)和篦齿盘(4),所述的外环(1)与内环(2)之间形成一个与外部连通的环腔,所述的环腔包括进气口(10)、环腔本体(8)和出气口(9),所述的内环(2)上设置有若干的径向分布的安装孔,所述的安装孔位于环腔的出气口(9)处,所述的导流片(3)数量与所述的安装孔一致,所述导流片(3)的底部一一对应的设置在安装孔内,所述导流片(3)的顶部与外环(1)内壁面过盈装配,所述的篦齿盘(4)包括盘体(11)、内篦齿(12)、外篦齿(13),所述的内篦齿(12)、外篦齿(13)均为环形结构,所述的内篦齿(12)、外篦齿(13)同轴设置在盘体(11)上,内篦齿(12)、外篦齿(13)之间周向上设置有若干轴向通孔(14),所述的环腔的出气口(9)与轴向通孔(14)位置相对。

2. 根据权利要求1所述的一种低位进气叶型式预旋喷嘴结构,其特征在于:所述的导流片(3)包括叶盆(5)、叶背(6)、前缘和尾缘,所述的叶盆(5)及叶背(6)的轮廓度均为0.15,所述的前缘为半径0.45-0.5mm的圆弧,所述的尾缘为半径0.17-0.19mm的圆弧。

3. 根据权利要求2所述的一种低位进气叶型式预旋喷嘴结构,其特征在于:所述的导流片(3)弦长为16-17mm。

4. 根据权利要求1所述的一种低位进气叶型式预旋喷嘴结构,其特征在于:所述的导流片(3)及安装孔的数量均为65个。

5. 根据权利要求1所述的一种低位进气叶型式预旋喷嘴结构,其特征在于:所述的导流片(3)的叶型安装角为 $22^{\circ}17'$ - $22^{\circ}57'$ 。

6. 根据权利要求1所述的一种低位进气叶型式预旋喷嘴结构,其特征在于:相邻导流片(3)之间的最小距离为2.3-2.34mm。

7. 根据权利要求1所述的一种低位进气叶型式预旋喷嘴结构,其特征在于:所述的内环(2)与外环(1)通过螺栓连接。

8. 根据权利要求1所述的一种低位进气叶型式预旋喷嘴结构,其特征在于:所述的内篦齿(12)包括4道并列的篦齿,其中靠近盘体(11)的2道篦齿的半径大于远离盘体(11)的2道篦齿。

9. 根据权利要求1所述的一种低位进气叶型式预旋喷嘴结构,其特征在于:所述的外篦齿(13)包括4道并列的篦齿,其中靠近盘体(11)的2道篦齿的半径大于远离盘体(11)的2道篦齿。

10. 根据权利要求1所述的一种低位进气叶型式预旋喷嘴结构,其特征在于:所述的内篦齿(12)、外篦齿(13)之间的轴向通孔(14)数量为20个,半径为13.3mm。

## 一种低位进气叶型式预旋喷嘴结构

### 技术领域

[0001] 本发明属于航空发动机空气系统设计技术领域,涉及一种低位进气叶型式预旋喷嘴结构。

### 背景技术

[0002] 涡轮转子叶片是涡轮中的核心零件,工作环境非常苛刻,长期工作温度为1000℃以上、转速为10000r/min以上,承受着巨大的离心力、热应力和气动弯矩载荷,受到高温燃气的冲刷和腐蚀。而且随着发动机推力的提高,相应的涡轮前总温也在提高,这对涡轮转子叶片强度、寿命提出了更高的要求。要解决上述问题,除了提高涡轮叶片材料的热强度之外,对涡轮叶片进行冷却设计也是当下的发展路径。由于涡轮叶片的冷却气流来自风扇或压气机,引气流量过大,会导致发动机性能下降,引气量过小,也不满足涡轮叶片冷却需求。这对进入涡轮叶片的冷却气流就有一定的流量和温度需求。

[0003] 航空发动机空气系统是指:发动机主燃气通道中的气流之外的气流系统。其主要功能之一是将引自压气机的冷气通过空气系统元件流向具有一定流量和温度要求的高温部件(涡轮)。其中空气系统元件指具有一定流阻和换热特性的零件或装置。预旋喷嘴作为空气系统的关键元件之一,基本原理是将进入转子叶片前的冷却气流沿涡轮盘转动方向产生周向速度,使冷气与转子叶片之间的相对总温下降,进而实现降低叶片冷气进口温度、减少冷气用量的功能。以达到提高叶片的降温效果和减少压气机引气量的目的。

### 发明内容

[0004] 本发明的目的是针对现有航空燃气涡轮风扇发动机对高压涡轮转子叶片的冷却要求,采用低位布置的叶型式预旋喷嘴结构,以解决高压涡轮转子叶片冷却设计对进口冷气的流量和温度需求问题。

[0005] 本发明的技术方案:

[0006] 一种低位进气叶型式预旋喷嘴结构,包括外环、内环、导流片和篦齿盘,所述的外环与内环之间形成一个与外部连通的环腔,所述的环腔包括进气口、环腔本体和出气口,所述的内环上设置有若干的径向分布的安装孔,所述的安装孔位于环腔的出气口处,所述的导流片数量与所述的安装孔一致,所述导流片的底部一一对应的设置在安装孔内,所述导流片的顶部与外环内壁面过盈装配,所述的篦齿盘包括盘体、内篦齿、外篦齿,所述的内篦齿、外篦齿均为环形结构,所述的内篦齿、外篦齿同轴设置在盘体上,内篦齿、外篦齿之间周向上设置有若干轴向通孔,所述的环腔的出气口与轴向通孔位置相对。

[0007] 进一步的,所述的导流片包括叶盆、叶背、前缘和尾缘,所述的叶盆及叶背的轮廓度均为0.15,所述的前缘为半径0.45-0.5mm的圆弧,所述的尾缘为半径0.17-0.19mm的圆弧。

[0008] 进一步的,所述的导流片弦长为16-17mm。

[0009] 进一步的,所述的导流片及安装孔的数量均为65个。

- [0010] 进一步的,所述的导流片的叶型安装角为 $22^{\circ}17'$ - $22^{\circ}57'$ 。
- [0011] 进一步的,相邻导流片之间的最小距离为2.3-2.34mm。
- [0012] 进一步的,所述的内环与外环通过螺栓连接。
- [0013] 进一步的,所述的内篦齿包括4道并列的篦齿,其中靠近盘体的2道篦齿的半径大于远离盘体的2道篦齿。
- [0014] 进一步的,所述的外篦齿包括4道并列的篦齿,其中靠近盘体的2道篦齿的半径大于远离盘体的2道篦齿。
- [0015] 进一步的,所述的内篦齿、外篦齿之间的轴向通孔数量为20个,半径为13.3mm。
- [0016] 有益技术效果:提出一种低位进气叶型式预旋喷嘴结构,在原有高压涡轮转子叶片温度场水平不变的情况下,经计算和试验验证,本发明的低位进气叶型式预旋喷嘴结构能使冷气流量减少30%,冷气进口温度降低30K,满足现有高压涡轮转子叶片全状态的温度需求;同时减少了引气用量,利于发动机性能提升。

### 附图说明

- [0017] 图1是本发明外环、内环、导流片安装位置示意图;
- [0018] 图2是本发明安装结构示意图;
- [0019] 图3是本发明导流片示意图;
- [0020] 其中,1-外环,2-内环,3-导流片,4-篦齿盘,5-叶盆,6-叶背,7、螺栓,8、环腔本体,9、出气口,10、进气口,11、盘体,12、内篦齿,13、外篦齿,14、轴向通孔。

### 具体实施方式

[0021] 下面对照附图,通过对实施例的描述,对本发明的具体实施方式如所涉及的各构件的形状、构造、各部分之间的相互位置及连接关系、各部分的作用及工作原理、制造工艺及操作使用方法等,作进一步详细的说明,以帮助本领域的技术人员对本发明的构思、技术方案有更完整、准确和深入的理解。

[0022] 本发明属于航空发动机空气系统,是系统的关键元件之一,具体涉及一种低位进气叶型式预旋喷嘴,本发明为满足高压涡轮转子叶片冷气进口流量需求,利用S2流面理论将导流片设计类似为涡轮导向叶片的叶型,该叶型具有高流量系数,低压力损失的特点。以在满足高压涡轮转子叶片温度水平下尽量减少冷气用量。

[0023] 同时,考虑高压涡轮转子叶片冷气进口温度和高焓级间封严的需求,采用低位布置预旋喷嘴,低位布置有利于控制级间封严泄漏量不至于过大,同时也能满足高压涡轮转子叶片冷气进口温度要求。

[0024] 如图1、2所示,一种低位进气叶型式预旋喷嘴结构,包括外环1、内环2、导流片3和篦齿盘4,所述的外环1与内环2之间形成一个与外部连通的环腔,所述的环腔包括进气口10、环腔本体8和出气口9,所述的内环2上设置有若干的径向分布的安装孔,所述的安装孔位于环腔的出气口9处,所述的导流片3数量与所述的安装孔一致,导流片3底部尺度稍微大于安装孔尺寸,所述导流片3的底部一一对应的设置在安装孔内,与安装孔为过盈配合,既可以方便导流片3的牢固安装,又便于拆卸,所述导流片3的顶部顶住外环1内壁面,导流片3顶部与外环1内壁面过盈装配,导流片3两端还分别与内、外环1的内壁面垂直,所述的篦齿

盘4包括盘体11、内篦齿12、外篦齿13,所述的内篦齿12、外篦齿13均为环形结构,所述的内篦齿12、外篦齿13同轴设置在盘体11上,内篦齿12位于盘体11靠近中心的位置,外篦齿13位于内篦齿12外侧,内篦齿12、外篦齿13之间周向上设置有20个轴向通孔14,轴向通孔14沿盘体11轴向均布,轴向通孔14直径为13.3mm,在保证盘体11机械强度足够的同时,又可以保证气流的通常,所述的环腔的出气口9与轴向通孔14位置相对,确保环腔出气口9流出的气体能绝大部分进入到轴向通孔14内。

[0025] 如图3所示,根据S2S2流面理论计算结构,本发明的导流片3包括叶盆4、叶背5、前缘和尾缘,所述的叶盆4及叶背5的轮廓度均为0.15,所述的前缘为半径0.45-0.5mm的圆弧倒角,优选0.45mm,所述的尾缘为半径0.17-0.19mm的圆弧,优选0.17mm;所述的导流片3弦长为16-17mm,优选16.5mm,导流片3及安装孔的数量均为65个;导流片3的叶型安装角为 $22^{\circ}17'-22^{\circ}57'$ ,相邻导流片3之间的最小距离为2.3-2.34mm,优选2.32mm。该叶型导流片3的参数设计具有高流量系数,低压力损失的特点。以在满足高压涡轮转子叶片温度水平下尽量减少冷气用量。

[0026] 导流片3采用钛合金或镍合金材料制成,钛合金具有强度很高、抗腐蚀性能良好、抗疲劳能力良好、热导率和膨胀系数小等优点,可以在 $350\sim 450^{\circ}\text{C}$ 以下长期使用,而低温可使用到 $-196^{\circ}\text{C}$ 。

[0027] 所述的内环2与外环1通过螺栓7连接或焊接,螺栓7连接可以便与安装和拆卸,且固定牢靠,焊接可以减少零件的使用量,有利于减轻本发明的重量,进而减轻飞机的重量,且固定效果更为牢靠。

[0028] 如图2所示,所述的内篦齿12包括4道并列的篦齿,其中靠近盘体11的2道篦齿的半径大于远离盘体11的2道篦齿,外篦齿13包括4道并列的篦齿,其中靠近盘体11的2道篦齿的半径大于远离盘体11的2道篦齿,不同半径的篦齿,用于涡轮转子前腔的空气封严,利用通道的突扩和突缩来增加流阻,消耗高温燃气气流的的能量。

[0029] 由图2所示,本发明的一种低位进气叶型式预旋喷嘴结构在安装时,将外环1、内环2、和导流片3组成的喷嘴组件通过螺栓7安装于高压涡轮导向器的内支承上。篦齿盘4通过长螺栓安装在高压涡轮盘上,随高压涡轮盘高速旋转,装配时篦齿盘4的轴向通孔14与喷嘴出口对准。为获得较高的流量系数和较低的压力损失系数,将导流片3的叶型参数如:前缘半径、尾缘半径、弦长、叶栅个数、叶型安装角等设计为相应的值。为保证冷却气流的流量,着重控制相邻导流片3的最小距离和篦齿盘轴向通孔的数量和大小,以及采用四道阶梯型的上、下篦齿进行封严,减少气流泄露量。

[0030] 按图1中的箭头方向,引自燃烧室二股气流的冷却气进入外环1和内环2组成的环腔,经过导流片3后,气流速度增加,气流方向发生偏转。大部分气流通过篦齿盘4的轴向通孔14进入旋转盘腔,对轮盘和叶片进行冷却。小部分分别从内篦齿12、外篦齿13处泄露出去。其工作原理是:通过导流片3对气流的预旋作用,使气流获得很高的切向速度后进入旋转速度很高的旋转盘腔。由于预加旋转的影响,转盘不用对气流做功,使得气流的相对总温下降,起到提高冷却效果的作用。

[0031] 本发明采用流热耦合计算方法进行喷嘴的设计,导流片3叶型由S2流面气动计算给出,喷嘴低位布置。在原有高压涡轮转子叶片温度场水平不变的情况下,经计算和试验验证,发明的低位进气叶型式预旋喷嘴结构能使冷气流减少30%,喷嘴流量系数达到0.91,

叶片冷气进口总温降低约30K,满足高压涡轮叶片的冷气流量与温度要求,有效地降低了高涡转子的温度、提高了强度储备。本发明已通过了部件试验,流量、流量系数、压力损失系数、出口气流角等满足设计指标要求;该种低位进气叶型式预旋喷嘴结构已装配到发动机上多次进行了整机试车考核,各次考核中发动机性能达标,高压涡轮转子的可靠性满足总体要求,即设计的一种低位进气叶型式预旋喷嘴结构达到了设计目标。

[0032] 上面结合附图对本发明进行了示例性描述,显然本发明具体实现并不受上述方式的限制,只要采用了本发明的方法构思和技术方案进行的各种非实质性的改进,或未经改进将本发明的构思和技术方案直接应用于其它场合的,均在本发明的保护范围之内。

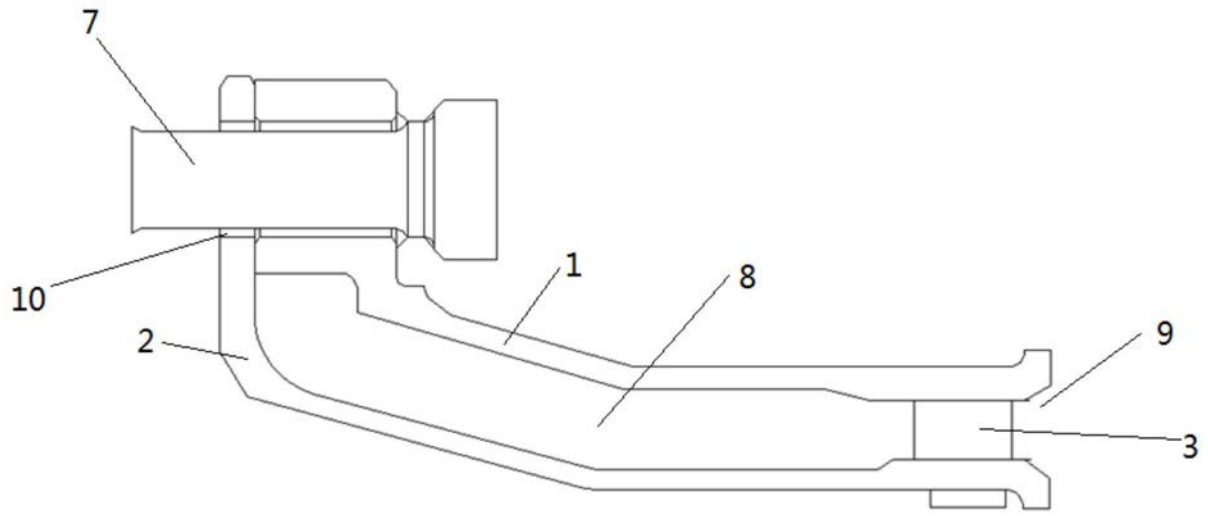


图1

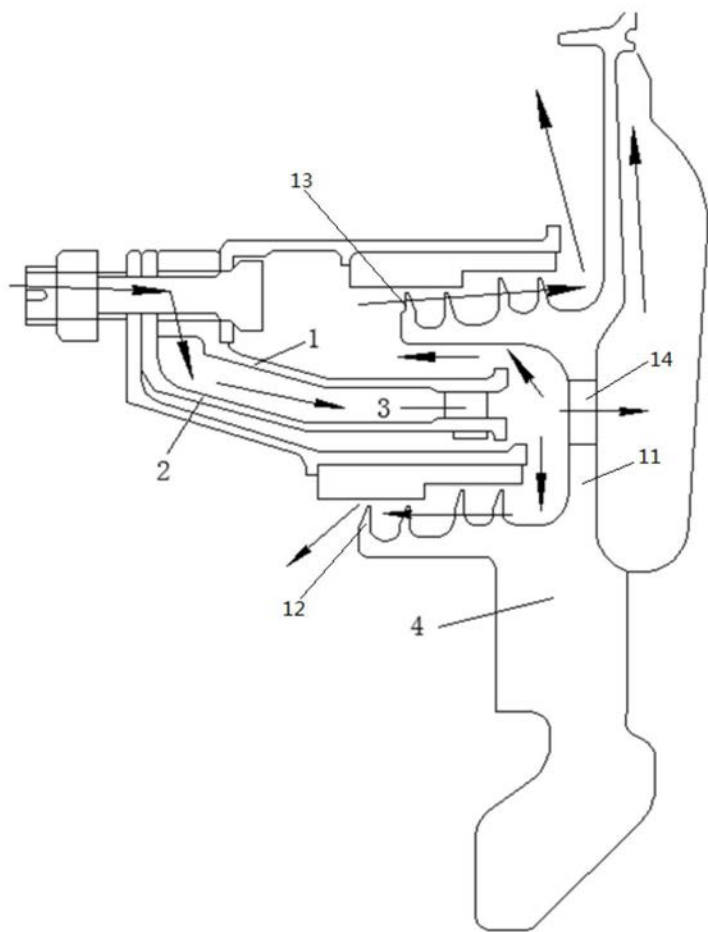


图2

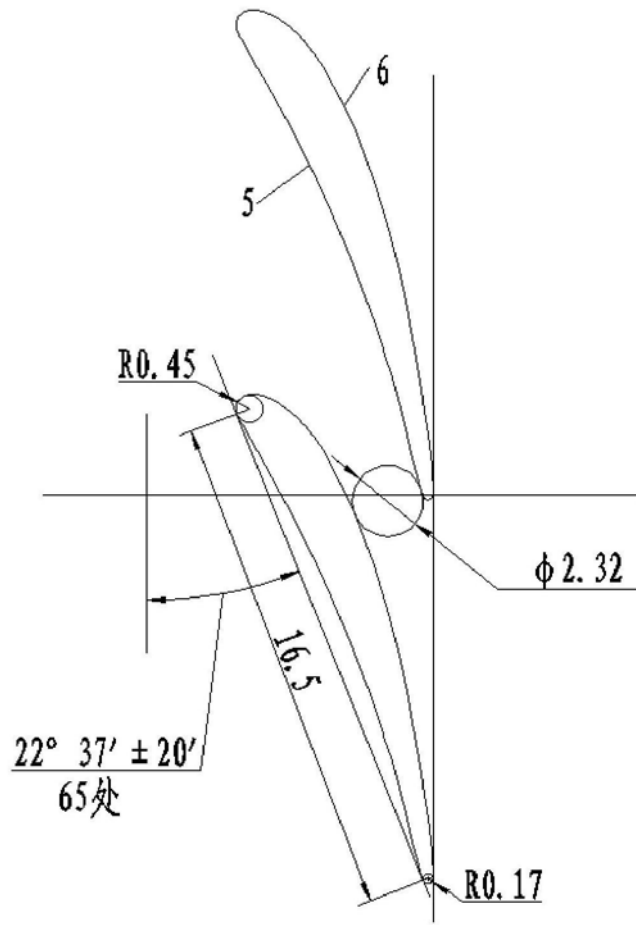


图3