



(21) 申请号 202210629391.8

F04D 29/66 (2006.01)

(22) 申请日 2022.06.01

审查员 郭院

(65) 同一申请的已公布的文献号

申请公布号 CN 114838000 A

(43) 申请公布日 2022.08.02

(73) 专利权人 北京航空航天大学

地址 100191 北京市海淀区学院路37号

(72) 发明人 罗翔 何建 白阳 刘冬冬

邬泽宇

(74) 专利代理机构 北京方圆嘉禾知识产权代理

有限公司 11385

专利代理师 李宁 姚丽娜

(51) Int. Cl.

F04D 29/52 (2006.01)

F04D 29/58 (2006.01)

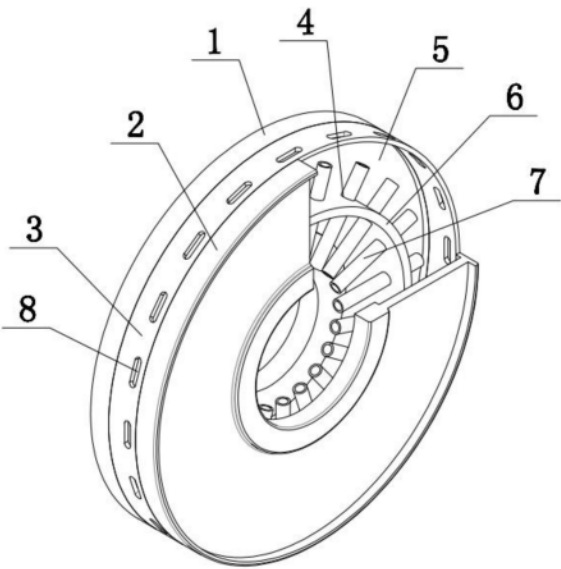
权利要求书1页 说明书3页 附图3页

(54) 发明名称

一种航空发动机压气机可变长度管式减涡器系统

(57) 摘要

本发明公开了一种航空发动机压气机可变长度管式减涡器系统,包括上游压气机盘、下游压气机盘、鼓筒和减涡器,鼓筒设置于上游压气机盘和下游压气机盘之间,鼓筒、上游压气机盘和下游压气机盘构成压气机的盘腔;减涡器包括卡盘和沿周向设置于卡盘的侧壁上的若干减涡管,卡盘设置于盘腔内且两端分别连接上游压气机盘和下游压气机盘,减涡管为内部中空且长度能够调节的管体结构;本发明通过将减涡管设计成能够变管长的结构,使得减涡管可以根据发动机的实时工况,调节入口和出口位置,减小气流在减涡管入口形成的分离涡,并根据高温部件的需求,提供满足对应压力的冷却气体,使得减涡管在整个飞行包线内具有良好的减涡性能。



1. 一种航空发动机压气机可变长度管式减涡器系统,其特征在于:包括上游压气机盘、下游压气机盘、鼓筒和减涡器,所述鼓筒设置于所述上游压气机盘和下游压气机盘之间,所述鼓筒、所述上游压气机盘和下游压气机盘构成压气机的盘腔;所述减涡器包括卡盘和沿周向设置于所述卡盘的侧壁上的若干减涡管,所述卡盘设置于所述盘腔内且两端分别连接所述上游压气机盘和下游压气机盘,所述减涡管为内部中空且长度能够调节的管体结构;

所述减涡管包括减涡管入口节、减涡管出口节、减涡管固定节和传动杆,所述减涡管固定节两端分别通过所述传动杆连接所述减涡管入口节和减涡管出口节,所述减涡管入口节和所述减涡管出口节通过所述传动杆调节轴向位置;所述减涡管固定节的内部设置有一螺纹管,所述螺纹管的两端分别螺纹连接有一个所述传动杆,所述减涡管固定节的外部设置有一安装壳,所述安装壳内设置有伺服电机,所述伺服电机的转轴上设置有第一齿轮,所述第一齿轮与所述螺纹管中部固定的第二齿轮啮合。

2. 根据权利要求1所述的航空发动机压气机可变长度管式减涡器系统,其特征在于:所述鼓筒的外壁上周向均布有若干用于向所述盘腔内引入气流的鼓筒孔。

3. 根据权利要求2所述的航空发动机压气机可变长度管式减涡器系统,其特征在于:所述鼓筒孔为长圆形孔。

4. 根据权利要求1所述的航空发动机压气机可变长度管式减涡器系统,其特征在于:所述上游压气机盘、所述下游压气机盘、所述鼓筒和所述卡盘同轴心设置。

5. 根据权利要求1所述的航空发动机压气机可变长度管式减涡器系统,其特征在于:各所述减涡管在所述卡盘上周向均布。

6. 根据权利要求1所述的航空发动机压气机可变长度管式减涡器系统,其特征在于:所述卡盘的外壁上周向均布有若干安装孔,所述减涡管通过所述减涡管固定节设置于对应的所述安装孔上。

一种航空发动机压气机可变长度管式减涡器系统

技术领域

[0001] 本发明涉及航空发动机技术领域,特别是涉及一种航空发动机压气机可变长度管式减涡器系统。

背景技术

[0002] 航空发动机内流空气冷却系统的冷气引自于压气机的中间级。这部分冷气一方面用于涡轮叶片、机匣、轮盘、轴和轴承等高温部件的冷却,使其在允许的温度状态下工作,并且保证相关部位进气的压力;另一方面,冷气将用于封严,阻止燃气倒流;同时,冷气还用于保持卸荷腔压力,从而满足发动机轴向力的要求。但是大量的引气会降低发动机的整体效率进而增加耗油量,因此引自压气机的冷气流量应该控制在一定的范围内。其次,在对热端部件进行冷却设计时,除了考虑热端部件的整体平均温度,还要考虑其温度梯度。另外,从压气机引出的冷气从鼓筒孔径向流出后,在到达最后的目标区域前要流经一个设计的流动路径,在这个过程中由于阻力的作用会使得冷气压力逐渐降低并且温度逐渐升高,所以需要合理地设计来尽可能降低阻力从而减少压力损失。所以,冷气引用量、整体温度及温度梯度、压力损失就成为了内流冷却空气系统设计者需要重点考虑的问题。

[0003] 现阶段应用较为广泛的减涡器形式为直管式减涡器。这种直管式减涡器形式是在上述径向引气腔中安装直管式减涡器对气流进行引流。由于发动机在整个工作过程中,工况会不断进行变化,而现有直管式减涡器因其结构固定,导致只有在某一工况或很小的工况范围内有理想的减阻效果,偏离设计工况时,由于腔内气体相对减涡管具有较大的周向速度,在进入减涡管时,会在减涡管入口产生流动分离,造成较大的压力损失。

发明内容

[0004] 本发明的目的是提供一种航空发动机压气机可变长度管式减涡器系统,以解决上述现有技术存在的问题,能够减小气流在减涡管入口形成的分离涡,并根据高温部件的需求,提供满足对应压力的冷却气体,使得减涡管在整个飞行包线内具有良好的减涡性能。

[0005] 为实现上述目的,本发明提供了如下方案:

[0006] 本发明提供一种航空发动机压气机可变长度管式减涡器系统,包括上游压气机盘、下游压气机盘、鼓筒和减涡器,所述鼓筒设置于所述上游压气机盘和下游压气机盘之间,所述鼓筒、所述上游压气机盘和下游压气机盘构成压气机的盘腔;所述减涡器包括卡盘和沿周向设置于所述卡盘的侧壁上的若干减涡管,所述卡盘设置于所述盘腔内且两端分别连接所述上游压气机盘和下游压气机盘,所述减涡管为内部中空且长度能够调节的管体结构。

[0007] 优选地,所述鼓筒的外壁上周向均布有若干用于向所述盘腔内引入气流的鼓筒孔。

[0008] 优选地,所述鼓筒孔为长圆形孔。

[0009] 优选地,所述上游压气机盘、所述下游压气机盘、所述鼓筒和所述卡盘同轴心设

置。

[0010] 优选地,各所述减涡管在所述卡盘上周向均布。

[0011] 优选地,所述减涡管包括减涡管入口节、减涡管出口节、减涡管固定节和传动杆,所述减涡管固定节两端分别通过所述传动杆连接所述减涡管入口节和减涡管出口节,所述减涡管入口节和所述减涡管出口节通过所述传动杆调节轴向位置。

[0012] 优选地,所述减涡管固定节的内部设置有一螺纹管,所述螺纹管的两端分别螺纹连接有一个所述传动杆,所述减涡管固定节的外部设置有一安装壳,所述安装壳内设置有伺服电机,所述伺服电机的转轴上设置有第一齿轮,所述第一齿轮与所述螺纹管中部固定的第二齿轮啮合。

[0013] 优选地,所述卡盘的外壁上周向均布有若干安装孔,所述减涡管通过所述减涡管固定节设置于对应的所述安装孔上。

[0014] 本发明相对于现有技术取得了以下有益技术效果:

[0015] 本发明提供的航空发动机压气机可变长度管式减涡器系统,通过将减涡管设计成能够变管长的结构,使得减涡管可以根据发动机的实时工况,调节入口和出口位置,减小气流在减涡管入口形成的分离涡,并根据高温部件的需求,提供满足对应压力的冷却气体,使得减涡管在整个飞行包线内具有良好的减涡性能。

附图说明

[0016] 为了更清楚地说明本发明实施例或现有技术中的技术方案,下面将对实施例中所需要使用的附图作简单地介绍,显而易见地,下面描述中的附图仅仅是本发明的一些实施例,对于本领域普通技术人员来讲,在不付出创造性劳动的前提下,还可以根据这些附图获得其他的附图。

[0017] 图1为本发明中航空发动机压气机可变长度管式减涡器系统的结构示意图;

[0018] 图2为本发明中减涡管的结构示意图;

[0019] 图3为本发明中减涡管的内部结构示意图;

[0020] 图中:1-上游压气机盘、2-下游压气机盘、3-鼓筒、4-减涡器、5-盘腔、6-卡盘、7-减涡管、71-减涡管入口节、72-减涡管出口节、73-减涡管固定节、74-传动杆、75-螺纹管、76-安装壳、77-伺服电机、78-第一齿轮、79-第二齿轮、8-鼓筒孔。

具体实施方式

[0021] 下面将结合本发明实施例中的附图,对本发明实施例中的技术方案进行清楚、完整地描述,显然,所描述的实施例仅仅是本发明一部分实施例,而不是全部的实施例。基于本发明中的实施例,本领域普通技术人员在没有做出创造性劳动前提下所获得的所有其他实施例,都属于本发明保护的范围。

[0022] 本发明的目的是提供一种航空发动机压气机可变长度管式减涡器系统,以解决现有技术存在的问题。

[0023] 为使本发明的上述目的、特征和优点能够更加明显易懂,下面结合附图和具体实施方式对本发明作进一步详细的说明。

[0024] 本实施例中的航空发动机压气机可变长度管式减涡器系统,如图1所示,包括上游

压气机盘1、下游压气机盘2、鼓筒3和减涡器4,鼓筒3设置于上游压气机盘1和下游压气机盘2之间,鼓筒3、上游压气机盘1和下游压气机盘2构成压气机的盘腔5;减涡器4包括卡盘6和沿周向设置于卡盘6的侧壁上的若干减涡管7,卡盘6设置于盘腔5内且两端分别连接上游压气机盘1和下游压气机盘2,减涡管7为内部中空且长度能够调节的管体结构。

[0025] 于本具体实施例中,鼓筒3的外壁上周向均布有若干用于向盘腔5内引入气流的鼓筒孔8,鼓筒孔8具体为长圆形孔。

[0026] 于本具体实施例中,上游压气机盘1、下游压气机盘2、鼓筒3和卡盘6同轴心设置。

[0027] 于本具体实施例中,各减涡管7结构和尺寸均相同,并在卡盘6上周向均布。

[0028] 如图2所示,减涡管7包括减涡管入口节71、减涡管出口节72、减涡管固定节73和传动杆74,减涡管固定节73两端分别通过传动杆74连接减涡管入口节71和减涡管出口节72,减涡管入口节71和减涡管出口节72通过传动杆74调节轴向位置;如图3所示,减涡管固定节73的内部设置有一螺纹管75,螺纹管75的两端分别螺纹连接有一个传动杆74,减涡管固定节73的外部设置有一安装壳76,安装壳76内设置有伺服电机77,伺服电机77的转轴上设置有第一齿轮78,第一齿轮78与螺纹管75中部固定的第二齿轮79啮合,伺服电机77转动带动第一齿轮78转动,第一齿轮78通过啮合带动第二齿轮79转动,第二齿轮79使螺纹管75转动,螺纹管75转动驱动两端的螺纹连接的传动杆74同步移动,进而带动减涡管入口节71和减涡管出口节72轴向位移,实现减涡管7入口和出口位置的调节。

[0029] 于本具体实施例中,卡盘6的外壁上周向均布有若干安装孔,减涡管7通过在减涡管固定节73上设置台肩来卡接于对应的安装孔上,并且减涡管入口节71位于卡盘6的外侧,减涡管出口节72位于卡盘6的内侧。

[0030] 在压气机运行状态时,若干个减涡管7与两侧的上游压气机盘1、下游压气机盘2同轴、同速、同向的旋转,气流流经若干个鼓筒孔8进入压气机的盘腔5内,经由减涡管7引流进入压气机的轴向通道;减涡管7能够实现长度调节,使得减涡管7可以根据发动机的实时工况,调节入口和出口位置,减小气流在减涡管7入口形成的分离涡,并根据高温部件的需求,提供满足对应压力的冷却气体,使得减涡管7在整个飞行包线内具有良好的减涡性能。

[0031] 本发明应用了具体个例对本发明的原理及实施方式进行了阐述,以上实施例的说明只是用于帮助理解本发明的方法及其核心思想;同时,对于本领域的一般技术人员,依据本发明的思想,在具体实施方式及应用范围上均会有改变之处。综上,本说明书内容不应理解为对本发明的限制。

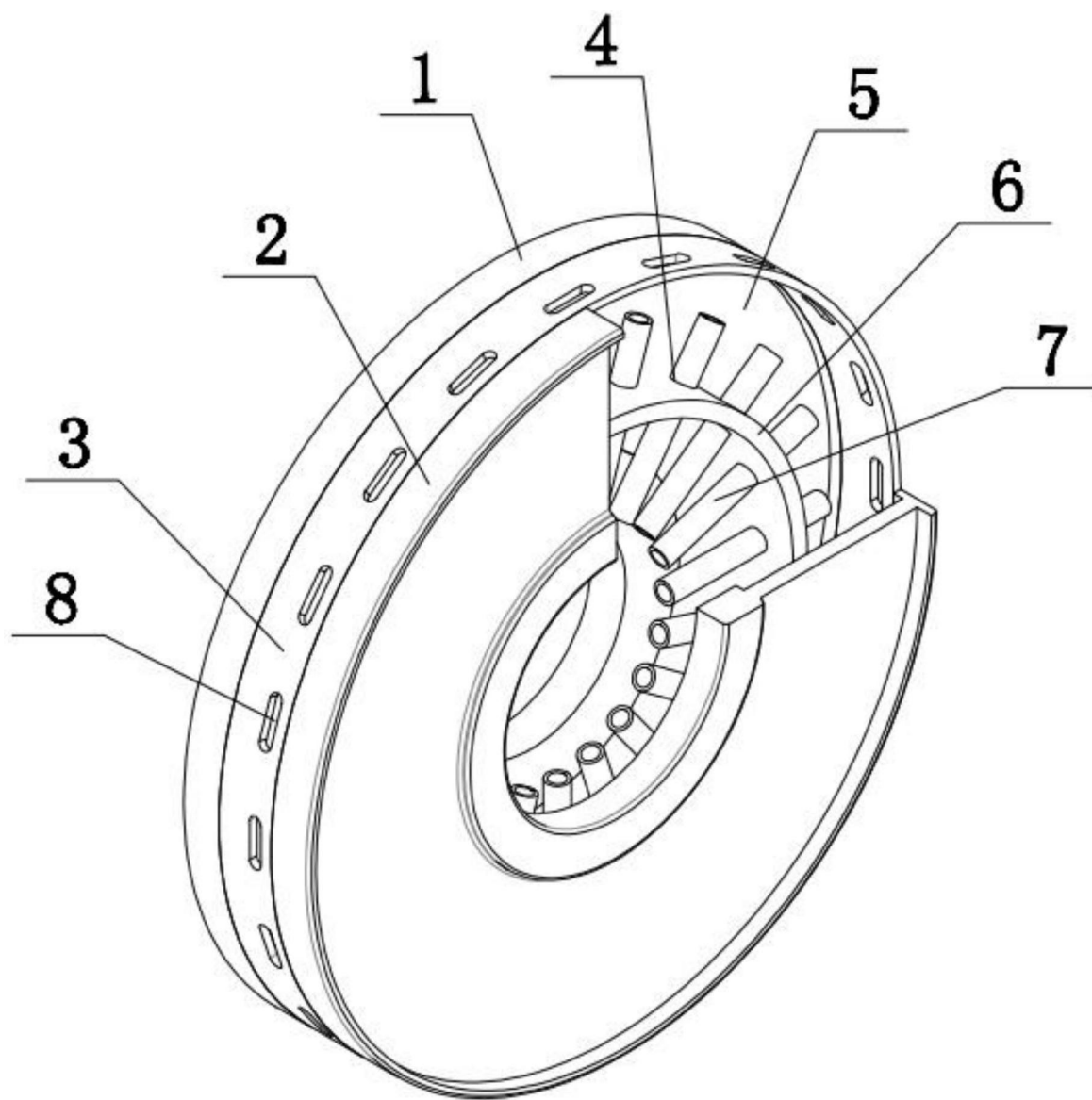


图1

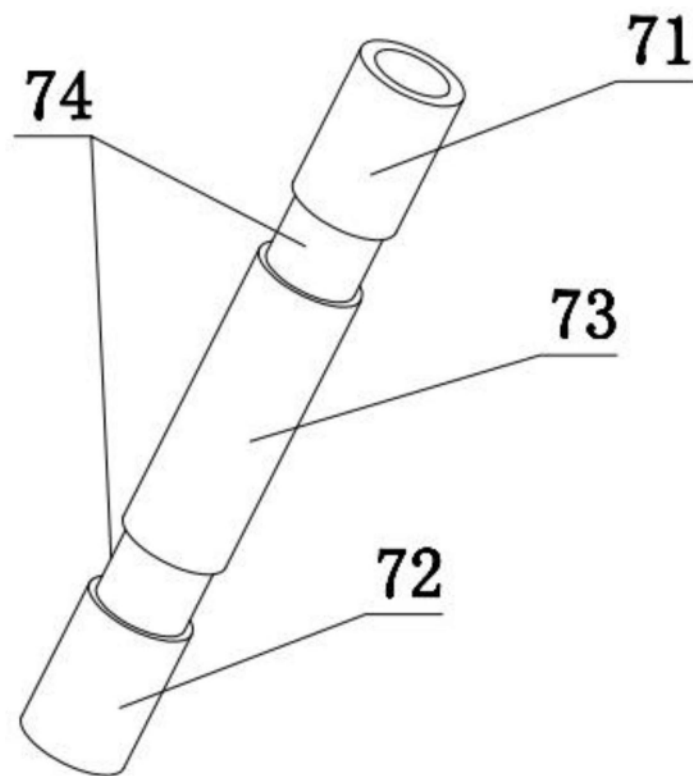


图2

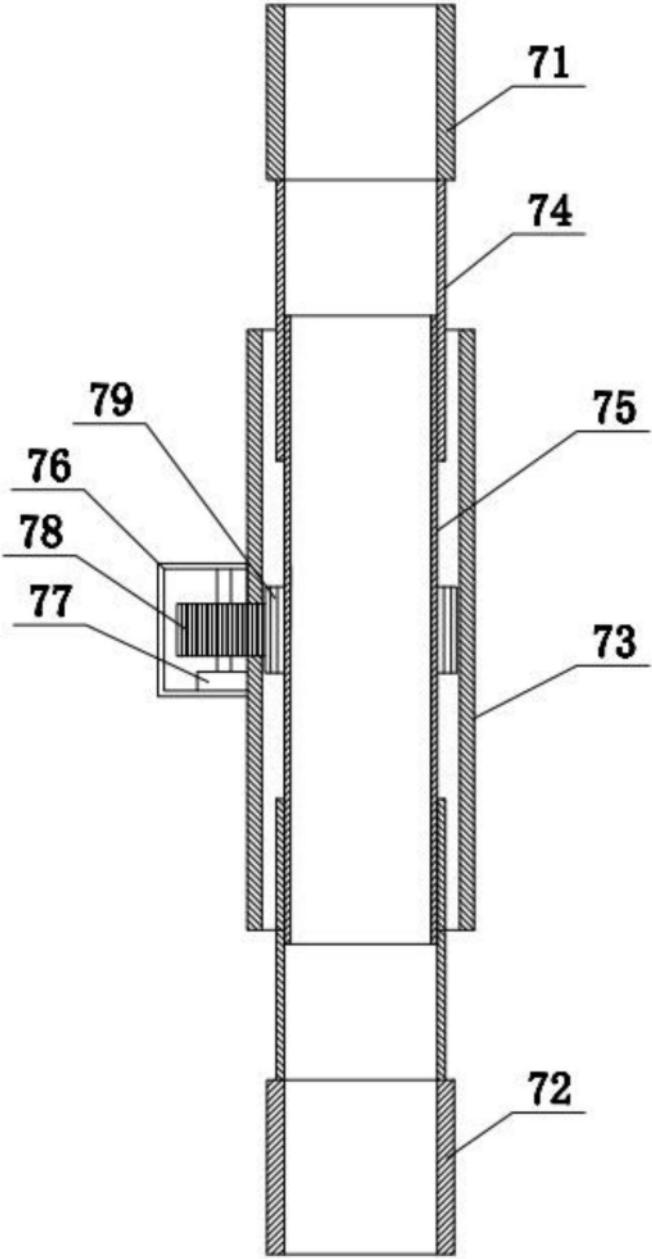


图3