



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 112945503 B

(45) 授权公告日 2023.02.10

(21) 申请号 202110253954.3

G01M 15/14 (2006.01)

(22) 申请日 2021.03.09

(56) 对比文件

(65) 同一申请的已公布的文献号

CN 111255724 A, 2020.06.09

申请公布号 CN 112945503 A

审查员 崔双跃

(43) 申请公布日 2021.06.11

(73) 专利权人 上海交通大学

地址 200240 上海市闵行区东川路800号

(72) 发明人 李健 郑标颀 羌晓青 朱铭敏

滕金芳

(74) 专利代理机构 上海交达专利事务所 31201

专利代理师 王毓理 王锡麟

(51) Int. Cl.

G01M 9/00 (2006.01)

G01M 3/02 (2006.01)

G01M 13/00 (2019.01)

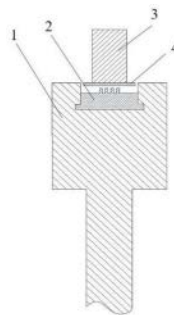
权利要求书1页 说明书3页 附图2页

(54) 发明名称

模拟轴流压气机静子叶片根部流动的方法

(57) 摘要

一种模拟轴流压气机静子叶片根部流动的方法,首先根据实际将经调制的实验件设置于高速旋转台上,并运用测量装置测量环境的温度和压力;其次通过高速风洞通入满足实际进口气流条件的气流,在测试段进口测量来流的温度和压力,记录各测点趋于稳定的压力,经分析对比实验结果得到优化篦齿封严腔结构以及静子根部叶型。本发明模拟了轴流压气机带有高速旋转篦齿封严环的静子叶片根部流动,所得结果能够直接应用于实际工程中,从而对带有篦齿封严腔静子叶片的轴流压气机进行有针对性的改进设计,最终实现航空发动机总体性能的提升。



1. 一种模拟轴流压气机静子叶片根部流动的方法,其特征在于,首先根据实际将经调制的实验件设置于高速旋转台上,并运用测量装置测量环境的温度和压力;其次通过高速风洞通入满足实际进口气流条件的气流,在测试段进口测量来流的温度和压力,记录各测点趋于稳定的压力,经分析对比实验结果得到优化篦齿封严腔结构以及静子根部叶型;

所述的实验件包括:扇形叶栅、封严衬套、篦齿封严环和转轴,其中:转轴设置于高速旋转台上,篦齿封严环设置于转轴内,且篦齿与转轴的转动中心一致,封严衬套设置于扇形叶栅的根部,扇形叶栅设置于转轴的正上方;

所述的扇形叶栅为活动设有七片静子叶片的扇形段;

所述的扇形叶栅的扇形面与转轴垂直;

所述的封严衬套的两侧设有挡板以形成相对密闭的封严腔;

所述的篦齿挡板与转轴及篦齿之间设有耐磨涂层以防止刮擦;

所述的篦齿封严环为模块化篦齿;

所述的根据实际情况具体是根据实际的篦齿形状、篦齿数量和/或封严腔容积进行调整;

所述的调制是指根据实际情形调整静子叶片的角度,以及篦齿封严环的周向篦齿数量、形状和封严腔的容积。

模拟轴流压气机静子叶片根部流动的方法

技术领域

[0001] 本发明涉及的是一种叶轮机领域中的技术,具体是一种模拟轴流压气机静子叶片根部流动的方法。

背景技术

[0002] 篦齿封严环被广泛应用于航空发动机的压气机静叶内环与转子轮毂之间的密封。为了防止篦齿与静叶内环的刮擦导致结构失效,高速旋转的篦齿与静叶内环之间为非接触结构,由此产生的径向间隙会造成一定的泄漏流,篦齿泄漏流会产生非常复杂的二次流损失,直接影响到压气机的气动性能,尤其是在高压压气机的后面级,小展弦比的设计特点使得篦齿相对径向间隙增大,二次流损失在总损失中占的比例越来越高,已经到了不可忽视的地步。由于篦齿封严环与静子内环之间流动的复杂性,从理论上分析篦齿泄漏损失非常困难;而数值模拟由于涉及到高速旋转的轮毂、端壁处附面层以及篦齿泄漏二次流与主流之间的相互干涉,使得数值模拟的精度遭到质疑;因此直接对带有篦齿封严环的静子扇形叶栅进行测量是目前最为有效的手段。

[0003] 现有技术多采用静止的篦齿模型研究篦齿泄漏特性,该方法的忽略了高速转动效应,无法直接应用在航空发动机的真实结构上;而采用带有旋转轮毂的篦齿模型中,一般也仅建立篦齿的物理结构,而忽略了篦齿所处的整个封严容腔以及容腔泄漏与静子叶片根部流动之间的影响,所得结果难以转化应用于实际工程。

发明内容

[0004] 本发明针对现有技术存在的上述不足,提出一种模拟轴流压气机静子叶片根部流动的方法,准确模拟带有高速旋转篦齿封严环的压气机静叶根部容腔泄漏流动的情形,能够将模拟所得结果直接应用于工程。

[0005] 本发明是通过以下技术方案实现的:

[0006] 本发明涉及一种模拟轴流压气机静子叶片根部流动的方法,首先根据实际将经调制的实验件设置于高速旋转台上,并运用测量装置测量环境的温度和压力;其次通过高速风洞通入满足实际进口气流条件的气流,在测试段进口测量来流的温度和压力,记录各测点趋于稳定的压力,经分析对比实验结果得到优化篦齿封严腔结构以及静子根部叶型。

[0007] 所述的调制是指根据实际情形调整静子叶片的角度,以及篦齿封严环的周向篦齿数量、形状和封严腔的容积。

[0008] 所述的实验件包括:扇形叶栅、封严衬套、篦齿封严环和转轴,其中:转轴设置于高速旋转台上,篦齿封严环设置于转轴内,且篦齿与转轴的转动中心一致,封严衬套设置于扇形叶栅的根部,扇形叶栅设置于转轴的正上方。

[0009] 所述的扇形叶栅的扇形面优选与转轴垂直。

[0010] 所述的扇形叶栅为活动设有七片静子叶片的扇形段。

[0011] 所述的封严衬套的两侧设有挡板以形成相对密闭的封严腔。

[0012] 所述的篦齿挡板与转轴及篦齿之间设有耐磨涂层以防止刮擦。

[0013] 所述的篦齿封严环优选为根据实际的篦齿形状、篦齿数量和/或封严腔容积进行调整的可更换的模块化篦齿。

[0014] 所述的对比实验结果是指:对比在相同实验条件,不同篦齿封严腔结构下测量得到的静子叶片的总压损失径向分布的大小,分析不同篦齿封严腔结构对静子通道内的流动影响。

[0015] 技术效果

[0016] 本发明整体解决了现有技术局限于平面叶栅实验,无法测出高速旋转篦齿封严腔结构与静子叶片之间的间隙流动的缺点;与现有技术相比,本发明模拟了轴流压气机带有高速旋转篦齿封严环的静子叶片根部流动,所得结果能够直接应用于实际工程中,从而对带有篦齿封严腔静子叶片的轴流压气机进行有针对性的改进设计,能够准确评测静子叶片与高速旋转篦齿封严结构之间的间隙流场结构的研究目的,实现航空发动机总体性能的提升。

附图说明

[0017] 图1为本发明实验件的几何示意图;

[0018] 图2为篦齿封严环和扇形叶栅的示意图;

[0019] 图3为扇形叶栅的示意图;

[0020] 图4为篦齿的示意图;

[0021] 图5为静子叶片根部30%叶高的总压损失系数在不同篦齿间隙大小情况下的数值模拟结果;

[0022] 图中:转轴1、篦齿封严环2、封严衬套3、静子叶片4、扇形叶栅5、篦齿块6。

具体实施方式

[0023] 本实施例包括:气源、高速旋转台、测量装置和实验件,其中:实验件设置于高速旋转台上,测量装置具体包括:五孔探针;气源具体为高速风洞。

[0024] 如图1和图2所示,所述的实验件包括:扇形叶栅5、封严衬套3、篦齿封严环2和转轴1,其中:转轴1设置于高速旋转台上,篦齿封严环2设置于转轴1内且篦齿与转轴1的转动中心一致,封严衬套3位于扇形叶栅5的根部,扇形叶栅5垂直设置于转轴1的正上方。

[0025] 如图3所示,所述的扇形叶栅5为活动设有七片静子叶片4的扇形段,每片静子叶片4的角度根据进口攻角的需求调整。

[0026] 所述的封严衬套3的两侧设有径向篦齿挡板以形成相对密闭的封严腔,减小周向漏气。

[0027] 所述的篦齿挡板与转轴1及篦齿之间设有耐磨涂层以防止刮擦。

[0028] 所述的转轴1内部设有环形凹槽。

[0029] 如图4所示,所述的篦齿封严环2的周向根据所要研究的篦齿的形状和数量更换篦齿块6。

[0030] 所述的篦齿挡板的形状与篦齿封严环2的篦齿相一致。

[0031] 本实施例涉及一种模拟轴流压气机静子叶片根部流动的方法,首先根据实际调制

实验件,并运用测量装置测量环境的温度和压力;其次通过高速风洞通入满足实际进口气流条件的气流,在测试段进口测量来流的温度和压力,记录各测点趋于稳定的压力。

[0032] 所述的调制实验件是根据实际情形调整静子叶片4的角度,以及篦齿封严环2的周向篦齿数量、形状和封严腔的容积。

[0033] 所述的测试段是指扇形叶栅叶片4的前缘至尾缘段。

[0034] 所述的测点是指扇形叶栅叶片4前缘、尾缘不同径向位置。

[0035] 经过具体实际实验,在调整篦齿结构情况下,可得到静子叶片出口的总压损失系数随篦齿封严腔结构的变化曲线,如图5静子叶片出口总压损失系数随篦齿间隙变化的数值模拟结果所示,该静子叶片的篦齿最佳间隙为1.5%叶高大小。

[0036] 与现有技术相比,本发明更加准确地模拟带有高速旋转篦齿封严环的压气机静叶根部容腔泄漏流动,能够大幅度减少对压气机整机进行实验的时间和经济成本。

[0037] 上述具体实施可由本领域技术人员在不背离本发明原理和宗旨的前提下以不同的方式对其进行局部调整,本发明的保护范围以权利要求书为准且不由上述具体实施所限,在其范围内的各个实现方案均受本发明之约束。

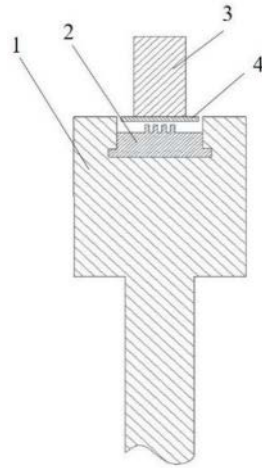


图1

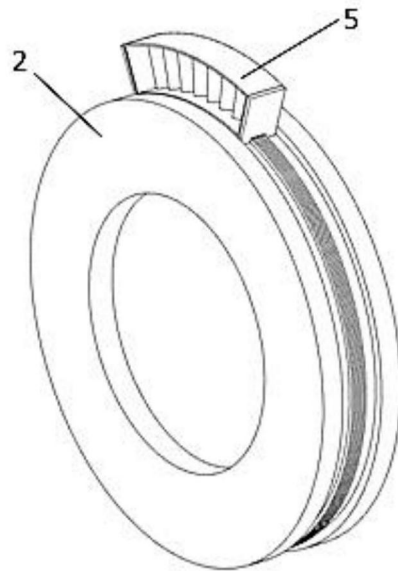


图2

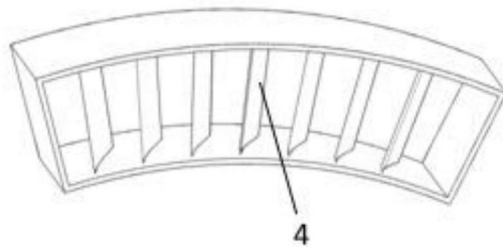


图3

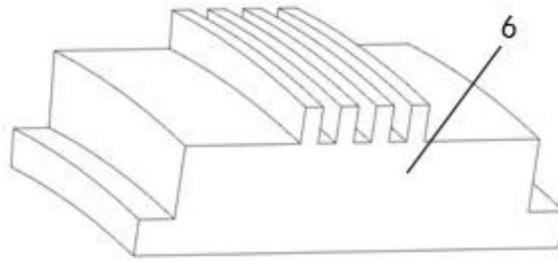


图4

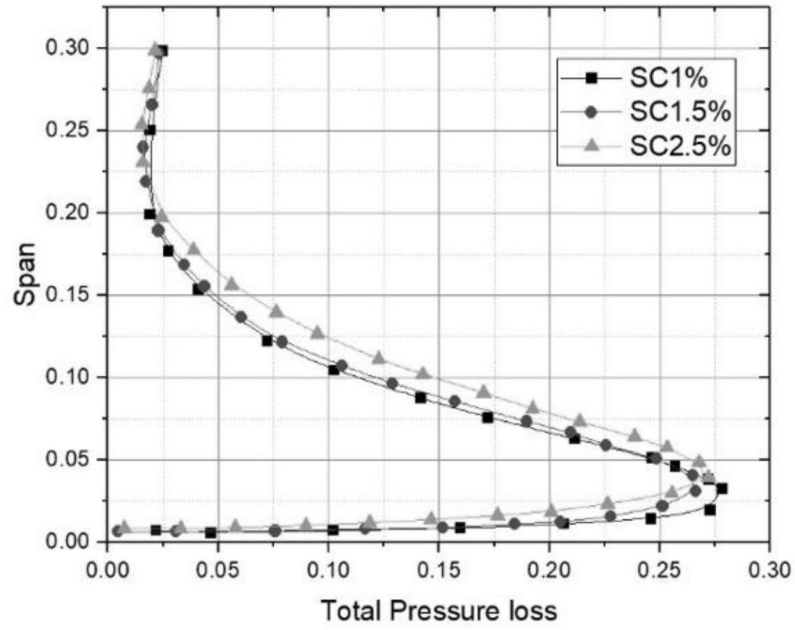


图5