# 基于主动间隙控制系统的高压涡轮机匣试验\*

胡嘉麟1,2, 高金海1, 柳 光1,2, 崔 垒1,2, 郭宝亭1

(1. 中国科学院 工程热物理研究所,北京 100190;2. 中国科学院大学,北京 100049)

摘 要:为研究某型主动间隙控制 (Active Clearance Control, ACC) 系统的工作特性,设计并搭建 了高压涡轮机匣试验台。依据高压涡轮机匣的热环境分析结论,采用了控制温度的方式模拟热源。通过 对该试验方案的误差分析及不同工况的重复性试验分析,对该试验方案进行了验证,并进行了有无ACC 系统、不同热源温度下机匣温度场与位移场的测试。试验结果表明:在ACC系统未作用时,机匣径向 热变形随温度增加近似线性增长,每升高1℃机匣径向热变形在3.5µm左右;在ACC系统作用时,温度 场在周向出现"山峰"分布,位移场的周向不均度增大,最大周向不均匀度为335µm,并观察到壁面流 区与泉流区呈现"IOI"状的交错分布现象。通过对不同工况下试验数据的分析,得出了ACC系统工作 效率与机匣热变形率呈负相关的结论。

关键词:主动间隙控制;热源模拟;高压涡轮机匣;热变形;试验

中图分类号: V231 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2018) 04-0740-11 DOI: 10.13675/j. cnki. tjjs. 2018. 04. 003

# Experiment of High Pressure Turbine Case Based on Active Clearance Control System

HU Jia-lin<sup>1,2</sup>, GAO Jin-hai<sup>1</sup>, LIU Guang<sup>1,2</sup>, CUI Lei<sup>1,2</sup>, GUO Bao-ting<sup>1</sup>

(1. Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: In order to obtain the performance of one active clearance control (ACC) system, the experimental rig of model high pressure turbine case was designed and established. According to the analysis of the thermal environment of active clearance control system and error analysis of the test scheme, a temperature-control method was used to simulate the heat source, a verification of test data was presented by repeatability experiments. The tests under different heating temperature with/without the ACC system were carried out, the corresponding temperature field and displacement field of the case were measured. The experimental results showed that in the case the ACC did not work, the thermal deformation of the case in the radial direction was at a near-liner trend along with the growth of temperature, the thermal deformation of case increased about 3.5µm when the temperature grew 1°C; in the case the ACC worked, the temperature field along the circumferential direction was in a 'peak' shape distribution, also, the circumferential deformation difference grew bigger, the maximum is 335µm in this paper, an 'IOI-like' distribution which represented wall flow area and spring flow area was observed. Based on the analysis of the test data under different conditions, it is concluded that the working efficiency of the ACC system is negatively correlated with the thermal deformation of the casing.

Key words: Active clearance control; Simulation of hear source; High pressure turbine case; Thermal deformation; Experiment

\* **收稿日期**: 2017-02-13; 修订日期: 2017-03-28。 作者简介: 胡嘉麟, 男, 博士生, 研究领域为航空发动机结构。E-mail: hujialin@iet.cn

# 1 引 言

叶尖主动间隙控制(Active clearance control, ACC)技术是指通过各种手段,使得转子叶片(压气机、涡轮叶片)与机匣之间的间隙保持在一个合适的范围内。转静子间隙在发动机巡航状态要远大于起飞状态,每减小0.254mm的叶尖间隙可减小0.8%~ 1%的耗油率、减小于10℃的排气温度,通过叶尖主动间隙控制技术能够有效地降低发动机油耗,提高发动机效率,从而降低排气温度,减小NO<sub>x</sub>,CO,CO<sub>2</sub>排放,提高热端部件的循环寿命,提高单次飞行任务的有效载荷并拓宽高压压气机的失速边界<sup>[1]</sup>。

航空涡扇发动机的主动间隙控制系统大多都是 对机匣进行可控的冷却,如CFM56,PW400系列, PW6000系列航空发动机,即在不同的发动机状态 下,通过不同压比、流量的冷却气对机匣进行冲击冷 却,降低机匣的温度从而控制机匣的热变形来达到 控制叶尖间隙的目的。所以,机匣本身的热、变形特 性及在相应冲击冷却管路系统作用下其换热、变形 特性的规律一直是ACC设计及试验中的两大重点。

对于 ACC 系统中的冲击管路部分,现有文献集 中于管路设计、冲击换热系数及换热效率的研究, Lee等<sup>[2]</sup>通过试验研究了凹半球形表面的倾斜角对圆 湍射流局部传热的影响,其将预热至一定温度的壁 面突然暴露在冲击射流中,通过影像记录液晶的瞬 态响应来测量壁面温度,得出了局部换热特性与冲 击孔入射角度、冲击间距比和冲击雷诺数的变化规 律;Andreini等<sup>[3]</sup>通过将试验用的ACC冲击管放入与 外涵流道相同形状的管道中,并对管道的来流气体 的压力、温度进行控制,研究了在外涵流动空气的影 响下某型ACC系统的对流换热系数及绝热效率的变 化规律,采用CFD进行了模拟并与试验结果进行了 比对,试验结果表明对流换热系数对于ACC系统的 压比很敏感,绝热效率对于外涵空气流动条件很敏 感,并且,CFD的结果对于对流换热系数的预测与试 验结果符合较好:张井山等[4]利用试验研究了多层机 匣结构中内斜向冲击射流的局部换热特征,研究了 不同进口雷诺数、冲击孔入射角度、冲击孔直径等参 数对局部、平均换热系数的影响规律,试验结果表明 冲击孔入射角度为45°时换热效果较好;姜远刚等<sup>[5]</sup> 通过改变进口雷诺数、孔排方式、冲击间距等参数, 分析了机匣表面局部和平均Nu数的分布和变化规 律,其结果表明,机匣表面局部Nu数随着对应圆心 角、进口雷诺数的增加逐步变大。宋新伟等<sup>[6]</sup>对于

ACC系统管路部分的综合流量系数进行了研究,以 双层壳型冲击/气膜复合冷却结构的平壁模型为研究 对象,研究了不同吹风比、冲击间距比、冲击孔和气 膜孔间距比下综合流量系数的变化规律;张书华等<sup>[7]</sup> 用瞬态液晶测量方法测量了某型涡轮机匣上表面的 换热分布;毛军逵等<sup>[8]</sup>利用热膜法,通过改变冲击雷 诺数、冲击间距和冲击孔直径比,分析了冲击靶面周 向和轴向的局部换热系数。

对于冲击换热作用下机匣的温度场与位移场的研究,在国外,最具代表性的就是NASA于1979年开展的针对JT9D-70/59的高压涡轮ACC系统的研究<sup>[9]</sup>,其在高压涡轮机匣内部设计安装了封严支撑结构,利用旋转燃气加温设备作为热源来模拟主流燃气,在ACC系统的作用下,测量了机匣的温度场与机匣的变形场,试验中发现周向热变形并不均匀,最大径向热变形为2.84mm,最小径向热变形为1.93mm。在国内,仅徐逸钧<sup>[10]</sup>等做了开创性的工作,其设计和搭建了可控变形机匣的模型试验台,利用石英加热管作为加热装置模拟燃气主流,利用数显百分表测量了机匣的热变形量,开展了ACC系统的效果验证。

此外,在公开发表的文献中,还有对于ACC系统 进行概念设计、验证及比较的研究。 Geisheimer J 等[11]设计研发了一种基于微波的传感器用来测量叶 尖间隙,其设计最高工作温度接近1400℃,精确度可 达 5µm, 频率带宽可达 25MHz, 给出了 600℃工况的 测试数据并对其进行了验证。NASA在2003年提出 了一种机械式主动间隙控制系统(Mechanical ACC, M-ACC)及其改进型<sup>[12]</sup>,相对于传统的采用冷气对机 匣进行冲击冷却的方式(Thermal ACC, T-ACC),其 采用液压装置、伺服电机的方式,对机匣进行径向可 控的变形量调整并详细设计了相关的试验方案,其 试验方案考虑了温度场与压力场,且对作动器的热 防护问题进行了详细叙述,并于2005年给出了部分 试验数据及在试验中出现的问题及解决方法;Mattern 等<sup>[13]</sup>提出了一种电磁式作动器,并对其效果进行 了验证; Justak 等<sup>[14]</sup>设计了一种控制涡轮叶尖间隙的 自适应双层封严结构,外层为分段的密封面,作为第 一级密封,内层采用可变形金属软片作为第二级密 封,其利用气体在密封结构中的压降作为自适应驱 动力,来保证在整个飞行循环中转静子间隙保持在 0.127~0.254mm; Knipser 等<sup>[15]</sup>比较了基于机械式 (M-ACC)与冷气式(T-ACC)的两种 ACC 系统,其认 为,T-ACC系统较为简单,但发动机从T-ACC系统中 获得的性能增长并不是线性的,使用T-ACC系统会

增加耗油率,并且,由于热惯性的影响,T-ACC系统 应用于闭环控制时响应速度慢,会增加碰磨的可能 性,而为了减小碰磨的概率只得牺牲间隙控制的范 围。而M-ACC系统从发动机的出功中抽取的功率 可以忽略不计,且不需要牺牲间隙控制范围,适用于 闭环、精确控制。但是,使用M-ACC系统后,机匣在 高温下除了温度引起的内应力外会额外多一项来自 于M-ACC系统的应力,这会增加机匣的蠕变,减少 循环寿命,即使用M-ACC系统后,提高了单次飞行 任务中的燃油经济性,但缩短了其热端部件的循环 寿命。Lavagnoli等<sup>16]</sup>提出了以发动机为代表的叶尖 间隙测量方案中的一些关键设计应遵循的要求,给 出了方案设计、数据校准、测试精度等方面的一些指 导意见,并对某方案进行了试验测试和结果处理与 分析。

综上所述,在国外已经进行的、提出概念并设计 试验方案的ACC系统的技术性验证试验,均将研究 重点放在了有、无ACC系统作用时机匣的温度场、位 移场的变化规律上。本试验考虑了试验机匣的上下 端约束作用,在分析ACC系统中机匣所处热环境的 基础上,采用陶瓷加热环与自动温控机相结合的方 式,利用200余个温度测点测定了机匣温度场,并采 用32个高精度的Marhl电感测微仪,详细测定了有无 ACC作用下机匣的变形量,研究了不同来流条件和 涡轮机匣温度分布对涡轮机匣径向变形的影响,验 证了主动间隙控制系统对机匣径向变形的调节效 果,为主动间隙控制的设计工具和设计方法验证提 供了翔实的试验数据。

#### 2 试验测试系统

### 2.1 某型 ACC 系统设计方案

图 1 为本试验所研究的某型航空发动机高压涡 轮机匣 ACC 系统的设计方案示意图。在高压涡轮机 匣外侧布置周向 4 组、每组 5 根冷却管。冷却气通过 引气管,由三通进入两个分配管,然后经过 4 个集气 匣分配给冷却管,最后经由每根冷却管上的多排冲 击孔对机匣进行冲击冷却,从而改变机匣温度场,实 现机匣可控热变形的目的。

并且,从局部放大图中可以看出,该ACC方案中 冷却管并非整周分布,而是在周向存在盲端,在盲端 位置处不存在冷却孔。

图 2 为本试验所研究 ACC 系统设计方案的横截 面示意图,图中给出了冷却管与机匣的相对位置,沿 主流方向共布置有5根 ACC 冲击管,对机匣的法兰边 进行冲击冷却,5组冷却管均为与机匣外侧型线贴合的方形管,根据每根冷却管上冷却孔数目设计对应的方管通流面积。



同时,图2也给出了冲击冷却孔的开孔位置,每 根冷却管上的冲击孔周向均匀分布,整个ACC系统 的冲击孔共有1300个,冲击射流位置在图2中以蓝 色箭头表示。其中,1号冲击管的冷却孔在冲击管中 部,2号、3号、4号冲击管的冷却孔开在冲击管拐角 处,5号冲击管的冷却孔开在冲击管拐角处及底部, 用来对涡轮机匣的法兰边进行冲击冷却。

#### 2.2 试验测试方案设计

2.2.1 机匣热源模拟方式

对于高压涡轮机匣热源的模拟方式,NASA<sup>[9]</sup>采 用旋转燃气加温设备,对机匣内侧自行设计的封严 支撑结构加热,其试验准确还原机匣真实温度场;徐 逸钧<sup>[10]</sup>等采用石英加热管对机匣进行辐射加热,即 定热流的模拟方式,适合实验室环境。

为了准确模拟机匣热源,需对涡轮机匣所处热 环境进行分析,本试验所研究的机匣为高压涡轮外 环机匣,图3为PW6000中所使用的高压涡轮ACC系 统的剖面示意图,其使用为多层机匣的ACC系统结 构形式,其原理为利用冷却孔对外环机匣进行冲击 冷却,通过外环机匣的收缩带动内部封严结构收缩, 从而达到控制叶尖间隙的目的,这种通过冷却涡轮 外环机匣的方式来进行叶尖间隙的主动控制的手段 与本试验中所要研究的对象所采用的控制手段一 致,故采用PW6000中所使用的ACC系统来详细叙述 本试验中的涡轮外环机匣所处的热环境。

从图3中可以看出,冷却管安装在涡轮机匣外环 上,外环与内部封严结构通过挂钩处进行连接,内部 封严结构内侧流道中为高温燃气。从中可以看出, ACC系统直接作用的是涡轮机匣外环,而与高温燃 气直接接触的是内部封严结构,故对于本试验而言, 模拟高压涡轮模型机匣的热源的关键在于受高温燃 气加热的内部封严结构(高压涡轮机匣内部挂钩处) 对于机匣外环导热的模拟。在航空发动机巡航状 态,高温燃气在涡轮中沿轴向变化较大,但在每个轴 向位置处的温度基本不变,而机匣内部封严结构与 高温燃气直接接触,其温度亦可认为不变。在ACC 系统不工作时,内部封严结构与外环之间导热的热 流值与自然对流的耗散相平衡;在ACC系统工作时, 内部封严结构与外环之间的热流值与冲击换热相平 衡;但是,无论ACC工作与否,由于涡轮机匣内部封 严结构与高温燃气直接接触,且其壁厚较小,可以认 为其温度不变,也就是说,当ACC系统作用时,涡轮 机匣内部封严结构与外环之间的导热热流会大大增 加,此时,若采用恒定热流方式对机匣进行加热,虽 可以准确考量出冲击冷却的效果,但与实际发动机 工作的状态会有偏差,故经过综合考虑,本试验采取



Fig. 3 A typical HPT cutaway with ACC

的加热方式为涡轮外环机匣内侧挂钩及上下两端壁 处定温加热,作为有、无ACC作用时的热源。

2.2.2 试验系统及测点布置

本试验总体系统示意图如图4所示,主要包括气源系统、试验段、定温热源系统、及测量信号采集系统四大部分。

气源系统的空气为空压机压缩后进行冷却并除 湿后得到的干燥压缩气体,在经过稳压罐抑制压力 波动后,通过调节阀门开度来控制试验段的入口压 力,从而控制流量。

试验段为在本文所研究的某型ACC系统的基础 上,增加考虑了机匣约束状态的工装而组成。试验 段的设计状态剖面图与实际试验中试验件的安装状 态如图5,共有上辅助机匣、测试机匣、下辅助机匣、 底部辅助机匣、支撑棒等几部分构成。在测试机匣 上下两端加装上辅助机匣与下辅助机匣,并分别在 法兰边上用螺栓与测试机匣相连,以此模拟其受约 束状态。并且,上下两端加热环各突出小部分,用来 加热机匣两端受约束的端面,以模拟上下辅助机匣 在该处的热变形。在下辅助机匣下端,采用支撑棒 与底部辅助机匣相连,用来削弱在高温状态下的导 热作用,防止对试验平台产生破坏。底部辅助机匣 则通过工装固定在试验平台上。

为了保证 ACC 系统作用时的冲击距离不变,设 计了 ACC 系统的固定工装,在图 4 的右侧局部放大图 中有所体现。该固定工装利用测试机匣上下法兰上 的通孔对 ACC 系统进行周向固定,在该周向固定工 装两侧有共两个耳边,其上设有通孔,在集气匣与机 匣之间加装半包围集气匣的工装,并与两个耳边通 过螺栓进行径向固定。



Fig. 4 Sketch of experimental system

定温热源系统由5个加热器、5个温度反馈测点 及一台9通道温度控制柜组成。加热器为环形,在机 匣内部3个挂钩处及2个法兰边处,共布置5个环形 加热器及与之对应的5支K型热电偶测点作为温度 反馈点,并使用温度控制柜对于各处进行恒温控制。

测量信号采集系统由电感测微仪信号采集卡、 电流信号采集卡、热电偶信号采集卡及一台工况机 组成。本试验中,压力信号,总温信号及流量信号为 电流信号,其电信号由电流信号采集卡采集。所有 采集卡的信号在工控机上汇总并记录。

为了详细测定机匣的温度场及变形场,在机匣 内外表面布置多个温度、变形测点。其轴向、周向位 置如图6,图7所示。

图 6 为温度、位移测点的轴向分布示意图。温度 测点分为两类,第一类温度测点为冲击孔直接冲击 作用处,在轴向分布在 2\*,5\*,6\*,8\*,10\*,12\*,14\*共7个 位置处,每个位置处在周向有 16个均布的测点,在图 中以红色十字符号表示;第二类温度测点分布在机 匣内壁及第一类温度测点之间,在轴向分布在1\*,3\*, 4\*,7\*,9\*,11\*,13\*,16\*,17\*,18\*,19\*,20\*,21\*,23\*,24\*, 25\*共16个位置处,每个位置处在周向有 4 均布的测 点,以黑色六角星符号表示。位移测点在轴向共有 4 处位置,即 D1,D2,D3,D4 截面,均为机匣外法兰处, 在图中以灰色箭头表示。

图 7 为温度、位移测点位置周向分布示意图,给 出了测点位置与冲击管的相对安装位置。图中黑色 的为集气匣,与之相连的为ACC管。为得到有、无冲 击作用下冲击位置的周向温度分布,第一类温度测 点每个位置处周向16个均布,从图7中可以看出,周 向3,7,11,15位置处于冲击管路的冲击盲端位置;第 二类温度测点在每个位置处周向4个均布;位移测点 在每个截面处周向共8个。

2.2.3 试验测试过程

测试时,首先将数据采集程序打开进入记录状态,作为温度基准及位移基准。然后将加热器温控系统打开,对机匣进行加热,当温度达到稳定后,打开ACC系统阀门开关,并继续监控机匣温度场,待温度场再次稳定后,认为该工况测试工作已完成。

对于"稳态"的判定,本试验采用监控温度场的 手段,即当温度场被认为是稳定时,即认为该工况已 达到稳态。本试验采用所有温度点的平均温度作为 监控温度,当温度出现"波浪状"分布时,认为温度场 稳定。

一个典型的工况中温度时间历程与热变形时间 历程如图8所示,其中黑色点为平均温度,红色点为 任意选取的一个位移测点的位移。从图8中可以看



Fig. 5 Test rig scheme



Fig. 6 Measuring point locations along the axial distribution

出,温度变化过程与热变形过程在一次完整的试验 工况中分为加热过程、温度稳定过程、使用ACC后的 温度再稳定过程三部分。在开启ACC后,温度、变形 迅速降低,温控系统控制加热器使温度反馈点处温 度稳定在某一温度后,认为该工况下稳定,试验停 止,整个工况所用时间约3800s。



Fig. 7 Measuring point locations along the circumference distribution



Fig. 8 Varying of temperature and deformation during a test condition

# 3 误差分析及测试方案验证

#### 3.1 误差分析

本试验采用涡街流量计测量冷却气的体积流量,使用压力变送器测量冷却管路的进口压力,使用 K型热电偶测量机匣壁温,使用电感测微仪测量机匣 的热变形。所采用的二次仪表为 ADAM4118, AD-AM4117及电感测头信号箱。

综合误差来源于各仪表的示值误差及二次仪表 的误差,对于电感测微仪,还存在由于安装引起的误 差,为减小试验件对电感位移测量的影响,电感测微 仪安装在经过改造的仪表表架上,通过螺栓紧固,且 固定在试验平台上,与试验件之间只通过电感测微 仪顶端测点接触。



Fig. 9 Sketch of deformation probe's installation error

如图 9 所示, 蓝色代表冷态机匣, 红色虚线代表 热态机匣, 当机匣受热膨胀时, 由于电感测微仪与机 匣截面不是完全垂直, 而是存在安装偏差 $\theta$ , 故当试 验机匣径向热变形为*L*时, 电感测微仪实际测量的径 向变形为  $\frac{L}{\cos\theta}$ , 故由于安装误差引起的电感测微仪 测量偏差百分比为  $\frac{L}{\cos\theta}$  - 1。

本实验中,电感测微的安装空间受限,无法采用 水平尺对其进行校准,试验中利用高度尺的水平横 臂作为不同位置处的水平参照物,采用肉眼观察与 高度尺水平横臂是否重合的方式对其进行调整。由 于人眼的分辨能力是由视网膜上感觉接收器的间距 决定的,因此存在一个观察角度,在这个角度下,眼 睛恰好能分辨两条线,目前,比较公认的这个最小分 表角度是1.5′,也就是0.025°,本试验,由于安装空间 受限,采用5°做为安装引起的误差。从而得到安装 误差百分比为+0.38%。

根据各传感器的误差及其对应的二次仪表的误差,并且考虑到电感测微仪的安装误差后,试验所用 传感器的综合误差如表1。

#### 3.2 测试方案验证

为验证本试验测试方案及其精度,对本试验的 结果进行了重复性试验校验,选定本试验范围内的 最低、最高温度工况即100℃,300℃两个温度,每个温 度各选一个试验工况,每个试验工况进行两次试验 并将所得的温度、变形数据进行对比,试验工况的信 息如表2。

流量参数为本试验的敏感参数,对其进行无量 纲化处理,定义进口雷诺数为

$$Re_{inlet} = \rho u d/\mu = 4\dot{V}\rho/(\pi d\mu) \tag{1}$$

式中 ρ 为空气密度, V 为空气体积流量, μ 为空 气动力粘度, d 为节流管处内径。

本试验中的温度测点较多,为验证所测得温度数据的有效性,结合本试验的背景为ACC系统作用

 Table 1
 Measurment instrument indication error

Item	Sensor error	Secondary instrument error/%	Installation error/%	Total error
Flowmeter	0.64%	0.2	/	0.84%
Pressure transmitter	0.17%	0.2	/	0.37%
Thermal couple	$1.3^{\circ}C(0 \sim 500^{\circ}C)$	0.1	/	3.0125℃
Deformation probe	3µm F.S.	0.2	0.38	14.11µm

下机匣热特性与变形特性的测量,故选择所有布置 在冲击位置的温度测点,即2\*,5\*,6\*,8\*,10\*,12\*,14\*, 15\*位置测点,在得到每个工况的两次试验试验数据 后,将每个测点周向16个温度数据相减并取最大差 值,如表3。

 Table 2
 Information of test conditions

Heating temperature/°C	Inlet pressure/kPa	Re	Case
100	4.53	103249	100-1
100	4.53	103463	100-2
300	28.9	197087	300-1
	29.0	198412	300-2

从表3中可以看出,当加热温度为100℃时,所选测点的最大温度偏差为3.1℃;当加热温度为300℃ 时,所选测点的最大温度偏差为8.2℃。当加热温度 为100℃时,所选测点的最大温差普遍在2℃范围内, 而当加热温度升高到300℃后,所选测点的最大温差 普遍升高到了5℃范围内,这是因为,温度反馈点的 温度由于导热作用降低、由于加热器的加热升高,当 加热温度升高后,在相同的冷气入口条件下,ACC系 统的冲击换热量增加,导致温度反馈点的温度有较 大波动,所以温控系统频繁动作,其温度稳定后的波 动温差也随之增加,故在加热温度变高时,其最大温 度偏差变大。本试验中,加热器温控精度为±5℃,故 两次测量所得的最大温度偏差在本试验的精度范围 内,机匣温度场数据有效。

为验证所测得位移数据的有效性,采取同样的 方法,在得到每个工况的两次试验的试验数据后,将 每个截面周向8个位移测点数据相减并取最大差值, 如表4。

由表4中可以看出,在100℃与300℃两个工况 中,在加热温度为100℃时,最大径向偏差为14μm; 当加热温度升高到 300℃后,最大偏差升高到为 47µm,其原因与温度偏差随加热温度升高而变大相 同。根据本试验测量数据,平均每升高1℃,径向变 形约增大3.5µm,本试验中温度控制精度为±5℃,并 结合3.1节电感测微仪误差分析,经计算可得位移测 量的最大偏差应在49.11µm内,故据此认定机匣位移 场测试数据重复性较好,测试方案有效。

## 4 试验结果及分析

试验中,测试了加热温度为100℃,150℃,200℃, 250℃,300℃时的有、无ACC作用的工况。在本节中, 给出了在300℃的加热工况下有、无ACC作用时的稳 态温度、位移数据并对其进行简要分析。

#### 4.1 ACC 未工作时机匣下温度场及位移场

为研究机匣自身的温度分布规律及热变形规 律,首先进行了不同温度下无ACC系统作用时的试 验,即仅有加热过程及温度稳定过程。本小节中,开 展了300℃下机匣稳态温度场测试数据及位移场测 试数据分析。在位移场分析的最后,以D2截面为 例,给出了不同温度下机匣径向变形的规律。

在得到加热温度 300℃的机匣稳态温度场测试 数据后,将数据坏点(即热电偶断路测点)剔除,并对 每个测点位置的温度测试数据进行周向平均,即得 到图 10的稳态温度场。

从总体上来说,沿发动机进气方向(本试验中机 匣为水平放置,对应图5中的从上至下方向,对应图 10中的从左至右方向),整个机匣的温度有下降趋 势,如3号测点为301.4℃,5号测点为296.3℃,8号测 点为285.9℃,12号测点为286.3℃。这一现象是由测 试时的机匣放置方向导致的,从图4,5中可以看出, 在试验过程中,机匣是按轴向与水平面垂直的方式 放置在试验台上的,这导致在温度偏高时,自然对流

Table 3 Maximum temperatu	re difference of two test conditions ( °C	2)
---------------------------	---	----

Heating temperature/°C			Temp	erature measur	ring points num	ber/°C		
	2*	5*	6*	8#	10*	12#	14#	15*
100	3.1	1.7	1.4	1.6	1.7	1.6	1.4	1.3
300	8.2	5.6	4.3	3.1	3.7	3.6	6.2	4.6



Fig. 10 Steady temperature field of 300°C without ACC

作用明显加强,导致该现象发生。

具体而言,从图10中可以看出,由于热源存在于 机匣内壁,在同一轴向位置处,内壁面温度较外壁面 偏高,如24号测点比13号测点高5.6℃,25号测点比 14号测点高5.5℃。而热源的加热位置为内壁挂钩处 及两端共5个位置,所以,在离热源较近的温度测点 的温度要偏高,如8号、10号测点比9号测点温度 高。15,16号测点的温度较14号低了约40℃,这是因 为该处为测试机匣与下辅助机匣连接处,并存在一 段较长的定位止口结构,导热作用较强,并且该位置 距离热源较远,故温度偏低。

Table 4Maximum deformation difference of two test<br/>conditions (µm)

	Displace	ment meas	uring point	number
Temperature/°C	D1	D2	D3	<i>D</i> 4
100	14	13	13	8
300	40	38	44	47
300	40	38	44	47

当工况稳定后,将D1,D2,D3,D4截面周向8个 测点所得到的变形数据进行周向平均,得到300℃稳 态下各截面的平均变形量,如表5。从表5中可以看 出,当无ACC作用时,四个截面的热变形量在800~ 900µm内,沿进气方向的热变形量呈现出先减小后 增大的趋势,这是因为,沿进气方向,整个机匣的温 度有下降趋势,故在半径相同的位置截面,如D1与 D2截面,径向变形呈减小的趋势,而D2截面之后, D3,D4截面的半径逐渐增大,故截面的热变形逐渐 增大。

Table 5 Steady mean radial deformation of 300°C (µm)

Displacement measuring point number						
<i>D</i> 1	D2	D3	<i>D</i> 4			
845.88	830.3	863.21	870.21			

为了研究不同温度下,无ACC作用时,机匣位移 场的变化规律,以D2截面为例,给出了无ACC作用 时不同加热温度下,D2截面8个电感测微仪测得的 机匣热变形量,如图 11 所示。从图 11 中可以看出, 当无 ACC 作用时,机匣的径向变形量基本按线性变 化,其他截面的热变形亦有同样的分布规律。对于 本试验所采用的机匣,根据本试验所测得的4个截面 的径向变形数据进行周向平均可得,每升高1℃,该 机匣径向变形增量在 D1,D2,D3,D4 四个截面平均 为3.48µm,3.21µm,3.41µm,3.38µm。



temperature

## 4.2 有 ACC 时下机匣温度场及位移场

为研究在ACC系统作用下机匣的温度分布规律 及热变形规律,进行了不同温度、不同冷气入口条件 下的试验,本小节以加热温度为300℃下的三个工况 为例,展示了在ACC作用下机匣的温度场与位移场, 对ACC的效果进行了验证与评价。选择300℃无 ACC的工况作为基准工况,选择入口压力分别为 0.3kPa,3.1kPa,9.74kPa的三个工况作为对比工况,其 工况信息及代号如表6。

由图 7 可知,本试验所采用的 ACC 管路并非整周,而是通过四个集气匣分配给四组冲击管,在冲击管之间存在着无冲击孔分布的冲击盲端,故在使用ACC 后,其周向温度不是均匀分布的。第一类测点中的 15 号位置温度测点为唯一周向 16 个测点无坏点的测点,为研究在相同加热温度、不同试验工况下ACC 系统作用后周向温度分布规律,选择该测点,给

出其在有、无ACC系统作用时的周向温度分布,如图 12所示。在图12中,ACC系统的固定工装保证在不 同工况下,冷却管和机匣的冲击距离不变。

Table 6 Information of test conditions

Inlet pressure/kPa	Total air temperature/°C	Re	Case
0	/	0	300
0.36	28.2	31209	300-1
3.10	27.9	83337	300-2
9.74	28.0	126708	300-3

从图 12中可以看出,在无 ACC 系统作用时,轴向 15号位置测点周向温度分布较为均匀,在4.1节中已 经提到,该点温度的周向平均值为 257.3℃。在使用 ACC后,沿周向出现了明显的"山峰"状温度分布,在 轴向 15号测点的周向 3,7,11,15位置处温度与未使 用 ACC 时几乎相同,其余测点的温度则有不同程度 的降低。结合图 7可知,周向 3,7,11,15位置处于冲 击管路的冲击盲端位置,该4处位置并不存在冲击作 用,故温度几乎不变。当进口压力增大时,强化了冲 击换热,导致 ACC 作用处的温度进一步降低。其他 在冲击位置处布置的第一类测点在有、无 ACC 系统 作用下有相同规律的温度分布规律。



circumferential direction

在冲击换热中,当冲击射流抵达至壁面时,主流 部分的法向速度变化为0,产生高压区并形成壁面流 区,而处于孔与孔之间部分由于壁面流之间的相互 撞击,切向动量互相抵消而形成了泉流区。在本试 验中观察到了此现象,如图13。由于冲击形成的壁 面流区与泉流区强烈的换热效应,形成了局部的低 温区,在低温区内机匣壁面的氧化速度较慢,故沿着 冲击孔形成了周向如图13所示的壁面流区与泉流区 交错排列、即IOI形状的分布,I形状区域为壁面流 区,O形状区域为泉流区。





为评价不同试验工况下 ACC 系统的工作效果, 文献[3]中定义了绝热效率,文献[10]中定义了机匣 冷却效率,本文采用文献[10]中对于机匣冷却效率 的定义来评价 ACC 系统的工作效果,定义 ACC 系统 在*i*位置处的工作效率 η<sub>ACC6</sub> 为

$$\eta_{\text{ACC(i)}} = \frac{\bar{T}_{\text{h(i)}} - \bar{T}_{\text{ACC(i)}}}{\bar{T}_{\text{h(i)}} - T_{\text{in}}}$$
(2)

式中 $\bar{T}_{iii}$ 为无ACC作用时(即图7中的温度稳定 过程),*i*位置测点的周向平均温度, $T_{iii}$ 为入口冷却气 的总温, $\bar{T}_{ACCii}$ 为使用ACC系统并稳定后(即图7的温 度再稳定过程),*i*位置测点的周向平均温度。

布置在冲击位置的温度测点为2号,5号,6号,8 号,10号,12号,14号,15号位置测点,按照式(2)的 定义,不同试验工况下ACC系统在不同冲击位置的 工作效率如图14。可以看出,ACC系统在不同试验 工况下沿各位置测点的变化趋势相同,随着雷诺数 的增加,ACC系统的冷却效率升高。



以室温时的电感测微仪示值为基准,通过温度 稳定后位移传感器示值与基准作差得到不同工况下 机匣的热变形。以D2截面为例,展示了不同的试验 工况下机匣热变形的稳态位移场,如图15所示。

从图 15 中可以看出,在不使用 ACC 系统时,机匣 热变形周向较为均匀,且热变形较大。在使用 ACC 后,随着雷诺数的增加,机匣热变形变小,周向变形 的不均匀度增加。在不同试验工况下,周向最大不 均匀度如表7所示,在使用ACC后,从总的趋势上来 看,周向不均匀度随着雷诺数的增大而增加。在不 使用ACC系统时,周向不均匀度最大为91µm,使用 ACC系统后,在表7的几个工况中,最大不均度为 335µm。



Fig. 15 Deformation field of *D*2 under several test conditions

 Table 7 Radial deformation difference under different test conditions

Condition	Maximum difference/µm				
Condition case	<i>D</i> 1	D2	D3	<i>D</i> 4	
300	96	76	91	84	
300-1	234	257	312	250	
300-2	263	275	283	267	
300-3	258	308	335	256	

为定量评价不同试验工况下 ACC 系统对位移场 的影响,以无 ACC 作用时机匣的热变形量为基准,定 义机匣变形率为式(3)。式(3)中, $\bar{D}_{_{aL0}}$ 为 ACC 系统 未工作时,即处于环境温度下i截面的周向平均机匣 2 热变形量, $\bar{D}_{_{ACC0}}$ 为 ACC 系统工作时,工况稳定后i截面的周向平均机匣热变形量。

$$\lambda_{i} = \frac{\bar{D}_{ACC(i)}}{\bar{D}_{a.t(i)}} \tag{3}$$

按照式(3)的定义,不同试验工况下,所测量的 机匣四个截面的机匣热变形率如图16所示。

从图 16 可以看出,在不同试验工况下,机匣热变 形率的变化趋势相同,随着雷诺数的增加,机匣热变 形率随之减小,即热变形越来越小。



图 14 中 ACC 系统工作效率与图 16 中机匣热变 形率之间的关系可根据图2所示的冲击位置与图6 所示的温度测点与机匣变形位置测点建立。从图2 中可以看出,D1截面存在着2号冲击管的1排冲击 孔,其对应图6中的5号位置温度测点;D2截面存在 着2号与3号冲击管的2排冲击孔,其对应图6中的6 号、8号位置温度测点;D3截面存在着4号与5号冲 击管的两排冲击孔,其对应图6中的10,12号位置温 度测点;D4截面存在着5号冲击管的两排冲击孔,其 对应着图6中的14,15号位置温度测点。故每个截 面的ACC系统工作效率可由该截面存在的冲击孔位 置处的ACC系统工作效率求平均得到,相应的机匣 热变形率与ACC系统工作效率及对应温度测点位置 如表8所示。从表8中可以看出,ACC系统工作效率 与机匣热变形率呈现负相关,即当冲击效率升高时, 机匣热变形率随之降低。

Table 8 $\eta_{\text{ACC}}$ and $\lambda$ of each cross sections under different test condition	Table 8	$\eta_{\rm ACC}$ and $\lambda$	of each cross	sections under	different test	conditions
---	---------	--------------------------------	---------------	----------------	----------------	------------

		D1	D2	D3	<i>D</i> 4
Temperature measuring point number		5#	$AVG(6^{#}+8^{#})$	AVG(10#+12#)	AVG(14 <sup>#</sup> +15 <sup>#</sup> )
200_1	$oldsymbol{\eta}_{\scriptscriptstyle m ACC}$	0.1923	0.2393	0.2564	0.1831
300-1	λ	0.7493	0.6642	0.6212	0.6964
300-2	$oldsymbol{\eta}_{\scriptscriptstyle m ACC}$	0.2959	0.3722	0.4076	0.2690
	λ	0.6745	0.5414	0.4816	0.6293
200.2	$oldsymbol{\eta}_{\scriptscriptstyle m ACC}$	0.3612	0.4598	0.4857	0.3624
300-3	λ	0.6199	0.4858	0.4143	0.5404

通过基于主动间隙控制系统的高压涡轮模型机 匣试验研究,可以得到如下结论:

(1)为了研究ACC系统对机匣变形的影响规律, 设计并搭建了具有 ACC 系统的高压涡轮模型机匣试 验台,并对所测数据进行了误差分析及试验方案验 证,该试验方案解决了ACC系统试验中关于热源准 确模拟的问题。

(2) 在无 ACC 作用时, 机匣的径向热变形量与加 热温度的关系近似线性分布,径向变形增量在D1, D2, D3, D4 四个截面平均为 3.48µm, 3.21µm,  $3.41 \mu m$ ,  $3.38 \mu m_{\circ}$ 

(3)在有ACC作用时,由于冲击管路存在冲击盲 端,温度分布出现了"山峰"状分布,冲击盲端温度较 无ACC作用时几乎不变;随着雷诺数增加,机匣变形 率随之减小,并且位移场周向不均匀度变大,从 91µm升高至335µm。

(4)在有ACC作用时,由于氧化速度不同,试验 中观察到了明显的壁面流区与泉流区相交错的IOI 形状分布。

#### 参考文献:

- [1] Taylor S, Steinetz B, Oswald J, et al. Test Rig for Active Turbine Blade Tip Clearance Control Concepts: An Update [C]. Cleveland: 2005 NASA Seal/Secondary Air System Workshop, 2005.
- [2] Lee C H, Lim K B, Lee S H, et al. A Study of the Heat Transfer Characteristics of Turbulent Round Jet Impinging on an Inclined Concave Surface Using Liquid Crystal Transient Method [J]. Experimental Thermal & Fluid Science, 2007, 31(6): 559-565.
- [3] Andreini A, Da Soghe R, Facchini B, et al. Experimental and Numerical Analysis of Multiple Impingement Jet Arrays for an Active Clearance Control System[J]. Journal of Turbomachinery, 2013, 135(3).
- [4] 张井山,毛军逵,李 毅,等.高压涡轮主动间隙控 制机匣内部换热特性试验[J]. 航空动力学报, 2014, 29(2): 298-304.
- 姜远刚,毛军逵,李 毅,等.间隙主动控制系统中 [5] 冷却空气管换热特性实验研究[J]. 推进技术, 2014, 35 (3): 365-371. (JIANG Yuan-Gang, MAO Jun-Kui, LI Yi, et al. Experimental Studies on Heat Transfer Characteristics in Air Cooling Pipe of Turbine Tip

Clearance Control System [J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(3): 365-371.)

- 宋新伟,毛军逵,屠泽灿,等.双层壳型冲击/气膜综 [6] 合流量系数实验研究[J]. 推进技术, 2012, 33(6): 875-880. (SONG Xin-Wei, MAO Jun-Kui, TU Ze-Can, et al. Experimental Investigations on the Discharge Coefficient of Double-Decker Jet Impingement/ Film Structures [J]. Journal of Propulsion Technology, 2012, 33(6): 875-880.)
- [7] 张书华,张 丽,朱惠人,等.涡轮机匣换热实验 [J]. 航空动力学报, 2011, 26(5): 1011-1016.
- [8] 毛军逵, 刘震雄, 郭 文, 等. 小间距冲击凹柱面靶 板换热特性实验[J]. 推进技术, 2008, 29(2): 143-148. (MAO Jun-Kui, LIU Zhen-Xiong, GUO Wen, et al. Experiment of Heat Transfer on Concave Surface in Single Jet Impingement Cooling System in Small Jet-to-Target Space [J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(2): 143-148.)
- [9] Gaffin W O. JT9D-70/59 Improved High Pressure Turbine Active Clearance Control System [R]. NASA CR-159661, 1979.
- [10] 徐逸钧,毛军逵,王鹏飞,等.高压涡轮主动间隙控 制系统机匣模型试验[J]. 航空动力学报, 2016, 31 (7): 1591-1601.
- [11] Geisheimer J, Billington S, Burgess D. A Microwave Blade Tip Clearance Sensor for Active Clearance Control Applications [C]. Fort Lauderdale: AIAA/ASME/SAE/AS-EE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2013.
- [12] Lattime S B, Steinetz B M, Robbie M G. Test Rig for Evaluating Active Turbine Blade Tip Clearance Control Concepts [J]. Journal of Propulsion and Power, 2005, 21(3): 552-563.
- [13] Mattern D, Jaw L, Henry M, et al. Experimental Results of an Active Tip Clearance Control System for a Centrifugal Compressor[R]. ASME 97-GT-32.
- Justak J F, Doux C. Self-Acting Clearance Control for [14] Turbine Blade Outer Air Seals [R]. ASME GT 2009-59683.
- [15] Knipser C, Horn W, Staudacher S. Aircraft Engine Performance Improvement by Active Clearance Control in Low Pressure Turbines [R]. ASME GT 2009-59301.
- [16] Lavagnoli S, De Maesschalck C, Andreoli V. Design Considerations for Tip Clearance Control and Measurement on a Turbine Rainbow Rotor with Multiple Blade Tip Geometries [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2017, 139(4).

(编辑:张荣莉)