

燃烧室流量分配对涡轮进口非均匀 气热特性影响的试验研究

李金泽^{1,2}, 杨星^{1,2}, 王群^{1,2}, 李庆烜^{1,2}, 李若诚^{1,2}, 汪翔宇^{1,2}, 丰镇平^{1,2}

(1. 西安交通大学能源与动力工程学院, 710049, 西安;

2. 西安交通大学陕西省叶轮机械及动力装备工程实验室, 710049, 西安)

摘要: 为研究燃烧室-涡轮相互作用并深入理解涡轮进口非均匀气热特性的形成机理和影响因素, 搭建无化学反应扇形燃烧室模拟器试验台, 复现并调节由热斑、旋流、总压梯度等耦合形成的涡轮进口非均匀气热场。将燃烧室流量分配解耦为带旋流的主流流量和内、外衬套冷气流量比两个关键参数, 采用 7 孔探针及热电偶扫描获取 5 种工况下的涡轮进口截面气热场, 揭示了燃烧室流量分配对涡轮进口非均匀特性的影响机制。试验结果表明: 涡轮进口非均匀特性是燃烧室旋流与发散冷气之间气热耦合作用的结果, 增加主流流量可增强旋流的动力效应并扩大其影响范围, 主流流量增加 20% 时, 截面周向平均旋流角和节距角的变化区间宽度分别扩大 28.3%、减小 33.5%; 改变内、外衬套冷气流量比将导致旋流核心发生高度约 10% 的径向偏移, 并显著改变冷气侧的压力与温度梯度。研究结果可为下一代航空发动机高压涡轮的气动及冷却设计提供关键气动热力边界条件, 并为燃烧室-涡轮一体化设计提供有益的借鉴。

关键词: 涡轮进口非均匀气热特性; 燃烧室-涡轮相互作用; 燃烧室流量分配; 热斑; 旋流

中图分类号: V231.1 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtuxb202610014 **文章编号:** 0253-987X(2026)10-0160-13

Experimental Study on the Effect of Combustor Flow Split on Non-Uniform Aerothermal Characteristics at a Turbine Inlet

LI Jinze^{1,2}, YANG Xing^{1,2}, WANG Qun^{1,2}, LI Qingxuan^{1,2}, LI Ruocheng^{1,2},
Wang Xiangyu^{1,2}, FENG Zhenping^{1,2}

(1. School of Energy and Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China; 2. Shaanxi Engineering
Laboratory of Turbomachinery and Power Equipment, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: To investigate the combustor-turbine interactions and to deepen understanding of the formation mechanism as well as the influencing factors of non-uniform aerothermal characteristics at a turbine inlet, a non-reacting sector combustor simulator was constructed. This facility was capable of reproducing and regulating coupled non-uniform characteristics at turbine inlets, including hot streaks, swirling flow, total pressure gradients, and high turbulence intensity. The combustor flow split was decoupled into two key parameters: the mainstream swirling flow rate and the inner-to-outer liner coolant flow ratio. A traverse system was employed to scan the thermal-flow field at the turbine inlet plane using a seven-hole probe equipped with a thermocouple under five operating conditions, revealing

the influence mechanisms of combustor flow splits on non-uniform characteristics. The results indicate that the non-uniform characteristics at the turbine inlet are mainly due to the thermal-fluid coupling between the combustor's swirling flow and the effusion cooling flow. An increase in the mainstream swirl flow rate enhances the dynamic effect of the swirl and expands its influence area. Specifically, a 20% increase in the mainstream swirl flow rate causes the variation ranges of the circumferentially averaged swirl and pitch angles to be expanded by 28.3% and to be reduced by 33.5%, respectively. Altering the inner-to-outer coolant flow ratio causes a radial shift of the swirling core by approximately 10% of the passage height and significantly changes the pressure and temperature gradients on the coolant side. These findings provide critical aerothermal boundary conditions for aerodynamic and cooling design of high-pressure turbines in next-generation aero-engines, and offer valuable insights for integrated combustor-turbine design.

Keywords: non-uniform aerothermal characteristics at turbine inlet; combustor-turbine interaction; combustor flow split; hot streaks; swirling flow

随着航空发动机推重比和热效率的持续提升,燃烧室和涡轮部件间的相互作用愈发显著。燃烧室出口(即涡轮进口)流场及温度场呈现出的多物理场耦合的非均匀特征,如热斑、旋流、总压梯度和高湍流度等,显著改变了高压涡轮的流动、传热和冷却特性,对其效率和寿命均产生不利影响。研究表明,在涡轮进口非均匀气热特性影响下,高压涡轮气动效率下降超过 2%^[1],叶片温度预测值偏低 30℃,叶片寿命将会减半。基于均匀来流设计的冷却系统需设定较大的安全裕度,易造成冷气浪费和发动机性能损失^[2]。涡轮进口非均匀气热特性已成为制约涡轮性能进一步提高的关键因素之一,因此各国有关研究机构均将燃烧室-涡轮相互作用研究视为突破涡轮性能的重要方向^[3]。

显然,获取准确、可靠的涡轮进口非均匀特性是开展燃烧室-涡轮相互作用研究的前提。早期研究聚焦于热斑或旋流等单一因素,对热斑和旋流周向位置的影响^[4-6]、热斑迁移^[7-8]及其影响机制^[9-10]等进行了大量研究。为更真实模拟现代贫燃旋流燃烧室的非均匀复杂出流特性,研究人员开发了复现涡轮进口条件的无化学反应燃烧室模拟器。Koupper 等^[11-12]和 Bacci 等^[13]在佛罗伦萨大学搭建贫燃燃烧室模拟器,其出口截面最高温度与平均温度的比值为 1.1,旋流角和节距角峰值均达 $\pm 50^\circ$ 。Wilhelm 等^[14]参考 E3E 发动机搭建了旋流燃烧室模拟器,其旋流时序可调。Adams 等^[15-16]在牛津大学的燃烧室模拟器上开展了非均匀特性试验测量,测得的热斑温比为 1.54,旋流角峰值约为 $\pm 30^\circ$,湍流强度为 10%。Amend 等^[17-19]进一步完善了该模拟器,扩展了工况范围,结果表明:无反应燃烧室模拟器的涡轮进口非均匀气热特性具有代表性。Notaristefano

等^[1,20-22]针对米兰理工大学的高速涡轮试验台,匹配了能够产生旋流和熵波的燃烧室模拟器,探讨了不同涡轮运行工况下的燃烧室-涡轮相互作用,并开发了简化的燃烧室-涡轮相互作用模型。Pinelli 等^[23]讨论了非设计工况下熵波的涡轮级迁移特性。Feng 等^[24]研究了热斑与涡轮第一级、第二级导叶间的时序效应,提出匹配时序是提高涡轮气动效率、降低热负荷的可行途径。Li 等^[25]数值研究了热斑与旋流时序位置对涡轮叶片气热特性的综合影响。Zhang 等^[26]开展燃烧室模拟器与涡轮导叶联合计算,研究了燃烧室复杂非均匀出流特征下的导叶传热特性。Zhang 等^[27]数值研究了旋流强度和方向对 GE-E³ 导叶传热性能的影响。孙添一等^[28]数值研究了燃烧室出流对导叶端壁气热性能的影响。Song 等^[29]评估了旋流对导叶压力面气膜冷效的影响。上述工作在复现和研究涡轮进口强非均匀特性方面均取得了一定进展,但在系统揭示关键流动参数对涡轮进口非均匀特性的影响机制方面仍存在不足。

涡轮进口的非均匀气热特性主要源于上游燃烧室中高温旋流与内、外环壁发散冷气的剧烈掺混,其中旋流与两侧发散冷气之间的流量分配是影响掺混过程的关键因素。流量分配是燃烧室设计中最基本的问题,关系到燃烧室的点火、火焰稳定、燃烧效率、总压损失、壁面冷却、出口温度分布和污染物排放等方面^[30]。目前,有关燃烧室流量分配对涡轮进口气热场影响的系统性研究尚不充分。Koupper^[11]探讨了内、外冷气流量变化对涡轮进口旋流角的影响。Schaeffer 等^[31]研究了燃烧室掺混孔和发散孔冷气对涡轮进口温度分布的影响。然而,现有研究仍存在明显不足:一方面,缺乏流量分配对涡轮进口总压梯度影响的研究;另一方面,旋流与发散冷气各自对

涡轮进口气热场的影响机制及效果尚不清楚。因此,亟待通过试验手段开展相应的机理研究。

基于上述研究背景,本团队设计并搭建了复现涡轮进口非均匀气热条件的扇形燃烧室模拟器试验台^[32],旨在精确复现并调节热斑、旋流、总压梯度等涡轮进口关键气热场特征。为确保试验测量精度和参数解耦能力,试验台未模拟燃烧反应。相较于同类研究,该试验台的性能在以下几个方面得到了显著提升:①在几何结构上,旋流器与发散冷气衬套采用模块化设计,便于更换;②在运行工况上,燃烧室模拟器主流与内、外发散冷气的流量比、温度比均可在线独立调节;③该试验台还可匹配高压涡轮导叶叶栅,为导叶叶栅生成有针对性的非均匀进口条件,从而支撑燃烧室-涡轮耦合条件下的导叶流动、传热和冷却性能研究。本研究聚焦于燃烧室流量分配如何影响涡轮进口非均匀气热场这一重要问题,将燃烧室流量分配解耦为带旋流的主流流量和内、外衬套冷气流量比两个独立变量,开展 5 组机理性试验,系统揭示了这两个变量对涡轮进口非均匀压力场、

速度场以及温度场分布规律的影响。研究结果可为强非均匀来流下的涡轮导叶气热特性机理研究提供试验基础数据支撑,并为下一代航空发动机的燃烧室-涡轮一体化设计提供重要借鉴。

1 无反应扇形燃烧室模拟器试验台

1.1 燃烧室模拟器试验段

复现涡轮进口非均匀气热条件的无化学反应扇形燃烧室模拟器试验台如图 1 所示,主要由燃烧室模拟器试验段、配套管路及测控系统组成。试验段如图 2 所示, D_{sw} 为旋流器最大外径。其几何结构基于典型航空发动机燃烧室进行了简化,在主流道几何特征、旋流器构型、冷却形式等方面复现了贫燃旋流燃烧室的气热场关键生成特征。主要试验件如图 3 所示。试验通过电加热替代燃烧释热,加热后的燃烧室主流流经旋流器形成强旋流,与通过内、外衬套注入的发散冷气掺混,产生包含热斑、旋流、总压梯度和高湍流强度在内的典型涡轮进口强非均匀气热特性。

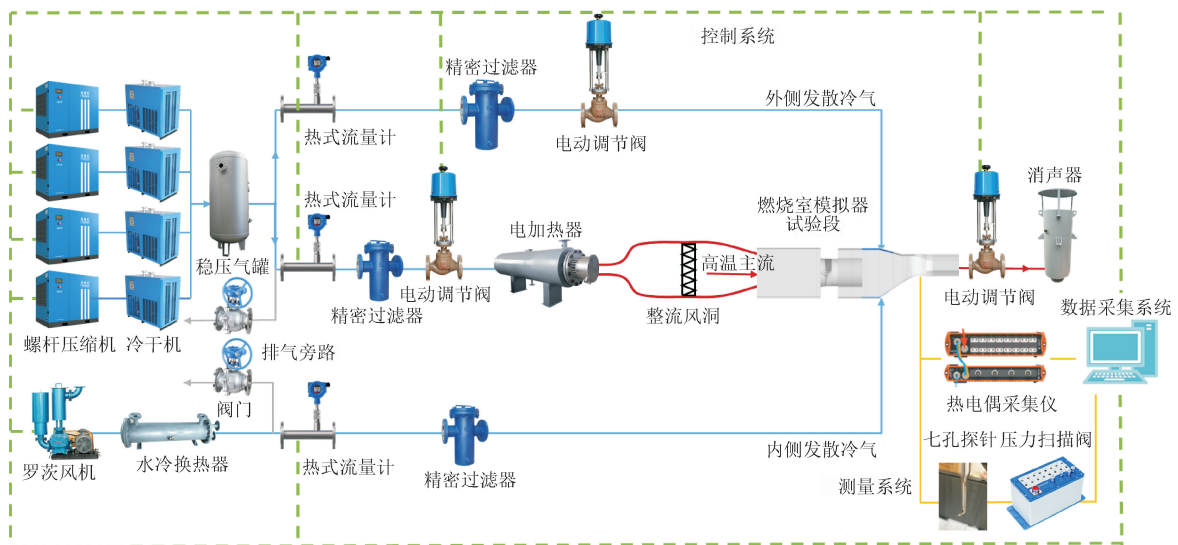


图 1 无反应扇形燃烧室模拟器试验台示意图

Fig. 1 Schematic diagram of non reactive sector combustor simulator test system

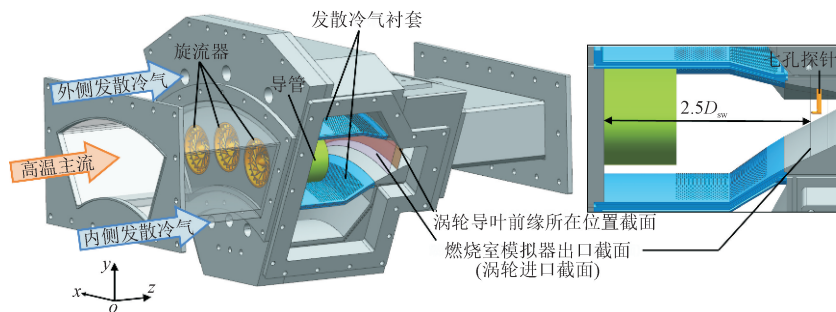


图 2 燃烧室模拟器试验段模型

Fig. 2 Combustor simulator test section model

试验段采用贫燃燃烧室常见的轴向三级旋流器。采用旋流数定义旋流器的名义旋流强度^[33],表达式如下

$$S = \frac{2}{3} \left[\frac{1 - (D_{sw,i}/D_{sw,o})^3}{1 - (D_{sw,i}/D_{sw,o})^2} \right] \tan \delta \quad (1)$$

式中: $D_{sw,i}$ 和 $D_{sw,o}$ 分别为旋流器各级叶片所在的内、外直径; δ 为旋流叶片倾斜角。

如图 3(a)所示,旋流器具有 3 个同心对齐的环形流道。其几何参数见表 1。旋流器中环和内环的旋流数均高于 0.6,能够产生中心回流区^[33],并在涡轮进口维持一定强度的残余旋流,符合真实燃烧室的出流特征。采用增材制造技术制备旋流器,材料为 TC4 钛合金。参考文献[13],在旋流器出口处安装等径导管,其末端在轴向上与内、外冷气衬套的第一排发散孔对齐,以保证旋流在与发散冷气掺混前不提前耗散。燃烧室内、外环壁采用发散冷却,分别布置有 50、48 排直径为 1 mm 的圆形发散孔。发散冷却衬套通过增材制造技术得到,材料为 316L 不锈钢,厚度为 2.6 mm,如图 3(b)所示。制造过程中进行多次反变形校核及工艺试件优化,有效降低了衬套变形,保证了发散孔孔径的一致性。经销式塞规实测,最终成品发散孔的孔径在 0.95~1.01 mm 之间。



(a)旋流器

(b)发散冷气外衬

图 3 燃烧室模拟器试验件

Fig. 3 Combustor simulator test specimen

表 1 旋流器几何参数

Table 1 Geometric parameters of the swirler

参数	外环	中环	内环
叶片数	24	16	8
叶片倾角/(°)	-5	45	50
面积占比/%	35.5	50.0	14.5
旋流数	-0.08	0.80	0.92

为保证周期性,试验段采用三扇形周期设计,每

个扇形的周向角为 18°,仅测量中间扇形段。试验段的其他部件均使用 304 不锈钢经数控加工制成,各连接面之间采用耐温硅胶条密封。

本文试验作为强非均匀来流下的涡轮导叶流动、传热及冷却特性研究的前置环节,仅呈现燃烧室模拟器试验段在涡轮进口截面处产生的强非均匀特性,暂未匹配高压涡轮导叶叶栅。该截面位于旋流器出口下游 203 mm 处(约 2.5 倍旋流器外径),在几何定位上严格匹配高压涡轮导叶前缘上游 0.5 C_{ax} (C_{ax} 为轴向弦长)所在位置(即研究中常见的涡轮进口定义截面)。文献[14]专门针对此问题开展了大涡模拟研究,结果表明:下游有、无导叶对燃烧室模拟器出口的温度场无明显影响,对出口流场和质量流量分布的影响仅局限在叶片上游 0.3 C_{ax} 以内。因此,可认为本试验段所测量的燃烧室模拟器出口截面有效等同于高压涡轮导叶的进口截面。

1.2 试验管路

图 1 所示的试验台气源与管路系统中,主流由 4 台螺杆压缩机提供,最高压力为 0.7 MPa,最大流量为 2.4 kg/s,流经一台功率为 240 kW 的电加热器升温后,经整流进入试验段。外侧冷气由 4 台螺杆压缩机提供,内侧冷气由一台最高压力为 0.18 MPa、最大流量为 0.4 kg/s 的罗茨风机提供。内、外侧冷气经过滤、整流后,通过多根金属波纹管分别通入试验段的内、外冷气腔室,用于模拟贫燃燃烧室内、外侧的发散冷气。为保证内、外侧冷气温度相同,在内侧冷气管路上布置一台管翅式水冷换热器,以确保内、外侧冷气温差在 ± 1 K 以内。带旋流的主流在试验段内与内、外侧冷气混合后,经出口管路引至室外消声器排出。

试验中,需调节各管路间的流量比例。在主流和外侧冷气管路上安装电动调节阀,通过改变阀门开度调节流量;内侧冷气流量通过调节罗茨风机的工作频率进行控制。出口管路布置有电动调节阀,用于调节试验背压。电动调节阀、罗茨风机和电加热器均集成于测控系统中,由计算机集中控制。

2 试验方案

2.1 测量方案与不确定度分析

试验台的测点布置如图 4 所示。采用引压管和热电偶监测各管路的压力、温度;采用 Azbil 热式质量流量计测量质量流量,精度为量程的 $\pm 1.5\%$ 。采用位移执行机构带动内置热电偶的七孔探针,测量涡轮进口截面的非均匀压力场、速度场及温度场。

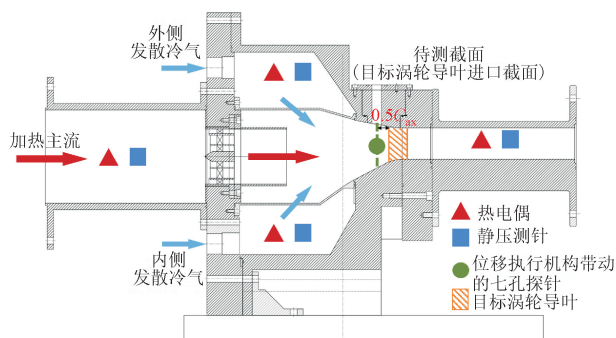


图 4 试验测点布置示意图

Fig. 4 Schematic diagram of experimental measurement point layout

如图 5 所示,为减小探针头部直径对测量的影响^[34],试验用七孔探针头部直径为 2.5 mm,每个测压孔直径为 0.4 mm。基于分区法,在制造商校准风洞中对探针进行标定,通过识别 7 个测压孔的压力,将测量空间分为 1 个内区和 6 个外区,对每个分区分别进行标定,获取不同来流角下的角度系数、总压系数和静压系数,绘制曲线图并形成探针标定数据库。接着,根据各测压孔压力在数据库中进行系数检索和插值还原。探针共标定了 0.05、0.10、0.20 共 3 个马赫数,俯仰角和偏航角的测量范围为 $\pm 45^\circ$ 。进行标定后,探针俯仰角和偏航角的测量不确定度均小于 0.4° 。



图 5 七孔探针照片

Fig. 5 Photo of seven-hole probe

为实现压力和温度的同步测量,七孔探针内部集成 1 支 I 级精度的 Omega T 型铠装热电偶。为避免干扰,热电偶安装于探针 L 形拐角处,感温测头悬空,不与探针直接接触,热电偶引线与探针内壁的间隙使用低导热系数的高温胶填充。试验台预热至热稳态后开始测量,探针在各测点停留至热稳态后,使用 WTN-1604 型压力扫描阀、Dewesoft 16xh 型热电偶采集仪同步采集压力及温度,最终构建出测量截面的非均匀压力场、速度场及温度场。由于

受限于压力扫描阀 100 Hz 的采样频率和引压管的容腔效应,本文测量系统尚不能捕捉频率为 kHz 量级^[12,14,22]的高频湍流脉动信号,因此无法直接获得湍流强度分布。本文研究重点聚焦于涡轮进口截面的稳态非均匀气热特性,后续将采用热线风速仪获取截面湍流强度分布,并使用贴片式热电偶和动态压力传感器获取内、外端壁典型位置温度及非定常压力脉动,以完善涡轮进口非均匀气热特性的表征及其在试验研究中的功能扩展。

位移执行机构如图 6 所示,带有 2 个平动行程和 1 个转动行程,平动精度为 ± 0.1 mm,转动精度为 $\pm 0.2^\circ$ 。机构带有滑动密封装置,可最大限度减小测量槽泄漏。受燃烧室收缩流道几何限制,测量点阵无法完全覆盖整个截面。最终,测量区域覆盖了相对径向高度的 13.2%~91.6%,占总待测面积的 78.9%。对测量点阵内、外侧温度梯度较大的区域进行适当加密,如图 7 所示。进行数据处理时,采用 Matlab V4(双调和样条插值)算法将离散测点映射至所覆盖的扇形区域。该算法在处理散点数据时具有优异的平滑特性,形成的插值数据场二阶连续,能够有效保留并还原涡轮进口截面的残余旋流特征。



图 6 位移执行机构

Fig. 6 Traversing mechanism

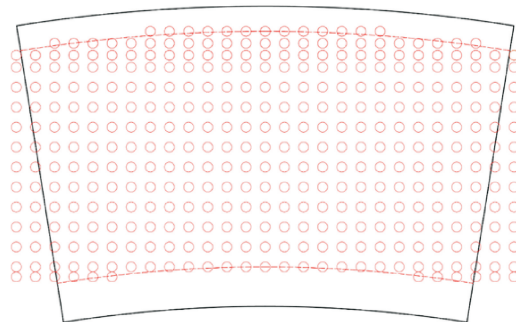


图 7 测量点阵示意图

Fig. 7 Schematic diagram of measuring dot matrix

根据测试设备供应商提供的技术参数及试验不确定度分析方法^[35],本试验中各变量的不确定度计算结果见表 2。由表可见,无量纲压力和温度的不确定度主要取决于测量设备精度;旋流角、节距角分别受探针偏航角和俯仰角的标定精度影响,对于云图中存在跨越 0°的区域,应以绝对不确定度进行衡量,分别不超过 0.4°和 0.6°;无量纲轴

向涡量的不确定度分析表明,位移步长是涡量等梯度导出量的核心误差源。受限于位移机构的位移精度,过小的位移步长会显著放大步长偏差对导数项的扰动,导致不确定度非线性增加,而测点布置过疏则无法准确还原流场特征,因此需要确定合适的测点密度以兼顾空间分辨率与数值精度。

表 2 测量参数的综合不确定度及影响因素

Table 2 Comprehensive uncertainty and influencing factors of measurement parameters

测量参数	典型取值	绝对不确定度	相对不确定度/%	不确定度影响因素
无量纲压力 p_{nd}	1.004	$\pm 0.000\ 60$	0.059	压力扫描阀设备精度
	0.995	$\pm 0.000\ 59$	0.059	
旋流角 α	5°	$\pm 0.40^\circ$	8.0	探针偏航角标定精度
	30°	$\pm 0.39^\circ$	1.3	
节距角 β	5°	$\pm 0.54^\circ$	10.8	探针俯仰角标定精度
	30°	$\pm 0.48^\circ$	1.6	
无量纲轴向涡量 ω_{nd}	-1.0	± 0.15	14.97	位移步长和位移精度
	-7.2	± 0.45	6.25	
无量纲温度 T_{nd}	0.3	± 0.010	3.49	热电偶测量精度
	0.8	± 0.011	1.35	

2.2 试验工况

选取表 3 所示的试验工况参数,以确保旋流流动和发散冷却过程能够满足关键无量纲相似准则的要求。为解耦并揭示燃烧室流量分配对涡轮进口强非均匀特性的影响机理,将带旋流的主流、外侧冷气及内侧冷气三路气流间的流量分配解耦为两个独立变量,即带旋流的主流流量和内、外衬套冷气流量比。如表 4 所示,试验共设置 5 种工况,其中工况 3 为基准工况,各工况下主流与冷气总流量相同。通过对比工况 1、3、5,分析主流流量的独立作用;对比工况 2、3、4,分析内、外衬套冷气流量比的独立作用。

表 3 试验工况参数

Table 3 Test working condition parameters

参数	数值
冷气温度/K	300
主流-冷气温度比	1.5
出口压力/Pa	95 000
总质量流量/($\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$)	1.0
旋流器雷诺数	117 507~156 676
外侧发散冷气流雷诺数	1 685~3 369
内侧发散冷气流雷诺数	1 937~4 358

表 4 不同工况下的流量分配方案

Table 4 Flow split schemes under different working conditions

工况	主流流量 占比/%	外冷流量 占比/%	内冷流量 占比/%	内、外衬套 冷气流量比
1	60.0	22.7	17.3	0.76
2	70.0	22.0	8.0	0.36
3	70.0	17.0	13.0	0.76
4	70.0	12.0	18.0	1.50
5	80.0	11.3	8.7	0.77

3 试验结果与讨论

3.1 非均匀压力场

为定量描述涡轮进口截面的压力分布,定义无量纲压力表达式

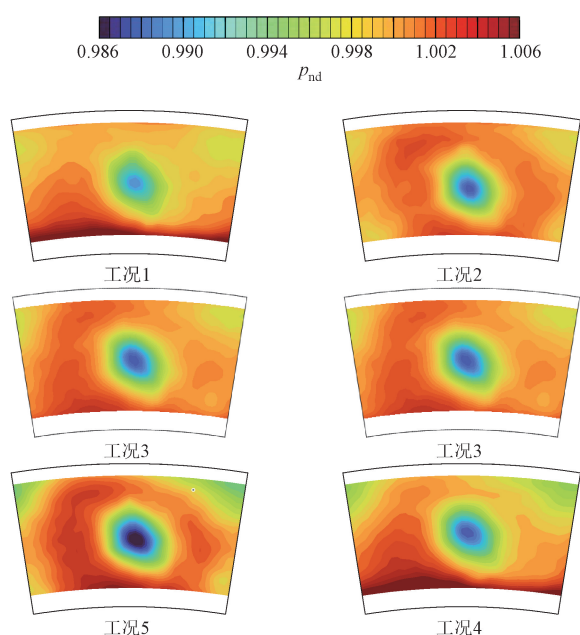
$$p_{nd} = \frac{p^*}{p_{ave}}$$

(2)

式中: p^* 为当地总压; p_{ave} 为截面的面积平均总压。

图 8 展示了各工况下的无量纲压力分布,其中黑色扇形框线为出口截面边界。由图可见,在各工况下,压力最低区均位于截面中部,对应旋流器产生的旋流核心,其形状呈倾斜的扁圆形,与旋流叶片排布相符。截面左、右上角均存在小尺度低压区,推测为旋流诱导产生的角涡。

图8(a)中,当流经旋流器的主流流量增加时,旋流核心区的压力极值不断降低,无量纲压力从0.991降低到0.987,旋流核心区外则逐渐形成一个围绕着旋流核心区的环形高压区域,这是流经旋流数很低的旋流器外环的流量增加所致。由于外侧冷气流量减小,截面左、右上角低压区的压力也随之降低。在图8(b)中,从工况2至工况4,内侧冷气流量的增加使得截面底部逐渐出现高压冷气层,外侧冷气流量相应减少,共同迫使旋流核心径向外移。对比图8(a),当主流流量增加但内、外衬套冷气流量比不变时,旋流核心受两侧发散冷气的挤压程度同比例地发生变化,因此其径向位置保持相对稳定。



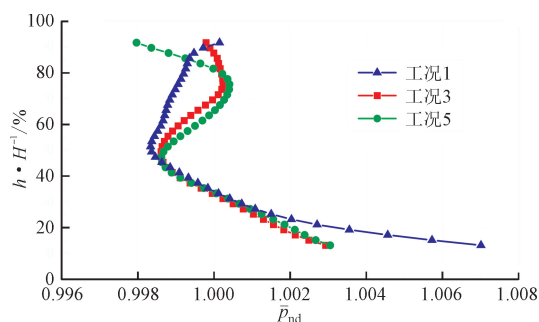
(a)带旋流主流流量不同 (b)内、外衬套冷气流量比不同

图8 不同流量分配下的无量纲压力分布

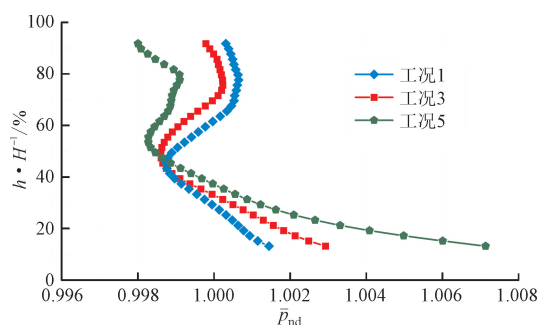
Fig. 8 Dimensionless pressure distribution under different flow splits

图9给出了不同工况下周向平均无量纲压力的径向分布曲线,其中纵坐标为相对径向高度 h/H , h 为距离内端壁的径向距离, H 为流道总高度。由图可见,所有工况均呈显著的径向压力梯度,旋流核心所在径向位置的平均压力最低,并向内、外两侧逐渐升高。在靠近内、外端壁区域,受角涡及壁面边界层等的共同影响,压力再次出现下降趋势。图9(a)中,带旋流的主流流量增加时,旋流核心区始终保持在45%~49%相对径向高度区间;在70%相对径向高度以上区域,工况3和工况5的压力不增反降,这

主要是受到外侧冷气流量减小的影响。图9(b)中,从工况2至工况4,随着内、外衬套冷气流量比增加,旋流核心径向升高约10%,在近端壁区域,冷气增加侧压力升高,减少侧压力降低。



(a)带旋流主流流量的影响



(b)内、外衬套冷气流量比的影响

图9 不同工况下周向平均无量纲压力的径向分布

Fig. 9 Radial distribution of circumferentially averaged dimensionless pressure under different working conditions

综上,总压梯度是驱动导叶通道二次流发展的核心因素之一,燃烧室模拟器的流量分配在影响涡轮进口非均匀压力分布的同时,还会对涡轮导叶的气动性能产生明显影响;带旋流的主流流量的增加提高了旋流核心区域的压力梯度;内、外衬套冷气流量比的增加主要影响了近端壁区域的压力梯度;导叶前缘相应冲击区域的径向和周向压力梯度同步增加,产生更加复杂的涡系结构。因此,针对不同流量分配方案,需同步调整导叶及端壁的气动造型,以抑制二次流增强带来的流动损失。

3.2 非均匀速度场

在现代贫燃旋流燃烧室中,主燃区产生的强旋流在经过内、外侧发散冷气的掺混后,发展至涡轮进口处仍保持有显著的残余旋流特征。考虑到测量截面为扇形,为更准确地表征旋流流动特征,将探针在笛卡尔坐标系(x, y, z)下测得的速度场(V_x, V_y, V_z)映射至燃烧室模拟器所处的圆柱坐标系(θ, r, z)中,获得相应的速度场($V_{\text{tangential}}, V_{\text{radial}}, V_{\text{axial}}$),并通

过无量纲轴向涡量 ω_{nd} 、旋流角 α 和节距角 β 表征涡轮进口非均匀速度场。相关定义如下

$$\omega_{nd} = \frac{1}{r} \left(\frac{\partial(rV_{\text{tangential}})}{\partial r} - \frac{\partial V_{\text{radial}}}{\partial \theta} \right) \frac{D_{sw}}{U_{sw}} \quad (3)$$

$$\alpha = \arctan\left(\frac{V_{\text{tangential}}}{V_{\text{axial}}}\right) \quad (4)$$

$$\beta = \arctan\left(\frac{V_{\text{radial}}}{V_{\text{axial}}}\right) \quad (5)$$

式中: D_{sw} 为旋流器最大外径; U_{sw} 为旋流器出口平均速度。

旋流角和节距角的方向定义见图 10。

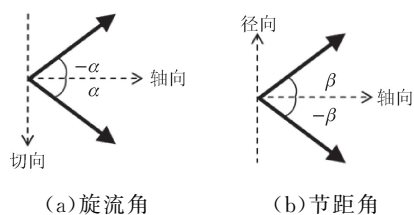
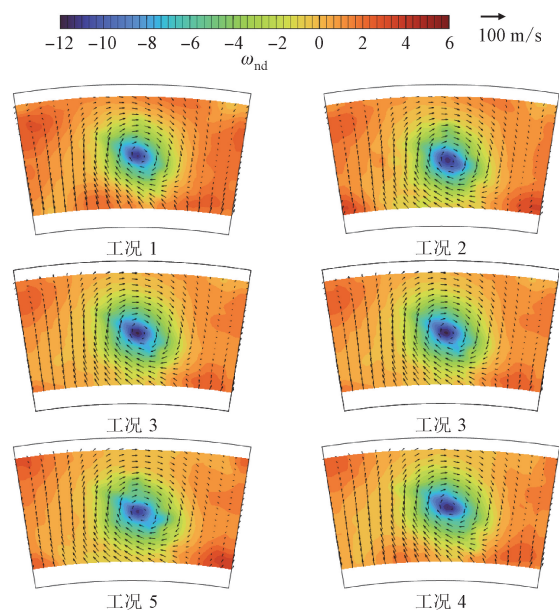


图 10 气流角方向示意图

Fig. 10 Schematic diagram of airflow angle direction

无量纲轴向涡量 ω_{nd} 的分布能够直观反映出出口截面的旋流结构。计算 ω_{nd} 时,特征尺度取 D_{sw} ,特征速度取 U_{sw} 。图 11 展示了不同工况下的无量纲轴向涡量分布,右上角给出了量为 100 m/s 的参考箭头,用以表征速度矢量的大小。由图可见,各工况下的最大涡量区均与旋流核心区形态高度一致,旋流核心不在截面正中,而是沿周向轻微偏转,截面左上角处有相对完整的反向小尺度角涡结构,这与文献[13-14]的试验现象一致;截面右上角能观察到相邻旋流器诱导产生角涡的微小延伸,二者互补构成完整的周期性流场,证实了试验段的周期性。由于旋流强度主要由旋流器的几何结构确定,因此各工况下旋流核心的尺度和强度基本保持相同。图 11(a)中,随着带旋流的主流流量增加,旋流的动力效应增强,核心周围区域的涡量略有增加。在图 11(b)中,从工况 2 到工况 4,旋流核心和角涡的径向位置随内、外衬套冷气流量比的增加同步上移,上述现象均可与图 8 中压力分布的变化相互印证。

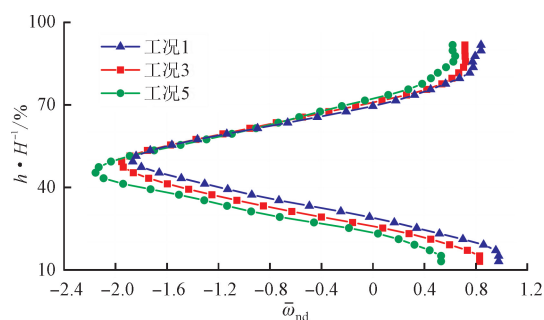
图 12 展示了不同工况下周向平均无量纲轴向涡量的径向分布曲线。由图可见,主流流量增加时,旋流核心所在半径平均无量纲轴向涡量的绝对值从 1.83 增加到 2.15。内、外衬套冷气流量比增加时,径向分布曲线同步上移约 10%。



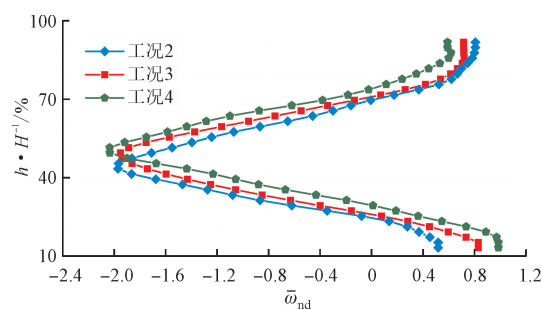
(a) 带旋流主流流量不同 (b) 内、外衬套冷气流量比不同

图 11 不同流量分配下的无量纲轴向涡量分布

Fig. 11 Dimensionless axial vorticity distribution under different flow splits



(a) 带旋流主流流量的影响



(b) 内、外衬套冷气流量比的影响

图 12 不同工况下周向平均无量纲轴向涡量的径向分布

Fig. 12 Radial distribution of circumferentially averaged dimensionless axial vorticity under different working conditions

图 13 展示了带旋流的主流流量变化时截面旋流角和节距角的分布规律。旋流角是气流周向速度

与轴向速度的夹角,试验测得的截面最大旋流角为 $\pm 40^\circ$,处于国际主流燃烧室模拟器试验所报道的 $\pm 30^\circ \sim \pm 50^\circ$ [13-14,16-17,20] 典型范围内。随着主流流量增加,旋流动力效应增强,旋流核心内、外侧的正、负旋流角区域范围扩大,角度极值增加。节距角是径向速度与轴向速度的夹角,呈现旋流核心左侧气流向上流动为正、右侧向下流动为负的特征。节距角分布还受到内、外侧发散冷气的影响,内侧发散冷气速度向上,因此截面底部整体呈正节距角;同理,截面顶部整体呈负节距角。主流流量增加时,旋流动力效应增强,使得正、负节距角区域范围明显扩大。同时,内、外侧冷气流量的减少削弱了冷气在顶部和底部的主导作用,进一步导致截面顶部和底部的节距角分布趋于左右对称。

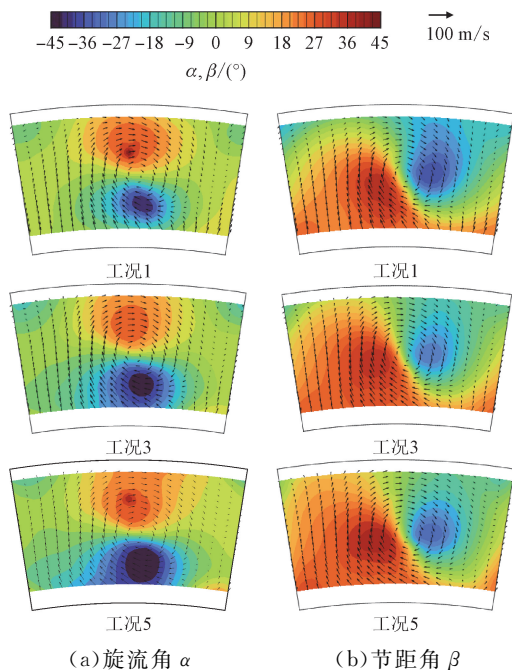


图 13 不同带旋流主流流量下的气流角分布

Fig. 13 Airflow angle distribution under different mainstream flow rates with swirling flow

图 14 给出了不同主流流量下,周向平均旋流角和节距角的径向分布曲线。由图可见,旋流角的径向分布曲线呈反 S 形,最大正、负旋流角分别出现在 70% 和 25% 相对径向高度附近,其变化范围随主流流量增加而显著扩大,如工况 1 下周向平均旋流角的径向变化区间为 $-14.3^\circ \sim 11.5^\circ$,区间宽度为 25.8° ;工况 5 的变化区间扩大到 $-19.0^\circ \sim 14.1^\circ$,区间宽度增至 33.1° ,较工况 1 扩大了 28.3% 。节距角的径向分布曲线呈近似线性,随着主流流量增加,周向平均节距角的变化范围从工况 1 的 $-8.6^\circ \sim 27.8^\circ$

减小到工况 5 的 $0.4^\circ \sim 24.6^\circ$,变化区间宽度缩小了 33.5% 。此外,旋流角和节距角的分布曲线均不沿 0° 对称,这源于燃烧室模拟器内、外衬套子午面的收缩。衬套的收缩迫使当地气流加速并转向,由于内衬套收缩幅度更大,影响程度更显著,最终使得气流整体旋流角减小,节距角增大。

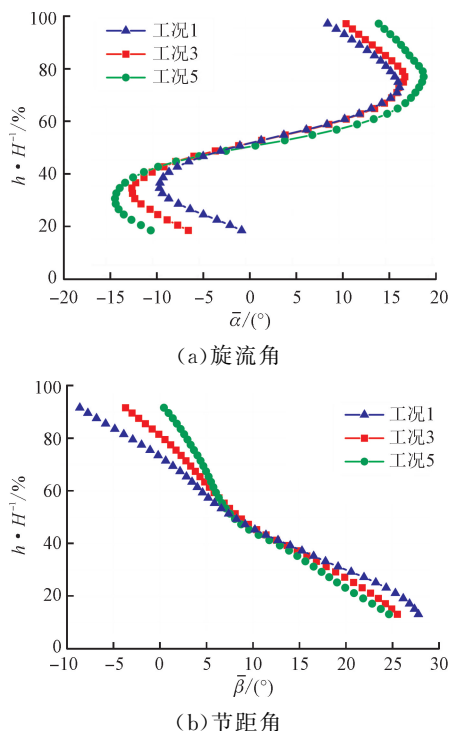


图 14 不同带旋流主流流量下周向平均旋流角及节距角的径向分布

Fig. 14 Radial distribution of circumferentially averaged swirl angle and pitch angle under different mainstream flow rates with swirl flow

图 15 展示了内、外衬套冷气流量比变化时旋流角和节距角的分布规律。由图可见,由于带旋流的主流流量不变,正、负旋流角的范围和极值基本不变,但其整体分布随着旋流核心同步发生径向移动。内、外侧冷气流量的变化进一步改变了节距角的分布形态:从工况 2 到工况 4,外侧冷气的减少削弱了向下冷气速度的影响,导致截面顶部正节距角区域扩大,负节距角区域缩减;同理,内侧冷气流量的增加强化了向上冷气速度的作用,使得截面底部几乎全部成为正节距角区域。

不同内、外衬套冷气流量比下,周向平均旋流角和节距角的径向分布如图 16 所示。由于旋流流量不变,因此旋流对截面的影响范围基本一致,在图 16 中反映为旋流角和节距角曲线形状及变化幅度基本不变,但曲线整体随内、外衬套冷气流量比的变化而上下平移,直观体现了旋流核心的径向位移现象。

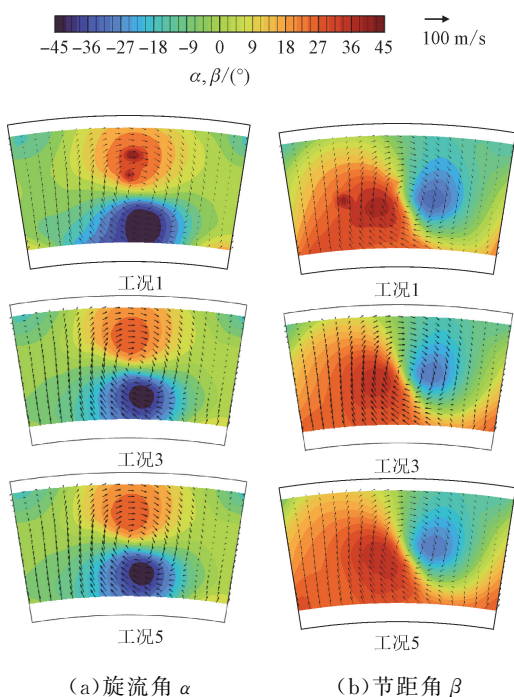


图 15 不同内、外衬套冷气流量比下的气流角分布

Fig. 15 Airflow angle distribution under different inner-to-outer coolant flow ratios

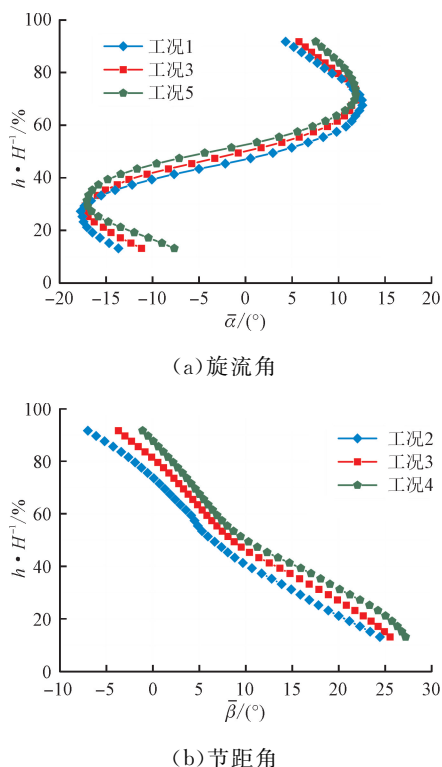


图 16 不同内、外衬套冷气流量比下周向平均旋流角及节距角的径向分布

Fig. 16 Radial distribution of circumferentially averaged swirl angle and pitch angle under different inner-to-outer coolant flow ratios

在涡轮进口速度场中,高湍流强度也是其重要特征之一。文献[14]采用热线风速仪,测量了带有相似三级旋流器的燃烧室模拟器在导叶上游 $0.9C_{ax}$ 处的湍流强度分布,试验结果表明:旋流核心区域的湍流强度最高可达 $40\% \sim 45\%$,截面平均湍流强度约为 25% 。这种高湍流场与本文观测到的强残余旋流相互叠加,构成了严苛的涡轮进口非均匀气动环境。

速度场的演变规律揭示了流量分配对下游导叶攻角特性的影响机制:带旋流主流流量的增加扩大了旋流的影响范围,改变了导叶全叶展范围内的攻角变化梯度,前缘在高、低叶展区域将面临更大的来流攻角;内、外衬套冷气流量比则通过改变旋流核心的径向位置,直接改变了旋流核心对导叶前缘的冲击位置。因此,导叶设计中需根据流量分配方案调整对应滞止线附近的气膜孔排布及方向,以实现更好的冷气覆盖效果。

3.3 非均匀温度场

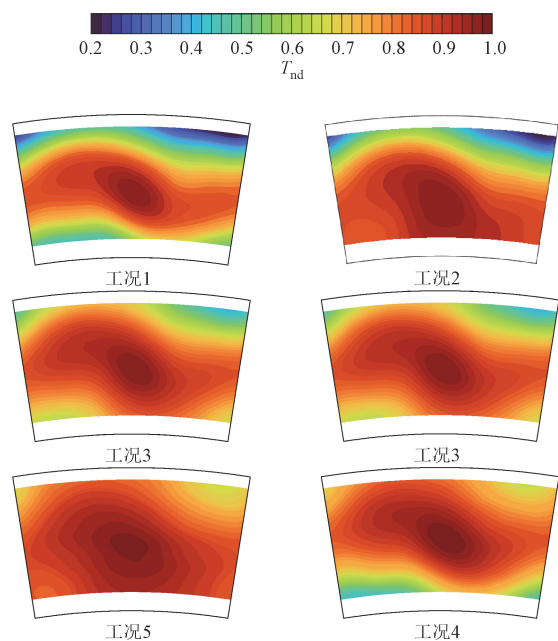
燃烧室残余旋流与发散冷气间的强烈掺混,显著改变了燃烧室出流的热质输运特征,使得涡轮进口截面存在明显的径向和周向温度梯度。采用无量纲温度描述截面温度分布,表达式为

$$T_{nd} = \frac{T - T_{coolant}}{T_{max} - T_{coolant}} \quad (6)$$

式中: T 为当地总温; $T_{coolant}$ 为内、外发散冷气总温的平均值; T_{max} 为测量截面的最高总温,反映了旋流核心的实际温度状态。可以看出,无量纲温度 T_{nd} 介于 $0 \sim 1$ 之间,其值越接近 1,说明当地总温越接近旋流核心,掺混程度越弱;其值越接近 0,说明当地总温越接近内、外冷气,掺混程度越强。

图 17 展示了不同工况下的无量纲温度分布。可以看出,截面中部高温区对应旋流核心,在截面顶部和底部,带旋流的主流与均匀喷射的发散冷气间的相互作用导致复杂的气热耦合效应。以工况 1 为例:对于截面顶部左上角区域,速度向上的旋流与速度向下的发散冷气剧烈掺混,形成明显的温度色带,反映出较大的温度梯度;而右上角区域,速度向下的旋流允许发散冷气向截面中部渗透,形成明显的深蓝色低温区。截面底部同理。截面近端壁处呈现的波浪形温度分布,正是旋流与发散冷气发生非轴对称掺混的典型气热特征,这种掺混程度在周向上的不均匀演变,复现了现代贫燃燃烧室出口典型的热斑与冷气交互的物理

过程。当带旋流的主流流量增加时,截面中部的高温区向内、外侧扩展,截面整体温度升高,温度梯度显著降低。如图 17(b)所示,当内、外衬套冷气流量比变化时,从工况 2 到工况 4,外侧冷气的减少使得顶部蓝色低温区缩小直至消失,温度梯度明显降低;内侧冷气的增加则使得底部逐渐可观察到蓝色低温区。此外,截面中部高温区随旋流核心同步发生径向外移。上述 3 个特征相互叠加,导致温度场形态发生明显改变。

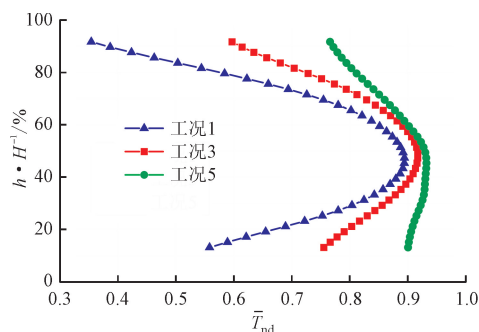


(a)带旋流主流流量不同 (b)内、外衬套冷气流量比不同

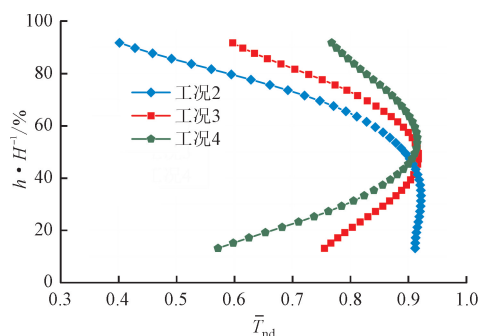
图 17 不同流量分配下的无量纲温度分布

Fig. 17 Dimensionless temperature distribution under different flow splits

图 18 给出了不同流量分配下周向平均无量纲温度的径向分布规律,更直观地展现了截面温度梯度的变化。由图可见,各曲线总体呈现出反 C 字形。当主流流量增加时,冷气流量同步减少,掺混减弱,截面整体温度上升,温度分布趋于均匀。工况 1 的周向平均无量纲温度最高和最低值分别为 0.89、0.35,变化幅度达 0.54;而工况 5 的变化幅度仅为 0.17,减小了 68.5%。当内、外衬套冷气流量比增加时,由于主流流量不变,3 条曲线的最高温度接近,但曲线同步随旋流核心径向上移;内侧发散冷气流量不断增加,导致截面底部温度梯度不断增加,而截面顶部温度梯度则随外侧冷气流量的减小而同步降低。



(a)带旋流主流流量的影响



(b)内、外衬套冷气流量比的影响

图 18 不同工况下周向平均无量纲温度的径向分布

Fig. 18 Radial distribution of circumferentially averaged dimensionless temperature under different working conditions

对温度场的分析阐明了流量分配对导叶冷却设计的影响:主流流量的增加将提高导叶的整体热负荷,对导叶整体冷气用量提出更高要求;内、外衬套冷气流量比的变化改变了截面最热区域的径向位置,影响导叶前缘冷却设计,同时还明显改变了内、外端壁的温度梯度。发散冷气流量增加侧的端壁冷却难度明显降低,流量减少侧的端壁则需通过强化冷却设计和补偿冷气分配,以应对局部过热风险。

4 结 论

本文通过搭建无化学反应扇形燃烧室模拟器-涡轮导叶气热特性试验台,采用试验手段揭示了燃烧室流量分配对涡轮进口非均匀气热场的影响机制,得到如下主要结论。

(1) 涡轮进口的强非均匀气热特性是燃烧室旋流与壁面发散冷气共同作用的结果。进口截面中部的旋流核心区表现出低压、高温和高涡量的特征;截面顶部和底部区域则因燃烧室旋流与发散冷气的剧烈掺混,呈现出强烈的气热耦合效应。冷、热掺混程度在周向和径向上的不均匀性,导致温度分布呈波浪形。因此,在涡轮导叶的气动及冷却设计中,应针对非均匀来流引起的攻角失配、二次流增强及局部

热负荷增加等气热耦合问题,开展具有针对性的非均匀来流适应性设计,以提高导叶性能及寿命。

(2)带旋流主流流量的增加提高了旋流的动力效应。主流流量增加20%,旋流核心的无量纲压力降低0.004,周向平均旋流角的变化区间宽度扩大28.3%,节距角的变化区间宽度减小33.5%,无量纲温度的变化幅度减小68.5%。旋流动力效应的增强改变了涡轮全叶展范围内的攻角变化梯度,导致前缘滞止线进一步扭转。总压梯度的增加提高了二次流控制难度。

(3)内、外衬套冷气流量比的变化改变了旋流核心的径向位置。内、外冷气流量变化10%,旋流核心发生约10%径向高度的偏移,冷气流量增加侧压力升高,冷热掺混增强,温度梯度随之增加。旋流核心的径向移动直接改变了旋流核心和截面高温区对导叶前缘的冲击位置。内、外侧冷气流量的变化改变了相应侧导叶端壁的冷气屏蔽效果,进而影响内、外端壁的冷却设计及冷气分配。

由此可见,燃烧室流量分配是影响涡轮进口非均匀气热特性的重要因素,开展燃烧室-涡轮一体化设计需要将燃烧室流量分配纳入考虑范围,涡轮部件的气动及冷却设计应与燃烧室流量分配相互匹配。

参考文献:

- [1] Notaristefano A, Gaetani P. Impact of swirling entropy waves on a high pressure turbine [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2022, 144(3): 031010.
- [2] 王志多, 王志豪, 张文豪, 等. 燃烧室出流影响下的高压涡轮气热机理及设计研究综述 [J]. *推进技术*, 2026, 47(2): 6-28.
Wang Zhiduo, Wang Zhihao, Zhang Wenhao, et al. Review on high-pressure turbine aero-thermal mechanisms and design under effects of combustor exit flow [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2026, 47(2): 6-28.
- [3] 晏武英. 美欧航空发动机重大科技专项计划分析 [J]. *航空动力*, 2021(2): 39-44.
Yan Wuying. Analysis to major scientific and technological projects of aero engines of USA and Europe [J]. *Aerospace Power*, 2021(2): 39-44.
- [4] Yin Hong, Liu Shi, Feng Yongxin, et al. Experimental test rig for Combustor-Turbine interaction research and test results analysis [C]//ASME Turbo Expo 2015: Turbine Technical Conference and Exposition. New York, USA: ASME, 2015: V02AT38A001.
- [5] 周杨, 张扬, 苏欣荣, 等. 进口旋流周向位置对高压涡轮进口导叶气动特性的影响 [J]. *航空动力学报*, 2018, 33(2): 402-410.
- Zhou Yang, Zhang Yang, Su Xinrong, et al. Effect of pitchwise position of inlet swirl on aerodynamic characteristics of high-pressure turbine IGV [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2018, 33(2): 402-410.
- [6] 王志多. 进口热斑等非均匀性对燃气透平级气动与传热特性影响的研究 [D]. 西安: 西安交通大学, 2018.
- [7] 刘高文, 刘松龄. 热斑在 1-1/2 级涡轮内的非定常迁移数值模拟 [J]. *航空动力学报*, 2004, 19(6): 855-859.
Liu Gaowen, Liu Songling. Numerical simulation of unsteady hot streak migration in a 1-1/2 stage turbine [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2004, 19(6): 855-859.
- [8] 赵庆军. 无导叶对转涡轮流动特性分析及其进口热斑迁移机理研究 [D]. 北京: 中国科学院工程热物理研究所, 2007.
- [9] 丰镇平, 王志多, 刘兆方. 燃气透平进口热斑迁移及其影响机制研究进展 [J]. *中国电机工程学报*, 2014, 34(29): 5120-5130.
Feng Zhenping, Wang Zhiduo, Liu Zhaofang. Review on research of hot streak migration mechanisms in gas turbine stage [J]. *Proceedings of the CSEE*, 2014, 34(29): 5120-5130.
- [10] 谢金伟, 刘志刚, 张晓东, 等. 涡轮叶栅进口热斑迁移及其影响因素研究试验装置设计 [J]. *燃气涡轮试验与研究*, 2018, 31(2): 1-7.
Xie Jinwei, Liu Zhigang, Zhang Xiaodong, et al. Design of an experimental apparatus for turbine cascade inlet hot streak migration and influences research [J]. *Gas Turbine Experiment and Research*, 2018, 31(2): 1-7.
- [11] Koupper C. Unsteady multi-component simulations dedicated to the impact of the combustion chamber on the turbine of aeronautical gas turbines [D]. Toulouse, France: Institut National Polytechnique de Toulouse, 2015.
- [12] Koupper C, Gicquel L, Duchaine F, et al. Experimental and numerical calculation of turbulent timescales at the exit of an engine representative combustor simulator [J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2016, 138(2): 021503.
- [13] Bacci T, Caciolli G, Facchini B, et al. Flowfield and temperature profiles measurements on a combustor simulator dedicated to hot streaks generation [C]//ASME Turbo Expo 2015: Turbine Technical Conference and Exposition. New York, NY, USA: ASME, 2015: V05CT17A001.
- [14] Wilhelm M, Schmidt M, Goertz F, et al. Influence of combustor swirl on turbulence at the large scale turbine rig (LSTR) [C]//International Symposium of Air

- Breathing Engines. Indianapolis, IN, USA: ISABE, 2017; 21393.
- [15] Adams M G, Povey T, Hall B F, et al. Commissioning of a combined hot-streak and swirl profile generator in a transonic turbine test facility [J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2020, 142(3): 031008.
- [16] Adams M G, Beard P F, Stokes M R, et al. Effect of a combined hot-streak and swirl profile on cooled 1.5-stage turbine aerodynamics; an experimental and computational study [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2021, 143(2): 021011.
- [17] Amend J, Lubbock R, Ornan F, et al. Lean-burn combustor simulator for an engine-component test facility; an experimental and computational study [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2023, 145(6): 061014.
- [18] Amend J. Effect of lean-burn combustor outlet flows on nozzle guide vane aerothermal performance; an experimental and computational study [D]. Oxford, UK: University of Oxford, 2024.
- [19] Amend J, Chowdhury N, Povey T. Impact of lean-burn combustor flow on nozzle guide vane performance [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2025, 147(1): 011001.
- [20] Notaristefano A, Gaetani P. The role of turbine operating conditions on combustor-turbine interaction: part I change in expansion ratio [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2023, 145(5): 051001.
- [21] Notaristefano A, Gaetani P. Modeling of combustor non-uniformities evolution through a high-pressure turbine stage [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2024, 146(6): 061008.
- [22] Notaristefano A, Persico G, Gaetani P. Turbulence measurements downstream of a combustor simulator designed for studies on the combustor-turbine interaction [J]. *International Journal of Turbomachinery, Propulsion and Power*, 2024, 9(1): 4.
- [23] Pinelli L, Giannini G, Marconcini M, et al. The impact of the off-design conditions on the entropy wave interaction with a high-pressure turbine stage [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2024, 146(4): 041003.
- [24] Feng Zhenping, Liu Zhaofang, Shi Yan, et al. Effects of hot streak and airfoil clocking on heat transfer and aerodynamic characteristics in gas turbine [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2016, 138(2): 021002.
- [25] Li Yifei, Su Xinrong, Yuan Xin. The effect of mismatching between combustor and HP vanes on the aerodynamics and heat load in a 1-1/2 stages turbine [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 86: 78-92.
- [26] Zhang Wenhao, Wang Zhiduo, Wang Zhihao, et al. Study on heat transfer characteristics of NGVs influenced by non-reacting lean burn combustor simulator flow [J]. *International Journal of Thermal Sciences*, 2022, 172(Part A): 107313.
- [27] Zhang Shenghui, Ding Shuiting, Liu Peng, et al. Effect of hot streak on aerothermal performance of high pressure turbine guide vane under different swirl intensities [J]. *Aerospace*, 2022, 9(10): 579.
- [28] 孙添一, 张垚垣, 李志刚, 等. 燃烧室出流条件对涡轮静叶端壁流动结构和传热冷却特性的影响 [J]. *西安交通大学学报*, 2023, 57(1): 152-163.
- Sun Tianyi, Zhang Kaiyuan, Li Zhigang, et al. Effect of combustor outflow conditions on the flow structure and heat transfer cooling characteristics of turbine vane endwall [J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2023, 57(1): 152-163.
- [29] Song Hui, Ye Lin, Wang Xinyu, et al. Assessing the effect of swirl flow on the film cooling effectiveness of a vane pressure surface [J]. *International Communications in Heat and Mass Transfer*, 2025, 160: 108327.
- [30] 李继保, 索建秦. 航空发动机主燃烧室设计 [M]. 北京: 科学出版社, 2022: 37-39.
- [31] Schaeffer C B, Barringer M D, Lynch S P, et al. Influence of dilution and effusion flows in generating variable inlet profiles for a high-pressure turbine [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2025, 147(3): 031003.
- [32] Li J Z, Yang X, Wang X Y, et al. Experimentally-resolved flow and thermal fields at the exit of an annular non-reacting combustor sector [EB/OL]. [2025-12-10] https://gpps.global/wp-content/uploads/2025/09/GPPS-TC-2025_paper_076.pdf.
- [33] Huang Ying, Yang V. Dynamics and stability of lean-premixed swirl-stabilized combustion [J]. *Progress in Energy and Combustion Science*, 2009, 35(4): 293-364.
- [34] 马兴宇, 明晓. 七孔探针测量剪切流场的误差分析和实验验证 [J]. *空气动力学报*, 2012, 30(1): 57-62.
- Ma Xingyu, Ming Xiao. Experimental research and error analysis on seven-hole probe measurements of shearing flow field [J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2012, 30(1): 57-62.
- [35] Moffat R J. Describing the uncertainties in experimental results [J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 1988, 1(1): 3-17.

(编辑 李慧敏)