# 孔布局对切向发散结构综合冷却效率的影响\*

杨 光<sup>1,2</sup>, 邵卫卫<sup>1,2,3</sup>, 张哲巅<sup>1,2,3</sup>

(1. 中国科学院 工程热物理研究所 先进能源动力重点实验室,北京 100190;
2. 中国科学院大学 工程科学学院,北京 100049;
3. 江苏中科能源动力研究中心,江苏 连云港 222069)

摘 要:为了进一步提高燃气轮机燃烧室冷却效率,采用热流固耦合方法以及Realizable k-ε模型, 在两种吹风比下,对4种不同布局的切向发散冷却结构的流动和传热特性进行了对比分析。研究结果表 明,在吹风比2.2时,冷却射流之间相互独立,孔布局对切向发散冷却结构的影响较小。在吹风比10.4 时,正对排列结构的冷却射流交叉互补,更易形成全覆盖冷却气膜;而采用交叉排列结构由于各排冷却 射流互相叠加,抬升涡增强使得冷却射流脱离壁面,导致展向均匀性变差且综合冷却效率降低。沿轴向 等间距比"前密后疏"排列的综合冷却效率峰值更高。正对且等间距排列结构具有最佳的冷却效果,随 着吹风比的增大,综合冷却效率提升幅度最大为17.6%,比交叉排列的两种结构综合冷却效率高出约 46%。基于模拟结果拟合了正对且等间距孔布局的首排孔冷却效率关联式,试验值与模拟结果的误差在 ±2%以内。

关键词: 燃气轮机; 孔布局; 切向发散; 综合冷却效率; 热流固耦合 中图分类号: V231.1 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2023) 05-2204069-10 DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 2204069

# Effects of Hole Arrangement on Overall Cooling Effectiveness for Tangential Effusion Cooling

YANG Guang<sup>1,2</sup>, SHAO Wei-wei<sup>1,2,3</sup>, ZHANG Zhe-dian<sup>1,2,3</sup>

(1. Key Laboratory of Advanced Energy and Power, Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

2. School of Engineering Sciences, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China;

3. Research Center for Clean Energy and Power, Chinese Academy of Sciences, Lianyungang 222069, China)

Abstract: In order to further improve the cooling performance of gas turbine combustion chamber, the flow and heat transfer characteristics of four different arrangements of tangential effusion holes were compared and analyzed by using the conjugate heat transfer method and Realizable  $k-\varepsilon$  model under different blow ratios. The results show that the cooling jets are independent of each other, and the effusion hole arrangements have little effect on the overall cooling effectiveness at the blow ratio of 2.2. As the blow ratio increases to 10.4, the cooling jets of the front-to-back-aligned arrangement cross and complement each other, making it easier to form a full-coverage cooling film. The overall cooling effectiveness is significantly improved with the front-to-back-aligned ar-

引用格式:杨 光,邵卫卫,张哲巅.孔布局对切向发散结构综合冷却效率的影响[J].推进技术,2023,44(5):2204069. (YANG Guang, SHAO Wei-wei, ZHANG Zhe-dian. Effects of Hole Arrangement on Overall Cooling Effectiveness for Tangential Effusion Cooling[J]. Journal of Propulsion Technology, 2023, 44(5):2204069.)

<sup>\*</sup> 收稿日期: 2022-04-28; 修订日期: 2022-09-24。

基金项目:国家科技重大专项(2019-III-0018-0062);中国科学院青年创新促进会项目(Y2021054)。

作者简介:杨 光,博士生,研究领域为燃气轮机燃烧室传热与冷却技术。

通讯作者: 邵卫卫, 博士, 研究员, 研究领域为燃气轮机燃烧室。E-mail: shaoww@iet.cn

rangement, while the cross-aligned arrangement increases the lifting height of the cooling jets due to the interaction between the adjacent rows of cooling jets. This results in poor spreading uniformity and overall cooling effectiveness. Equal spacing along the axial direction results in higher peak overall cooling effectiveness than the arrangement of "dense front and sparse rear". The arrangement with front-to-back-aligned and equal spacing has the best cooling performance. And as the effusion cooling consumption increases, the overall cooling effectiveness increases by a maximum of 17.6%, which is about 46% higher than that of the two cross-aligned arrangements. The correlation equation for the overall cooling effectiveness of the first row of holes was fitted based on the simulation results for the arrangement of front-to-back and equal spacing aligned. The correlation was in good agreement with the experimental results with a relative error of less than 2%.

Key words: Gas turbine; Hole arrangement; Tangential effusion; Overall cooling effectiveness; Conjugate heat transfer

# 1 引 言

发散冷却作为燃气轮机中常见的冷却方式之一,是燃烧室火焰筒和透平叶片不受高温烧蚀的重要保障。透平叶片冷却面临的主要挑战是透平入口 温度随着燃气轮机等级发展逐渐升高<sup>[1]</sup>。而对于燃 烧室而言,为了满足低排放的贫预混等燃烧技术的 发展,可用于火焰筒冷却的空气量越来越少,这对火 焰筒的冷却同样带来了严峻挑战<sup>[2]</sup>。因此,更为合理 的燃烧室冷却系统才能实现低冷却空气量下的高效 热防护。

发散冷却作为燃气轮机先进的冷却技术之一, 低耗气量、高冷却效率等特点极大地满足了先进燃 烧室的冷却设计需求。但通过大量研究可以发现, 发散或气膜冷却的基础研究往往是基于平板,与燃 烧室火焰筒形状有着显著差异。Cheng等<sup>[3]</sup>采用数值 模拟探究了不同靶面曲率对湿空气冲击冷却效果的 影响,研究结果证明了曲率在冲击冷却中的重要性。 目前还没有模型曲率在发散或气膜冷却中的相关文 献,但针对发散冷却在圆筒上的研究,Michel等<sup>[4-6]</sup>采 用LDA和PLIF研究了带复合角的发散孔火焰筒的流 动特性以及主/次流间的相互作用。研究结果表明, 火焰筒发散孔的复合角使得附壁的冷却气膜产生强 烈旋流,同时气膜厚度和湍流强度均一定程度增大, 有效提高了火焰筒发散冷却效率。Chin等<sup>[7-9]</sup>针对燃 烧室火焰筒冷却设计提出了切向进气发散孔的概 念,该发散孔具有极小的倾角和较大的复合角,切向 入射的冷却射流使得其沿螺旋线前进所形成的气膜 越旋越贴壁。汪涛等[10]采用热流固耦合方法对顺排 切向发散燃烧室火焰筒壁温进行了模拟研究,随着 冷却气膜的发展,冷却效率沿轴向逐渐升高,最高将 近90%。从上述研究中可以发现,对于基于圆筒带复

合角的发散冷却,其流动和传热特性与早期文献中 平板冷却<sup>[11]</sup>并不相似。

除发散孔自身结构参数外,孔间距和排布方式 同样对整体冷却效率有着重要影响。Lin等<sup>[12]</sup>对带 复合角发散孔的横向间距和纵向间距进行了实验研 究,结果表明孔间距是影响绝热冷却效率分布的关 键因素,采用不同的孔排列方式是优化燃烧室火焰 筒的有效途径之一。李广超等<sup>[13]</sup>通过实验研究发 现,随着孔间距的增加,径向平均冷却效率逐渐减 小。针对孔排布的研究中,单位面积上的孔数量往 往不固定,这对于确定冷却流量下的火焰筒冷却优 化的参考意义不大。

本文利热流固耦合的数值计算方法,对前期基 于火焰筒的切向发散冷却结构<sup>[14]</sup>进行进一步研究, 在孔数量一定的情况下分析切向发散孔布局对冷却 性能的影响,以及不同吹风比对冷却性能的影响。

### 2 物理模型和计算方法

#### 2.1 几何模型及网格划分

为充分模拟燃烧室空气分配,图1(a)为本文研究的模型结构,空气逆流进入环腔,一部分通过发散 孔进入火焰筒内形成贴壁冷却气膜,第二部分沿环 腔流出。由于在实际燃烧室中,第二部分空气是用 于头部燃烧器内与燃料进行预混,因此可以认为第 二部分流出空气与主流进气质量流量相等(忽略燃 料量)。火焰筒直径为50mm,长100mm,环腔高度为 5mm,壁厚均为2mm。图1(b)为切向发散冷却孔示 意图,其中切向距离为1mm,复合角为75°。

考虑燃烧室火焰筒头部往往温度更高,在不采 用头道气膜的情况下,在轴向方向上,发散孔的"前 密后疏"排列是值得考虑的一种排列方式;在横向方 向上,正对排列和交叉排列同样存在不同影响。本 文研究的各模型沿周向上均匀分布 30 孔,沿周向共 8 排。孔布局主要有以下四种,具体布局示意如图 2 所 示。在轴向间距上,Case 1,3 为等间距排布,Case 2,4 为前密后疏排列;在轴向对齐方式上,Case 1,2 为交 叉排列,Case 3,4 为正对排列。





(b) Tangential effusion holes with compound angle **Fig. 1** Geometry of the computational model



数值计算模型包括冷却筒、主流和冷却流。为 了节省计算资源,模型沿周向采用了周期性边界条 件,实际计算域为整个冷却筒的1/10。模型网格均由 Fluent Meshing生成,且整体采用六面体网格。所有 壁面附近的网格均采用了一定程度的加密,以保证 边界层第一层网格y+值趋近于1.0,从而满足湍流模 型计算要求。为平衡计算精度和计算资源,针对 Case 4一共建立了5套网格,网格总数分别为203万, 320万,461万,539万和650万,模型网格生长率均为 1.15,网格节点数沿轴向和周向均呈比例增加。在 5%的冷却空气流量下进行,并选取面平均冷却效率 作为评价指标,网格无关性验证结果如图3所示。 461万,539万和650万网格的误差均在0.6%以内,误 差较小,最终用于模拟的各模型网格数均在460万 左右。



#### 2.2 边界条件及参数定义

本次模拟研究的工况表如表1所示。主/次流分 别为600K高温空气和300K常温空气,边界条件选择 速度入口。主流出口边界选择压力出口,冷却环腔 出口选择质量流量出口,两侧周期边界选择旋转周 期性边界。冷却筒内外壁面与发散孔表面均为流固 热耦合壁面,其余壁面均为绝热。空气热物性通过 基于NIST数据库的REFPROP软件计算得到,并通过 Fluent中材料物性输入的多段线性法(Piecewise-linear)进行给定。

Table 1 Operating conditions

Parameter	Value
Coolant temperature $T_{\rm c}/{ m K}$	300
Mainstream temperature $T_{\rm g}/{ m K}$	600
Mainstream velocity $v_0/(\mathbf{m} \cdot \mathbf{s}^{-1})$	15
Effusion consumption $\varphi / \%$	5,20
Blowing ratio M	2.2,10.4

通过改变冷却空气流量占比来调节试验中的冷 却吹风比,吹风比的定义为

$$M = \frac{(\rho v)_{\rm e}}{(\rho v)_{\rm 0}} \tag{1}$$

式中*ρ*为流体密度,*v*为流体速度,下角标 e 和 0 分别 代表发散冷却孔和高温主流。

根据燃烧室流动特征,压缩空气由环腔逆流,少 部分通过发散孔进入火焰筒进行发散冷却,另大部 分进入头部燃烧器。忽略极少的燃料流量,则可以 认为冷却环腔出口空气应与主流流量一致,即

$$m_0 = m_e - m_e \tag{2}$$

式中 m 为质量流量,下角标 c 代表环腔冷却空气进口。

通过改变发散冷却耗气量(Effusion consumption)调节试验中的吹风比,发散冷却耗气量定义为

$$\varphi = \frac{m_{\rm e}}{m_0} \tag{3}$$

因此,吹风比又可以化简为与发散冷却耗气量 相关的计算式,即

$$M = \frac{(m/A)_e}{(m/A)_0} = \frac{m_e}{m_e - m_e} \cdot \frac{A_e}{A_e} = \frac{\varphi}{1 - \varphi} \frac{A_e}{A_e}$$
(4)

式中A为流通面积。

通过式(4)可以发现,在冷却空气进口面积与发 散孔总流通面积比一定的情况下,吹风比与冷却空 气流量呈对应关系。

冷却效果采用无量纲的归一化参数综合冷却效 率进行评价,它表征了冷却剂将壁面与主流隔离产 生的冷却效果,主/次流的温度和壁面温度均可以直 接测量。其定义为

$$\eta = \frac{T_0 - T_w}{T_0 - T_c}$$
(5)

式中T为热力学温度,下角标w代表冷却壁面。

面平均冷却效率的定义为

$$\gamma_{a-ave} = \frac{\int \eta \,\mathrm{d}A}{A} \tag{6}$$

无量纲流速的定义为

$$\bar{v} = \frac{v}{v_c} \tag{7}$$

# 3 计算结果与分析

### 3.1 数值模拟验证

选取 Case 4 对所采用的数值模拟方法进行了实验验证。实验流程如图 4 所示,采用了与实际燃烧室相同的逆流式进气<sup>[15]</sup>。实验系统包含两股气流:主流路和冷却流路,它们均为压缩机产生的压缩空气,流量分别由 2 个转子流量计测得。主流由 35kW 电加热器进行加热升温,在经过整流板后进入试验段。冷却流采用逆流式进入冷却环腔,一部分冷却空气通过发散孔进入冷却简内,另一部分剩余冷却空气从冷却环腔下游流出。主流出口流量采用带有温度压力补偿的涡街流量计测得,通过主流出口管路的电动调节阀控制流量,达到调节进入发散孔的冷却空气比例。8 支 N 型热点偶对壁温进行测量,2 支 K 型热电偶分别测量主/次流入口温度,同时采用中波红外热像仪 Telops FAST M200 来拍摄冷却筒壁面温度。

FAST M200最大温度范围为-20~2500℃,精度为 1℃或1%(以较大者为准)。30℃下热灵敏度达0.018℃, 红外光谱为1.5~5.1µm。红外热成像仪的像素间距 为15µm,分辨率为640×512。

冷却壁面埋入8支N型热电偶,在10~25min试 验段达到稳态后,用红外热成像仪和热电偶记录目 标壁的温度,校准结果如图5所示,通过校准点拟合 红外热成像仪和热电偶之间的相关性。在测量的温 度范围内采用线性拟合,相对误差不超过±4%。

采用 Kline 等<sup>[16]</sup>提出的方法,对试验中的综合冷却效率进行了不确定度分析。在该试验中,不确定 度主要来自于主流空气温度、冷却空气温度和墙壁 温度的测量。因此,其不确定度计算公式为

$$\frac{\Delta \eta}{\eta} = \frac{\sqrt{\left(\frac{\partial \eta}{\partial T_{g}}\right)^{2} \Delta T_{g}^{2} + \left(\frac{\partial \eta}{\partial T_{c}}\right)^{2} \Delta T_{c}^{2} + \left(\frac{\partial \eta}{\partial T_{w}}\right)^{2} \Delta T_{w}^{2}}}{\eta}$$
$$= \sqrt{\frac{\Delta T_{g}^{2} (T_{w} - T_{c})^{2}}{(T_{g} - T_{c})^{2} (T_{g} - T_{w})^{2}} + \frac{\Delta T_{c}^{2}}{(T_{g} - T_{c})^{2}} + \frac{\Delta T_{w}^{2}}{(T_{w} - T_{w})^{2}}}$$
(8)

在试验工况中,主流空气温度、冷却空气温度和 壁面温度的单个不确定度分别为±1.3K,±1.3K和 ±8.0K。因此,试验数据计算得到综合冷却效率的不 确定度为3.2%。

数值模拟采用商业软件 Fluent 进行,采用有限体 积法求解可压缩雷诺平均的N-S方程。湍流模型选 择 Realizable k- ε 模型, 根据前人相关研究<sup>[17-19]</sup>, Realizable k-ε模型在气膜冷却这种复杂流动中具有较好 的模拟效果。为了验证数值模拟的有效性,对不同 的湍流模型进行了对比,在选择 Standard 或 Realizable  $k-\varepsilon$ 模型时,近壁区域均采用增强壁面函数。如 图6所示,冷却效率云图由标定后的红外热像仪提供 数据处理得到,实验中的冷却效率可以看到"两侧 低、中间高"的趋势,其主要原因是由于红外测温表 面为弧形,天顶角使得表面定向发射率发生变化而 产生误差<sup>[20]</sup>。因此,红外窗口中心轴线作为特征线 进行比较,如图6(b)所示,横坐标为相对轴向位置,d 为发散孔直径。所有湍流模型平均冷却效率的趋势 与实验结果基本相同,SST k-ω模型模拟结果整体偏 低: $k-\omega$ 模型结果与实验结果存在一个交点,前后均 逐渐偏离;标准k-ε预估结果相对准确,但在中间区 域存在局部的高估值。只有 Realizable  $k-\varepsilon$ 模型与实 验结果完全吻合,误差在5%以内。因此,选择Realizable  $k-\varepsilon$ 模型作为数值模拟中的湍流模型。



Fig. 4 Experimental facilities



Fig. 5 Calibration of the infrared thermal imager

# 3.2 流场特性

如图 7 中的 Case 4 所示,对第二排和第三排孔所 在横截面的数据进行了处理,图 8 为相应位置的无量 纲速度和速度矢量分布云图。在吹风比较小时 M= 2.2,在发散孔附近存在明显的单涡<sup>[21-22]</sup>,沿着流向的 发展单涡的抬升高度并不明显。增大吹风比至 *M*= 10.4,如图 8(c),(d)所示,所有结构的单涡抬升高度 明显增加;在第三排发散孔附近,Case 3,4的抬升涡 逐渐消失,冷却空气速度与壁面相切,基本形成附壁 流动气膜。可以发现,Case 3,4的发散孔出口速度比 Case 1,2的相对低一些,原因在于Case 3,4的发散孔 均为正对排列,冷却空气在环腔逆流,上游发散孔受 下游孔的影响所导致。

图 9 为沿径向选取一条特征线进行径向速度分 布比较,包括 X/d=45,60,75 和 90 这 4 个轴向位置,具 体位置如图 7 中红线所示,横坐标为相对径向位置,R 为冷却简半径。径向速度为负值表明当地流体沿径 向脱离壁面,反之为指向壁面;在正负径向速度交替 的位置即为抬升涡核心区域。冷却吹风比越大,径



(b) Overall cooling effectiveness of the center line Fig. 6 Turbulence model verification

向速度的极小值越小。在吹风比 M=2.2 时,4 种布局 结构的径向速度基本相同;在图9(c)中 Case 4 呈现不 同趋势的原因是,选取的特征线在 Case 4 的 X/d=75 处恰好位于发散孔附近。图 9(b)中的 Case 2 在吹风 比 M=10.4 下出现了极大径向速度,其原因同样是特 征线位于抬升涡所在位置。



Fig. 7 Schematic of slicing position

在较小吹风比 M=2.2时,各布局结构的径向速度 无明显差异。增大吹风比至 M=10.4, Case 3,4 在各个 轴向位置的径向速度绝对值显著更小,径向的流动 相对较弱;在中下游位置 X/d=90 处, Case 3,4 的径向 速度趋近于零。这意味着冷却简内无明显的射流抬 升,冷却空气与中心主流的掺混作用也更弱,有利于 冷却空气形成保护气膜。

通过计算冷却空气的质量分数占比得到相应的 体分布云图,如图10所示,冷却空气质量分数越高表 明局部与主流的掺混越少,低质量分数区域越小,表



2204069-6



Fig. 9 Radial velocity at different positions

明主/次流掺混区越小。在吹风比 M=2.2 时,4 种布局结构不存在显著差异,冷却空气基本从第三排孔 开始形成全覆盖气膜,但整个近壁区域冷却空气质量分数并不高,冷却气膜厚度相对较小;但当吹风比 M 增大至 10.4,各布局结构的冷却气膜厚度有所 增大。

在 吹 风 比 M=10.4 时, Case 3,4 的 组 分 分 布 与 Case 1,2 出 现 显 著 差 异 。 Case 3,4 的 气 膜 厚 度 相 对 较小,但 近 壁 区 域 冷 却 气 膜 的 组 分 浓 度 更 高; Case 1, 2 的 冷 却 气 膜 厚 度 较 大、更 弥 散 。 Case 3,4 基 本 在 第 二 排 发 散 孔 处 即 形 成 了 全 覆 盖 气 膜 。

#### 3.3 综合冷却效率

图 11 为各布局结构的综合冷却效率云图,主流 为沿 X 轴正向。在低吹风比 M=2.2下,Case 1,2,4的 综合冷却效率分布相似,Case 3 中部的综合冷却效率 稍高一些。在高吹风比 M=10.4,Case 3,4在第2排发 散孔后冷却效率迅速升高,其主要得益于全覆盖冷 却气膜的形成。图 12 为沿轴向的综合冷却效率散点 分布图,对于某一轴向位置,散点分布越离散("曲 线"越宽)意味着该轴向位置的展向均匀性越差;反 之,散点越集中,展向均匀性越好。

在吹风比为2.2时,4种布局结构的展向均匀性



(a) Effusion consumption of 5%

Coolant mass fraction/% 0 10 20 30 40 50 60 70 80 90100



Fig. 10 Mass fraction of coolant

无明显差异, Case 1, 2, 4的综合冷却效率也基本相同, 沿轴向交替领先。Case 3的综合冷却效率要明显



Fig. 11 Contours of overall cooling effectiveness

高于另外3种结构,最高提升约6.5%。吹风比增大至 10.4, Case 1,2的综合冷却效率出现上升平台,冷却 效率在整个切向发散冷却段基本不变,冷却效果出 现恶化,即吹风比增大至10.4对Case 1,2结构产生了 负面影响。其主要原因根据图10(b)中的冷却空气 组分分布可知,吹风比增大后各发散孔冷却射流之 间相互作用,使得冷却射流抬升,主/次流掺混加剧, 削弱了气膜附壁流动。

在吹风比增大后,Case 3,4的综合冷却效率则出 现显著的上升,均在最后一排发散孔处(X/d=110)处 达到冷却效率峰值,Case 3,4峰值冷却效率分别约为 0.92和0.85,比同轴向位置的Case 1,2高出约46%和 35%。随着冷却气膜继续沿流向发展,综合冷却效率 略有下降。末端主流出口附近冷却效率有所升高, 其主要是由冷却空气逆流进入环腔未完全发展、热边界层较薄所导致。Case 1,2不仅冷却效率降低,且 其展向均匀性明显变差。



Fig. 12 Scatter plot of overall cooling effectiveness

对各布局结构的冷却效率进行面平均,如图 13 所示。在吹风比 M=2.2 时,4种结构平均冷却效率相 差不大,Case 3 比 Case 4 高出仅 1.5%。在吹风比 M= 10.4 时,Case 3,4 的面平均冷却效率分别上升 17.6% 和 16.2%,Case 1,2 由于冷却空气流量增大导致气膜 附壁性变差,面平均冷却效率反而有所下降。Case 3 的面平均冷却效率相比于 Case 2 高出 29.7%,其峰值 面平均冷却效率达到 0.82。



# 3.4 冷却效率关联式

在火焰筒冷却设计中,冷却效率最低的位置是 最容易被高温烧蚀损坏的区域,同时由于采用逆流 式进气,上游首排孔处(X/d=42)则为开孔区域冷却效 率最低点。在冷却结构一定的情况下,冷却空气的 流速和流量等可以用无量纲参数吹风比来描述,因 此针对 Case 3 的正对等间距孔布局方式,对首排孔区 域的综合冷却效率和吹风比进行关联式拟合,从而 得到 Case 3 孔布局的起始冷却效率和吹风比之间的 关系。

$$\eta_{\rm f} = 0.5775 + 0.0639 \ln\left(M\right) \tag{9}$$

式中下标 f 表示首排发散孔。该关联式仅适用于正 对且等间距排列的 Case 3 结构, 吹风比为 2.2~10.4, 首排孔冷却效率关联式曲线如图 14 所示。



Fig. 14 Correlation of 1st row overall cooling effectiveness for Case 3

首排发散孔的冷却贡献主要来源于两部分:一 是流出冷却环腔(用于燃烧)的空气对流换热,在主 流参数一定时为定值,即式右边常数项部分;另一部 分为首排发散孔的孔内对流换热,随着冷却射流流 速增大而增强,即式右第二项。随着吹风比的增大, 首排发散孔冷却效率的增益逐渐减小,试验和模拟 工况点结果与关联式误差在2%以内。

#### 4 结 论

本文通过研究,得到如下结论:

(1)切向发散冷却依靠较大的孔出口冷却射流 速度形成贴壁的螺旋流动,冷却射流切向速度与吹 风比成正比,吹风比较小时的前排冷却射流则相对 独立,切向发散冷却效果并不优异。吹风比较大时, 射流之间更易产生射流汇聚和涡叠加等相互作用, 此时通过优化孔布局能有效提高冷却效率。

(2)随着吹风比增大,叉排布局结构出现冷却效

果恶化,因为叉排发散孔在高吹风比下,冷却射流的 抬升涡相互叠加增强,前排冷却射流更易抬升、覆盖 面积减小。切向发散冷却结构的优化不仅取决于孔 布局,还受吹风比(冷却流量)的影响,两因素的耦合 决定了各排射流之间的干扰程度,从而影响气膜的 厚度和有效性。

(3) 正对且等间距排布的冷却射流交错互补,射流之间相互作用小,更易形成全覆盖气膜。正对且等间距排布具有最佳的冷却效果,在两种吹风比下的面平均冷却效率分别为0.7和0.82,提高约17.6%; 末排孔处综合冷却效率达到峰值0.92,比叉排布局结构高出46%左右。

(4)对正对且等间距排布的首排发散孔处冷却 效率进行关联式拟合,首排冷却效率随着吹风比的 增大而增大,但增益量逐渐减小,关联式与试验和模 拟的误差均在±2%以内。

**致** 谢:感谢国家科技重大专项、中国科学院青年创新 促进会项目的资助。

#### 参考文献

- 【1】孔祥灿,张子卿,朱俊强,等.航空发动机气冷涡轮 叶片冷却结构研究进展[J].推进技术,2022,43(5): 200632. (KONG Xiang-can, ZHANG Zi-qing, ZHU Jun-qiang, et al. Research Progress on Cooling Structure of Aeroengine Air-Cooled Turbine Blade[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(5): 200632.)
- [2] Lefebvre A H, Ballal D R. Gas Turbine Combustion: Alternative Fuels and Emissions (3rd Edition) [M]. USA: CRC Press, 2010.
- [3] Cheng P, Yao G F, Chen W, et al. Computational Study of Air/Mist Impinging Jets Cooling Effectiveness under Various Curvature Models [J]. Advances in Mechanical Engineering, 2014(2): 1-9.
- [4] Michel B, Gajan P, Strzelecki A, et al. Full Coverage Film Cooling: Comparison of Experimental and Numerical Data [C]. Hartford: 44th AIAA-ASME-SAE-ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2008.
- [5] Michel B, Gajan P, Strzelecki A, et al. Full Coverage Film Cooling Using Compound Angle [J]. Comptes Rendus Mécanique, 2009, 337(6): 562-572.
- [6] Savary N, Michel B, Gajan P. Validation and Benefits of a Homogeneous Effusion Cooling Model for Combustor RANS Simulations [C]. Orlando: 47th AIAA Aerospace Science Meeting, 2009.
- [7] Chin J, Dang J. New Generation Aero Combustor [M].
   Vienna: Intech Open Access Publisher, 2020.
- [8] Chin J. Suggestions on High Temperature Rise Combustor

[C]. Indianapolis: AIAA Propulsion and Energy Forum, 2019.

- [9] Chin J. Design of Aero Engine Lean Direct Mixing Combustor[C]. Cincinnati: AIAA Propulsion and Energy Forum, 2018.
- [10] 汪 涛,索建秦,梁红侠,等.火焰筒切向进气发散 小孔冷却数值模拟[J].航空动力学报,2011,26(5): 1052-1058.
- [11] Zhang J, Zhang S, Wang C, et al. Recent Advances in Film Cooling Enhancement: A Review[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2020, 33(4): 1119-1136.
- Lin Y Z, Song B, Li B, et al. Investigation of Film Cooling Effectiveness of Full-Coverage Inclined Multihole Walls with Different Hole Arrangements [C]. Atlanta: ASME Turbo Expo, 2003.
- [13] 李广超,朱惠人,白江涛,等. 气膜孔布局对前缘气 膜冷却效率影响的实验[J]. 推进技术,2008,29(2): 153-157. (LI Guang-chao, ZHU Hui-ren, BAI Jiang-tao, et al. Experimental Investigation of Film Cooling Effectiveness on Leading Edge with Various Geometries[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2008, 29(2): 153-157.)
- [14] 杨 光,邵卫卫,张哲巅.新型切向发散孔气膜冷却 特性数值研究[J].推进技术,2022,43(11):210579. (YANG Guang, SHAO Wei-wei, ZHANG Zhe-dian. Numerical Investigation on Film Cooling Performance of Novel Tangential Effusion Holes[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(11):210579.)
- [15] 李宝宽,张文博,王喜春.燃气轮机火焰筒肋化壁面 逆流气膜冷却的数值模拟[J].东北大学学报(自然科

学版), 2018, 39(10): 1402-1407.

- [16] Kline S J, Mcclintock F A. Describing Uncertainties in Single-Sample Experiments [J]. Mechanical Engineering, 1953, 75: 3-8.
- [17] Liu C L, Ye L, Zhang F, et al. Film Cooling Performance Evaluation of the Furcate Hole with Cross-Flow Coolant Injection: A Comparative Study[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2021, 164: 120457.
- [18] Li L, Liu C L, Ye L, et al. Experimental Investigation on Effects of Cross-Flow Reynolds Number and Blowing Ratios to Film Cooling Performance of the Y-Shaped Hole
  [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2021, 179: 121682.
- [19] Chunhai G, Bin W, Zhenya K, et al. Numerical Simulation Study on Cooling Characteristics of a New Type of Film Hole [J]. Journal of Thermal Science, 2020, 30 (1): 210-219.
- [20] 付万超,范春利,杨 立.非平表面的红外热像测温 修正方法研究[J]. 红外技术, 2021, 43(2): 179-185.
- [21] Lee H W, Park J J, Lee J S. Flow Visualization and Film Cooling Effectiveness Measurements Around Shaped Holes with Compound Angle Orientations [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2002, 45(1): 145-156.
- [22] Brittingham R A, Leylek J H. A Detailed Analysis of Film Cooling Physics, Part IV: Compound-Angle Injection with Shaped Holes [J]. Journal of Turbomachinery, 2000, 122(1): 133-145.

(编辑:朱立影)