双向扩张孔出口宽度对气膜冷却特性影响*

李广超1,付建2,张魏1,3,寇志海1

(1. 沈阳航空航天大学 航空航天工程学部 辽宁省航空推进系统先进测试技术重点实验室,辽宁 沈阳 110136;
 2. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院,北京 100191;
 3. 西北工业大学 动力与能源学院,陕西西安 710072)

摘 要:采用窄带液晶瞬态测温技术,研究了圆柱孔和不同出口宽度双向扩张孔气膜冷却特性。主流雷诺数为6500, 吹风比为1.0和2.0。双向扩张孔入口宽度为1.5倍孔径,出口宽度分别为1.5倍、2.0倍和2.5倍孔径。结果表明: 吹风比为1.0时,出口宽度对气膜冷却效率和换热系数二维分布影响较小。 吹风比2.0时,增加出口宽度不仅改变了气膜冷却效率和换热系数分布,还增大了径向平均冷却效率 值,减小了径向平均换热系数值。双向扩张孔出口宽度增大到2.5倍孔径时,面平均冷却效率较圆柱孔 增加118.2%,面平均换热系数降低14.3%。吹风比为2.0时,与圆柱孔相比,出口宽度增加逐渐改变了 气膜冷却效率和换热系数降低14.3%。

关键词:瞬态测量;热色液晶;图像处理;气膜冷却;冷却效率;换热系数
中图分类号: V435.12
文献标识码: A
文章编号: 1001-4055 (2016) 11-2088-09
DOI: 10.13675/j. cnki. tjjs. 2016. 11. 012

Effects of Exit Width on Film Cooling Characteristics of Dual-Fanned Holes

LI Guang-chao¹, FU Jian², ZHANG Wei^{1, 3}, KOU Zhi-hai¹

(1. Liao Ning Key Laboratory of Advanced Test and Measurement for Aviation Propulsion System, Faculty of Aerospace Engineering, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China;

School of Energy and Power Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
 School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The film cooling characteristics of cylindrical hole and dual-fanned holes were studied by narrow band liquid crystal transient measurement technique at the mainstream Reynolds number of 6500 and the blowing ratios of 1.0 and 2.0, respectively. The entrance widths of dual-fanned holes were 1.5 times of the cylindrical diameter and the exit widths were 1.5, 2.0 and 2.5 times of the cylindrical diameter (d), respectively. The results show that the exit width has a weak influence on the two dimensional distribution of film cooling effectiveness and heat transfer coefficient at the blowing ratio of 1.0. The increases of exit width not only change the distribution of film cooling effectiveness and heat transfer coefficient, but also cause the increase of the spanwise averaged film cooling effectiveness and the decrease of the spanwise averaged heat transfer coefficient at the blow-ing ratio of 1.0. Since the exit width is expanded to 2.5d, compared with the cylindrical hole, the plane averaged film cooling effectiveness of the dual-fanned hole increases by 118.2% and the plane averaged heat transfer coefficient is decreased by 14.3%. At the blowing ratio of 2.0, by comparison of the cylindrical hole, the expansion

基金项目:国家自然科学基金(51306126);航空科学基金(2012ZB54006);辽宁省自然科学基金(2015020112)。 作者简介:李广超,男,博士,副教授,研究领域为航空发动机热端部件传热与冷却技术。E-mail:ligc706@163.com

^{*} 收稿日期: 2015-05-27;修订日期: 2015-08-06。

of exit width changes the two dimensional distribution of film cooling effectiveness and heat transfer coefficient with the dual-fanned holes. The exit width is expanded to 2.5*d*, the plane averaged film cooling effectiveness of the dual-fanned hole increases by 219.4% and the plane averaged heat transfer coefficient is decreased by 27.2%.

Key words: Transient measurement; Thermochromic liquid crystal; Image processing; Film cooling; Cooling effectiveness; Heat transfer coefficient

1 引 言

涡轮部件冷却结构设计是研制航空发动机过程 中的一个重要环节。气膜冷却是涡轮叶片采用的主 要冷却方式之一。近40年来,气膜冷却研究中一个 最为重要的进展是通过改进孔型提高气膜冷却效 率^[1]。相比圆柱孔^[2],二次流通过出口扩张型气膜孔 后,在孔出口下游没有明显的高剪切力形成的低压 区域,冷气更贴近壁面,从而改善气膜孔出口附近的 气膜冷却效果^[3]。气膜孔出口宽度增大,气膜冷却效 率提高[4]。当气膜孔出口宽度增大到某一值时[5,6],二 次流射流会形成一对反向肾形涡抑制冷气脱离[7],更 有利于冷气贴附在壁面。二次流通过圆柱形入口后会 在孔内产生一个分离涡,速度分布非常不均匀^[8,9]。 孔内速度较高的冷气与燃气掺混后,更容易脱离壁 面。改善气膜内流场均匀性可以减弱这种脱离效 应。Thole^[10]与Kohli^[11]等研究了二次流供气方向对 气膜冷却特性的影响,发现二次流垂直于主流供气 时会在气膜孔内产生较强分离涡,导致径向平均冷 却效率低于平行于主流供气时的径向平均冷却效 率。Zhang等^[12]提出一种弯曲气膜孔入口区域进气 方式,有效地消除了气膜孔内分离涡,减弱了射流穿 透能力,改善气膜冷却效果。与圆柱孔相比,气膜孔入 口扩张可以加速二次流进入气膜孔,有效降低孔内 二次流回流,削弱分离涡,减小气动损失,使孔内速 度分布更均匀[13],并且提高气膜孔二次流流通能力[14]。

有关同时改变圆柱型气膜孔入口和出口来改善 气膜冷却特性的研究较少,只有文献[15]采用热电 偶测温方法研究了双向扩张孔气膜冷却特性。受到 当时实验水平的限制,并没有获得气膜冷却效率和 换热系数详细的二维分布。全表面测温技术的成熟 应用可以获得非常详细的气膜冷却信息,其中瞬态 液晶测温技术可以获得高分辨率表面温度信息^[16], 尤其是气膜孔出口附近温度^[17],被广泛应用在传热 实验中。基于此,本文采用窄带液晶瞬态测量方法 研究了圆柱形孔和不同出口宽度双向扩张孔的气膜 冷却特性,重点分析了气膜冷却效率和换热系数二 维分布。

2 实验设备与测试方法

2.1 实验设备

实验台如图1所示,主流与二次流都通过离心风 机提供。主流经过稳定段、收缩段和金属网快速加 热器进入实验段。金属网快速加热器[18]连接直流稳 压稳流电源,通过调节电压大小,使得每次实验时主 流可以瞬间加热到不同温度。实验段主流速度用皮 托管测量,速度大小通过风机变频器和阀门来调 节。二次流经过浮子流量计和空气加热器后,在非 测量时间通过三通电磁阀旁路排入大气,测量时迅 速进入气膜孔供气腔。根据吹风比的大小,采用两 个不同量程浮子流量计来测量二次流流量。为了保 证供气腔内流速均匀,二次流通过蜂窝板进入供气 腔,速度大小通过阀门来调节,温度通过空气加热器 功率调节。实验段的测量平板尺寸为380mm× 210mm×30mm,实际测量域为气膜孔出口下游3倍孔 径到30倍孔径之间。气膜孔板可以自由拆卸,板上 布置5个气膜孔,孔间距P/d=3,直径d=10mm,如图2 所示,双向扩张孔射流角度α为30°,长径比L/d=6,入 口宽度均为1.5d,出口宽度分别为1.5d,2.0d和2.5d, 入口与出口径向扩张角β为15°。

2.2 测试方法

气膜冷却效率定义式

$$\eta = (T_{\rm g} - T_{\rm aw})/(T_{\rm g} - T_{\rm c})$$
 (1)

换热系数定义式

$$h = q/(T_{aw} - T_{w}) \tag{2}$$

式中 T_g 为主流温度, T_{aw} 为冷热流体掺混特征温度, T_c 为二次流温度,q为实验件热流密度, T_w 为实验件壁温, η 为气膜冷却效率,h为换热系数。

根据半无限大物体非稳态导热第三类边界条件[19]

$$\frac{T(x,\tau) - T_0}{T_x - T_0} = \operatorname{erfc}\left(\frac{x}{2\sqrt{a\tau}}\right) - \exp\left(\frac{hx}{\lambda} + \frac{h^2 a\tau}{\lambda^2}\right) \times \operatorname{erfc}\left(\frac{x}{2\sqrt{a\tau}} + \frac{h\sqrt{a\tau}}{\lambda}\right)$$
(3)



Fig. 1 Sketch of the test system

式中 $T(x,\tau)$ 为 τ 时刻,一维半无限大方向上x处 的温度, T_0 为实验件初始温度, T_x 为来流对流换热 特征温度, λ,ρ,c 分别为实验件导热系数、密度、比热 容, α 为热扩散率: $\alpha = \lambda/\rho c$ 。当x = 0时,有

$$\frac{T_{w}(\tau) - T_{0}}{T_{x} - T_{0}} = 1 - e^{\frac{h^{2}\tau}{\rho c \lambda}} \cdot \operatorname{erfc}(\frac{h \sqrt{\tau}}{\sqrt{\rho c \lambda}})$$
(4)

式中冷热流体掺混特征温度为来流对流换热特征温度,即 $T_{av} = T_{x}$,有

$$T_{\infty} = T_{\rm aw} = (1 - \eta)T_{\rm g} + \eta T_{\rm c} \tag{5}$$

将式(5)带人式(4)得到 T_w , T_g , T_c 求解双参数 (η , h)壁温响应公式

$$T_{w}(\tau) = \sum_{i=1}^{n} \left[(1 - \eta) T_{g}(\tau) + \eta T_{c}(\tau) \right] \times$$

$$\left[1 - e^{\frac{h^{2}\tau}{\rho c \lambda}} \cdot \operatorname{erfc}(\frac{h \sqrt{\tau}}{\sqrt{\rho c \lambda}}) \right] + T_{0}$$
(6)

实验件采用有机玻璃制成,厚度为30mm,每次 实验时长不超过90s,根据文献[19]是满足一维半无 限大条件的。测试壁面上喷有反射率较低的黑色底 漆和R30C1W(30℃开始显红色1℃带宽)液晶。黑漆 与液晶的厚度大约为120μm,远小于实验件厚度,所 以可以忽略黑漆与液晶涂层对实验件壁面导热的影 响。本文同时测量了气膜冷却效率与换热系数,属 于解双参数问题。通过改变主流或二次流温度变化 速率,进行两次以上实验就可以同时求解出冷却效 率η与换热系数h。图像采集通过一台CCD数码相机 录入,拍摄速率为25帧/s,主流与二次流温度采用K 型热电偶测得,采集频率为20Hz。为了保证实验在时间上的准确性,实验时必须保证图像与温度采集 开关、主流与二次流阀门开关同时进行。





2.3 误差分析

文献[20]给出了双参数传热实验液晶瞬态测量 不确定度分析。通过文献给出的公式和图表,以及 已知实验中主流温度为34℃,两次实验二次流温度 分别为54℃和56℃,热电偶温度测量不确定度±0.5℃, 液晶显色时壁面温度31℃,环境温度为25℃。查表 可以计算出换热系数*h*的不确定度为7%,气膜冷却 效率η的不确定度为9%。

3 液晶标定与图像处理

3.1 液晶标定

热色液晶主要特性是随温度变化呈现不同颜色。采用CCD相机成像和色度图像处理技术,精确

有效标定范围。

得到液晶色度值与温度值之间的对应关系,从而获 得热色液晶标定曲线。标定时通过电极加热喷涂有 液晶的铜板,铜板上布置K型热电偶。录像时为了 降低图像噪声,提高图像采集质量,相机设置为白平 衡模式^[21]。光源使用两个对称的冷白色荧光灯,可 以防止紫外线对液晶的破坏^[21]。为了避免标定时出 现误差^[22]带入实验结果,应用原位标定方法,保证标 定过程与实验过程中光源、相机位置,黑漆和液晶厚 度等条件相一致。图3给出了色度、饱和度和亮度与 温度之间的关系,在有效标定区域内,色度与温度的 对应关系是一条单调函数曲线,而饱和度、亮度与温 度的对应关系分别是一条非单调函数曲线。在实验 时,一般使用饱和度与亮度较大的色度值区域作为



Fig. 3 Calibrated curves of liquid crystal of R30C1W

3.2 图像处理

图 4 给出了实验过程中某一时刻显色过程的 HSV 分布,H代表色度 Hue,S代表亮度 Saturation,V 代表饱和度 Value。从图 4(a)中可以看到孔间黑线 区域内液晶显色由红到蓝的变化过程。图 4(b)中同 样位置显示黄色处是由绿到蓝的区域,明显看到这 一窄条区域的分辨率较高,分布也最为均匀。从图 4 (c)和(d)中同样可以看到对应区域的饱和度和亮度 也是最高的,这和校准曲线所显示出的信息刚好吻 合。由此可以判断,液晶由绿到蓝时最容易准确追 踪到实验件壁面所显示的信息。在图像处理时,处 理系统会按预先设定好的程序去搜索颜色由绿到蓝 的这一窄条或其中某一点,例如 31℃这一点。然后 提取出壁面温度为 31℃时所对应的时间,如图 5。这 样不仅能降低液晶瞬态测温时壁面温度相对误差, 还能提高实验结果图像质量。





Fig. 5 Wall temperature of 31°C corresponding time distribution

4 实验结果与分析

4.1 实验工况与数据处理 主流雷诺数定义式

$$Re_{d} = \frac{\rho_{\pi} u_{\pi} d}{\mu_{\pi}} \tag{7}$$

吹风比定义式

$$BR = \frac{\rho_{\rm c} u_{\rm c}}{\rho_{\rm loc} u_{\rm loc}} \tag{8}$$

式中 u_x 为主流通道入口的平均速度,d为气膜 孔直径, μ_x 为主流动力粘性系数, ρ_x 为主流来流密 度, ρ_e 和 ρ_{loe} 分别为二次流在通道入口的密度和主 流在气膜孔出口处密度, u_e 和 u_{loe} 分别为二次流在气 膜孔圆柱段的平均速度和主流在气膜孔出口处速 度。实验中吹风比分别为1.0和2.0,基于主流通道入 口速度和气膜孔直径的主流雷诺数为6500。

径向平均冷却效率定义式

$$\eta_{\rm ave} = \frac{1}{s} \sum_{i=1}^{s} \eta_i \tag{9}$$

面平均冷却效率定义式

$$_{\text{plane}} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^{n} \eta_i \tag{10}$$

径向平均换热系数定义式

η

$$h_{\rm ave} = \frac{1}{s} \sum_{i=1}^{s} h_i \tag{11}$$

面平均换热系数定义式

$$h_{\text{plane}} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^{n} h_i \tag{12}$$

式中s为径向一列像素点总数,n为整个测量域 内像素点总数。η;为第i个像素点上气膜冷却效率 值,h;第i个像素点上换热系数值。

4.2 冷却效率结果分析

图 6 给出了吹风比为 1.0 时圆柱孔和三个出口宽 度双向扩张孔下游气膜冷却效率分布,其特点都是 上游区域高,下游区域低。气膜孔中心线附近冷却 效率高,孔间冷却效率低。由于吹风比较小,二次流 射流动量较低,不易穿透主流,因此二次流比较好地 贴附在气膜孔出口下游附近,但二次流流量较小,气 膜持续覆盖能力不强,冷却效率随着射流方向逐渐 降低。二次流通过圆柱孔后,射流气膜只集中在孔 中心线区域,对孔间区域保护不够。随着出口宽度 增大,气膜冷却效率沿射流方向降低幅度减小,气膜



Fig. 6 Distribution of film cooling effectiveness with BR=1.0

持续贴附能力增强。气膜孔出口扩大使气膜径向覆 盖越来越均匀,尤其是出口宽度为2.5d时,孔间气膜 冷却效率显著提高。

图7给出了吹风比为2.0时圆柱孔和三个出口宽 度双向扩张孔下游气膜冷却效率分布。由于吹风比 较大,二次流射流动量较高,导致二次流不能很好地 贴附在孔出口附近,圆柱孔出口附近的气膜覆盖区 域仅仅集中在孔中心线区域很小范围,孔间气膜冷 却效率值为零。x/d=10之后,射流回落,并逐渐在平 板上展开,形成一层均匀的保护膜,气膜冷却效率值 沿射流方向逐渐增大。出口扩张有效减小二次流射 流动量,并且增大径向速度使气膜径向覆盖范围增 加。出口宽度增大到2.5d时,双向扩张孔气膜冷却 效率分布与圆柱孔完全不同,呈现和小吹风比时类 似分布,但冷却效率值更大,径向分布更均匀,沿射 流方向下降较快。



Fig. 7 Distribution of film cooling effectiveness with BR=2.0

图 8 给出了气膜孔出口宽度对径向平均冷却效 率的影响。圆柱孔作为基准孔与前人公开发表数据 进行了对比,其中文献[2]使用传质萘升华方法,文 献[16]使用瞬态液晶测温方法。在吹风比1.0时,实 验数据与文献[16]的结果基本重合。吹风比2.0时, x/d < 16 区域的实验数据与文献[2]更接近, x/d > 16 区域的实验数据与文献[16]更接近,但是总的差别 都比较小,沿着流动方向,都表现出先增大后基本不 变的规律。

不同吹风比下,出口宽度对冷却效率的影响为 $\eta_{2.5d} > \eta_{2.0d} > \eta_{1.5d} > \eta_{cyl}$,这种影响在大吹风比下更明 显。吹风比为1.0时,圆柱孔径向平均冷却效率沿射 流方向先增大后减小,但变化幅度较小,最大为 18.6%。出口宽度2.5d双向扩张孔径向平均冷却效 率在 x/d < 10 时沿射流方向下降较快,在 x/d > 10 时 径向平均冷却效率几乎不变,整体下降23.4%。出口 宽度1.5d和2.0d双向扩张孔径向平均冷却效率沿射 流方向逐渐下降,分别整体降低40.8%和56.8%。当 吹风比为2.0时,圆柱孔径向平均冷却效率沿射流方 向逐渐增大,整体增幅1227.9%。出口宽度1.5d双向 扩张孔径向平均冷却效率沿射流方向增加较小,整 体增幅19.6%。出口宽度2.5d双向扩张孔径向平均 冷却效率沿射流方向逐渐减小,整体降幅44.8%。出 口宽度2.0d双向扩张孔径向平均冷却效率沿射流方 向降低较小,最大降幅在 x/d < 7区域,为15.2%。



Fig. 8 Effects of exit width on laterally average film cooling effectiveness

图 9 给出了不同吹风比下气膜孔出口宽度对面 平均冷却效率的影响。随着气膜孔出口宽度的增 大,吹风比对面平均冷却效率影响越来越大。圆柱 孔时,面平均冷却效率在两个吹风比下几乎相同。 出口宽度 1.5d,2.0d 和 2.5d 双向扩张孔面平均冷却效 率在吹风比 2.0 时比 1.0 时分别增大 6.2%,26.7% 和 43.6%。与圆柱孔相比,出口宽度 2.5d 双向扩张孔的 面平均气膜冷却效率在吹风比 1.0 时增加 118.2%,吹 风比 2.0 时增加 219.4%。



Fig. 9 Effects of exit width on plane averaged film cooling effectiveness

4.3 换热系数结果分析

图 10 给出了吹风比为 1.0 时, 气膜孔出口宽度对 换热系数分布的影响。当吹风比较小时,二次流射 流动量较小,对气膜孔下游壁面附近热边界层扰动 影响较弱,气膜孔入口扩张和出口宽度变化对二次 流射流扰动及动量大小的控制不够明显,使增加出 口宽度对气膜冷却换热系数分布影响不大。圆柱孔 出口附近换热系数较双向扩张孔略大并且分布较均 匀。这是因为圆柱形出口宽度较小,在孔出口附近 二次流形成一对径向尺寸较小的肾形涡,冷气主要 集中在孔中心线附近,还没有向孔两侧扩散。圆柱 孔出口射流动量较高,所以换热系数较大。四种孔 型基本分布规律一致:呈现上游高下游低,孔间区域 高中心线附近低的分布规律。说明主流在通过二次 流形成的肾形涡向中间区域掺混时,孔间区域气流 扰动较大,形成强换热区域,换热系数较大。而在中 心线附近位置,二次流贴附性较好,流动较为稳定, 热边界层厚度沿射流方向逐渐增加,换热系数逐渐 减小。

图 11 给出了吹风比为 2.0 时,气膜孔出口宽度对 换热系数分布的影响。当吹风比较大时,二次流射 流动量较大,气膜孔入口扩张和出口宽度的变化对 二次流射流影响较为明显,使得换热系数分布差别 较大。如图11(a),圆柱孔在出口下游附近会出现三 个明显的强换热区域。其中两侧是主流与二次流掺 混边界区域,会产生较大的剪切应力和漩涡导致形 成强换热区。出口下游中心线附近强换热区域是由 于射流形成一对肾形涡,在较高动量下相向流动所 导致。随着双向扩张孔出口宽度的增大,这三个强 换热区域逐渐减弱,到出口宽度增加到2.5d时基本 消失。说明出口宽度的增大有效地降低了二次流射 流动量,增加了二次流径向速度,降低了射流方向速 度,减弱了出口下游壁面附近热边界层的扰动。圆 柱孔换热系数整体分布规律呈上游高下游低的趋 势,且沿射流方向换热系数值下降得很快,这也是由 于二次流射流动量较大,射流逐渐回落产生的。随 着气膜孔出口的增大,从换热系数分布分叉可以看 出射流回落贴附的规律。圆柱孔在 x/d=17 的位置分 叉,出口宽度1.5d和2.0d双向扩张孔分别在x/d=15 和 x/d=8 位置处分叉, 而出口宽度 2.5d 双向扩张孔射 流几乎没有脱离壁面,分布和小吹风比时的换热系 数分布相似。



Fig. 10 Distribution of heat transfer coefficient with BR=1.0



Fig. 11 Distribution of heat transfer coefficient with BR=2.0

图 12 为气膜孔出口宽度对径向平均换热系数的 影响。当吹风比为1.0时,出口宽度对径向平均换热 系数影响很小,曲线沿射流方向降低较为平缓。当 吹风比为2.0时,圆柱孔与三种双向扩张孔相比,径 向平均换热系数较大,沿射流方向下降较快。出口 宽度1.5d双向扩张孔径向平均换热系数沿射流方向 整体下降缓慢,与圆柱孔在x/d=16附近有交叉,交叉 点之前 $h_{cvl} > h_{15d}$,而之后 $h_{15d} > h_{cvl}$ 。出口宽度2.0d和 2.5d 双向扩张孔径向平均换热系数曲线分别在 x/d= 10 和 x/d=8 处有转折,之前下降较快,之后较为平 缓。说明双向扩张孔出口宽度的增大和入口的扩张 较好地控制了二次流射流动量,减弱了二次流流出 气膜孔后对热边界层的扰动。二次流从双向扩张孔 射出之后会在气膜孔出口附近形成一个强换热区 域,随即使得换热系数下降一个平缓区域,更好地阻 隔了主流燃气来保护壁面。

图 13 给出了不同吹风比下气膜孔出口宽度对面 平均换热系数的影响。随着气膜孔出口宽度的增 大,吹风比对面平均换热系数影响越来越小。从圆 柱孔到 2.5d 双向扩张孔面平均换热系数在吹风比 2.0 时比 1.0 时分别减小 25.5%, 25.5%, 20.0% 和 12.9%。 与圆柱孔相比, 出口宽度 2.5d 双向扩张孔的面平均 换热系数在吹风比 1.0 时降低 14.3%, 吹风比 2.0 时降 低 27.2%。



Fig. 12 Effects of exit width on laterally average heat transfer coefficient



Fig. 13 Effects of exit width on plane averaged heat transfer coefficient

5 结 论

本文运用窄带液晶瞬态测温法,探索熟悉了液

晶瞬态测量的实验过程,对圆柱孔和不同出口宽度 双向扩张孔下游冷却效率和换热系数进行了测量, 得到如下结论:

(1)液晶标定色度对应温度曲线在有效范围内 是一条单调曲线,而饱和度和亮度对应温度曲线是 一条非单调曲线。取饱和度和亮度较大的色度区域 作为处理图像时的追踪区域可以获得更准确的温度 信息。

(2)不同吹风比下,出口宽度对径向平均冷却效 率的影响一致:η2.5d>η2.5d>η1.5d>ηcyl,这种影响在大 吹风比下更明显。出口宽度2.5d双向扩张孔下游面 平均气膜冷却效率较圆柱孔在吹风比1.0和2.0时分 别增加118.2%和219.4%。

(3)吹风比为1.0时,双向扩张孔增加出口宽度 对换热系数分布及径向平均值影响较小。吹风比2.0 时,增加出口宽度不仅改变了气膜冷却效率和换热 系数分布,还增大了径向平均冷却效率值,减小了径 向平均换热系数值。出口宽度2.5d双向扩张孔下游 面平均换热系数较圆柱孔在吹风比1.0和2.0时分别 降低14.3%和27.2%。

由于实验条件限制,本文是在接近冷热流体温 比1.0时获得的实验数据,有关真实温比状态下的气 膜冷却特性将在后续数值模拟研究中进行。

参考文献:

- Bunker R S. A Review of Shaped Hole Turbine Film-Cooling Technology[J]. Journal of Heat Transfer, 2005, 127: 441-453.
- [2] Goldstein R J, Jin P, Olson R L. Film Cooling Effectiveness and Mass/Heat Transfer Coefficient Downstream of One Row of Discrete Holes[J]. Journal of Turbomachinery, 1999, 121: 225-232.
- [3] James S P, Jane E S, Gregory J W, et al. A Comparative Investigation of Round and Fan-Shaped Cooling Hole Near Flow Fields [J]. Journal of Turbomachinery, 2008, 130.
- [4] Saumweber C, Schulz A. Effect of Geometry Variations on the Cooling Performance of Fan-Shaped Cooling Holes
 [J]. Journal of Turbomachinery, 2012, 134.
- [5] 张 魏,邓明春,李广超,等.扇形孔出口宽度对气 膜冷却效率影响[J].热能动力工程,2012,27(4): 416-512.
- [6] 朱延鑫,谭晓茗,郭 文,等.出流孔型对平板气膜 冷却影响机理的研究[J].推进技术,2013,34(4):
 499-505. (ZHU Yan-xin, TAN Xiao-ming, GUO Wen, et al. Numerical Simulation on Effects of Differ-

ent Film Cooling Holes on Plate[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(4):499-505.)

- [7] Laveau B, Abhdri R S. Influence of Flow Structure on Shaped Hole Film Cooling Performance [R]. ASME 2010-GT-23032.
- [8] McGovern K T, Leylek J H. A Detailed Analysis of Film Cooling Physics, Part II: Compound-Angle Injection with Cylindrical Holes [J]. Journal of Turbomachinery, 2000, 122: 113-121.
- [9] Yang X, Liu Z, Feng Z P. Numerical Evaluation of Novel Shaped Holes for Enhancing Film Cooling Performance
 [J]. Journal of Turbomachinery, 2015, 137.
- [10] Thole K A, Gritsch M, Schulz A. Effect of a Crossflow at the Entrance to a Film-Cooling Hole[J]. Journal of Fluids Engineering, 1997, 119: 533-541.
- [11] Kohli A, Thole K A. Entrance Effects on Diffused Film-Cooling Holes [R]. ASME 98-GT-402.
- Zhang X Z, Hassan I. Film Cooling Effectiveness of an Advanced-Louver Cooling Scheme for Gas Turbines[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2006, 20 (4): 754-763.
- [13] Lim C H, Pullan G, Ireland P. Influence of Film Cooling Hole Angles and Geometries on Aerodynamic Loss and Net Heat Flux Reduction [J]. Journal of Turbomachinery, 2013, 135.
- [14] 樊惠明,朱惠人,李广超. 主流逆压力梯度下气膜孔 流量系数的实验[J]. 推进技术,2009,30(4):405-410. (FAN Hui-ming, ZHU Hui-ren, LI Guang-chao. Experiments of Discharge Coefficient of Film Cooling

Holes Under Adverse Pressure Gradient[J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(4): 405-410.)

- [15] 李广超,朱惠人,樊惠明.双向扩张孔射流角度对气 膜冷却特性影响的实验[J].航空动力学报,2009,25 (5):1000-1005.
- [16] 刘存良,朱惠人,白江涛,等.基于瞬态液晶全表面测量技术的圆柱形孔气膜冷却特性研究[J].航空动力学报,2009,24(9):1959-1965.
- [17] Ekkad S V, Han J C. A Transient Liquid Crystal Thermography Technique for Gas Turbine Heat Transfer Measurements [J]. Measurement Science and Technology, 2000, 11: 957-968.
- [18] Lu Y P, Dhungel A, Ekkad S V, et al. Effect of Trench Width and Depth on Film Cooling from Cylindrical Holes Embedded in Trenches [J]. Journal of Turbomachinery, 2009, 131.
- [19] 杨世铭,陶文铨. 传热学[M]. 北京:高等教育出版 社, 2006.
- [20] 白江涛,朱惠人,刘存良.双参数传热实验的液晶瞬态测量不确定度分析[J].航空动力学报,2009,24
 (9):1945-1951.
- [21] Anderson M R, Baughn J W. Liquid-Crystal Thermography Illumination Spectral Effects, Part 1: Experiments
 [J]. Journal of Heat Transfer, 2005, 127: 581-587.
- [22] Rao Y, Xu Y M. An Analysis of Liquid Crystal Thermography Measurement Uncertainty and its Application to Turbulent Heat Transfer Measurements [J]. Advances in Condensed Matter Physics, 2012: 898104.

(编辑:史亚红)