

双出口气膜孔冷却效率实验

李广超, 凌旭, 寇志海, 吴超林, 张魏

(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, 沈阳 110136)

摘 要: 为了进一步理解双出口气膜孔的冷却特性, 建立了气膜冷却效率实验台, 通过红外测温技术研究了圆孔和 4 个不同次孔方位角的双出口孔在吹风比为 0.3~2.0 时的冷却效率. 结果表明: 和圆孔相比, 次孔方位角为 30°, 45°, 60° 双出口孔能提高面平均冷却效率 18%~37%. 次孔方位角为 30° 双出口孔在低吹风比下提高冷却效率最显著, 次孔方位角为 60° 双出口孔在高吹风比下提高冷却效率最显著. 在研究的吹风比范围内, 次孔方位角为 45° 双出口孔都能较显著地提高冷却效率, 次孔方位角为 75° 双出口孔冷却效率低于圆孔冷却效率.

关 键 词: 航空发动机; 涡轮叶片; 气膜冷却; 冷却效率; 双出口孔

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Experiment of cooling effectiveness with double-outlet film hole

LI Guang-chao, LING Xu, KOU Zhi-hai, WU Chao-lin, ZHANG Wei

(Liaoning Key Laboratory of Advanced Test Technology for Aeronautical Propulsion System, Faculty of Aerospace Engineering, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

Abstract: In order to understand the cooling characteristics of the double-outlet film holes further, the platform for testing film cooling effectiveness was established. The cooling effectiveness of the cycle holes and four kinds of double-outlet holes with various orientation angles was studied at the blowing ratios from 0.3 to 2.0 by infrared measurement. The results show that: compared with the cycle hole, the surface averaged cooling effectiveness of the double-outlet holes is improved by 18%—37% with 30, 45 and 60 degrees of orientation angles. At the low blowing ratios, the cooling effectiveness of the double-outlet holes with 30 degree of orientation angles is most significantly improved. At the high blowing ratios, the cooling effectiveness of double-outlet holes with 60 degree of orientation angles is most significantly improved. The double-outlet holes with 45 degree orientation angles can significantly improve the cooling effectiveness at both high and low blowing ratios. The cooling effectiveness of the double-outlet holes with 75 degree of orientation angles is lower than that of the cylindrical holes.

Key words: aero-engine; turbomachine blades; film cooling; cooling effectiveness; double-outlet hole

收稿日期: 2013-03-10

基金项目: 国家自然科学基金(51306126); 航空科学基金(2012ZB54006)

作者简介: 李广超(1979—), 男, 辽宁铁岭人, 副教授, 博士, 主要从事航空发动机热端部件传热冷却研究.

随着高性能航空发动机的快速发展,涡轮入口温度的提升速度远高于耐高温材料的发展速度,因此需要先进的冷却技术对涡轮叶片进行有效冷却.气膜冷却技术是现在航空发动机上最常见的冷却技术之一.目前有关气膜冷却研究主要是通过改变孔形来提高冷却效率. Goldstein^[1]提出了出口扩张孔型,机理在于出口扩张使出口动量减小,减小射流穿入主流的距离.基于孔型扩张思路, Gritsch 等^[2-6]研究了圆孔、扇形孔、后倾孔、后倾扇形孔对气膜冷却特性的影响.研究表明:孔型扩张减少了射流和主流的掺混,传热系数降低,冷却效率明显提高,但扩张孔存在加工难度增加、成本提高等问题.为了降低加工难度,出现了以圆孔为主体的气膜冷却结构, Bunker 等^[7-8]提出一种出口带横槽的孔结构, Fric 等^[9]提出了在圆孔出口开一个圆形或者椭圆形凹槽的弹坑孔.研究表明圆孔开横槽和弹坑孔都能提高气膜冷却效率,但由于改变了流面形状,实际应用时还要考虑气动损失和结构强度的影响.由于圆孔加工简单,通过布置和组合圆孔来提高冷却效率是近年来研究的新思路. Kusterer 等^[10]提出了上下游布置的复合斜孔组成的双射流孔, Heidmann 等^[11-12]提出了圆孔侧面加两个对称小孔的肩臂孔.上述两种孔型均能较显著提高冷却效率,而且加工难度大大降低.文献^[13-15]提出一种新型双出口气膜孔,在现有圆孔上加开一个次孔,数值计算表明这种气膜孔结构不仅将有害的对旋涡改变成有利的

涡流动结构,使冷气更好贴附在壁面上,而且工艺难度也进一步降低,具有很好的工程应用前景.本文通过实验研究了次孔方位角对双出口孔冷却效率的影响,为该孔结构优化提供了依据.

1 实验装置及数据处理方法

1.1 实验设备

实验在自行设计的小型风洞中进行,实验装置如图1所示.稳定段内部安装了蜂窝巢来改善气流均匀性,收缩段收缩比为6:1,实验段入口截面为220 mm×100 mm,入口最高速度为30 m/s.利用热线风速仪测量得到了实验段入口端流度为0.8%.主流系统由变频柜、离心风机、稳压气罐、截止阀、实验段等部件组成.主流风速用直径为2 mm的皮托管测量,主流温度用K型热电偶测量.二次流系统由离心风机、稳压气罐、空气加热器、调节阀门、流量计、二次流腔等部件组成.二次流流量通过流量计测量,温度用热电偶测量.开有孔型的平板实验段由有机玻璃制成.冷却壁温用Optiris PI16 红外热成像仪测量,被测量壁面涂有反射率非常低的水溶黑漆,利用热电偶校准红外热成像仪测量壁面的温度值,表面发射率设置为0.96,可以达到较好的一致性.根据热电偶测量的主流和二次流温度以及红外热成像仪测量的壁温可以算出冷却效率.冷却效率计算式中的壁温应该为绝热壁温,即实验中壁面应该是绝热的,为此,

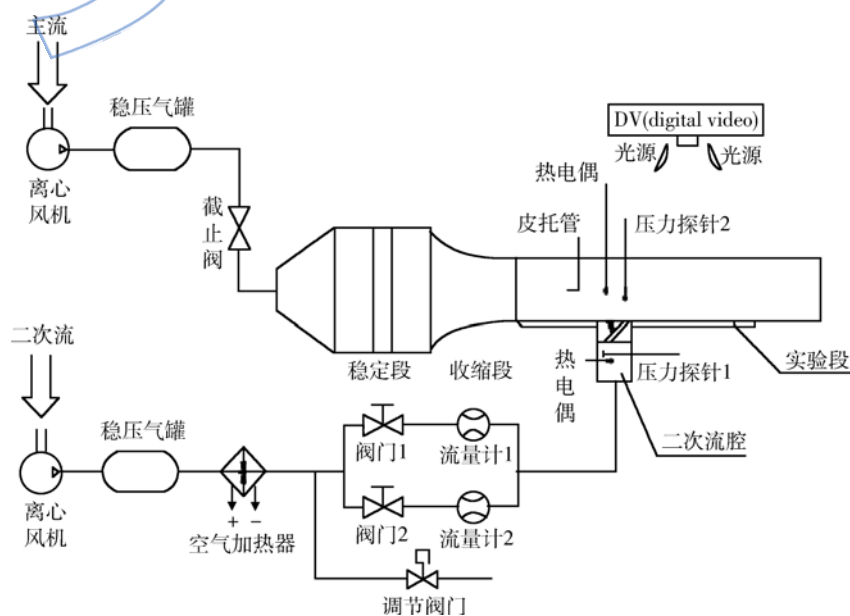


图1 实验装置简图

Fig. 1 Schematic of experimental apparatus

实验件模型由传热系数较小的足够厚的有机玻璃制成,使绝热壁温的测量误差在 0.3 K 范围内. 实验数据用 Matlab 软件编程处理得到.

1.2 实验模型

本文实验模型包括圆孔和双出口孔. 双出口孔是在圆孔上加开一个次孔,几何结构见图 2,坐标原点位于双出口孔主孔出口中心, x 轴正方向为主流流动方向(轴向); y 轴正方向为壁面法线方向(周向); z 轴正方向为横向(径向). α 为双出口孔主孔前倾角, β 为双出口孔次孔前倾角, γ 为次孔方位角. d 为双出口孔主孔截面直径, d_1 为次孔截面直径, P 为孔间距. 详细几何参数见表 1. 实物模型见图 3. 考虑到相邻双出口孔之间会相互影响,每个气膜孔板上开了 1 排 5 个双出口孔,中间 1 个双出口孔的流动换热更接近实际情况,本文采用中间 1 个双出口孔下游实验数据进行分析.

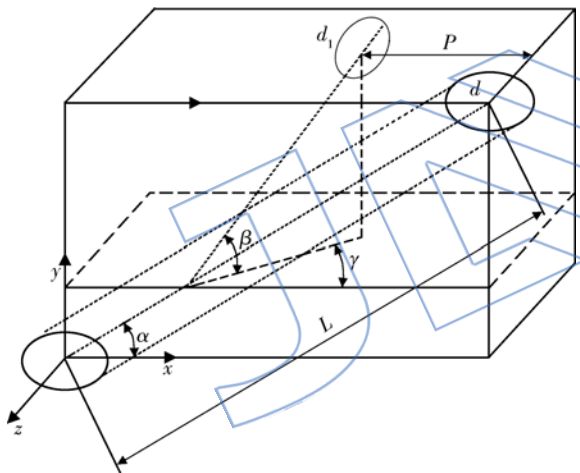


图 2 气膜孔几何参数定义

Fig. 2 Definition of geometric parameters of air film hole

表 1 双出口孔几何参数

Table 1 Geometry parameters of double-outlet hole

$\alpha/(^{\circ})$	$\beta/(^{\circ})$	$\gamma/(^{\circ})$	L/d	P/d	d_1/d
30	60	6	3	0.9	
30	60	30	6	3	0.9
30	60	45	6	3	0.9
30	60	60	6	3	0.9
30	60	75	6	3	0.9

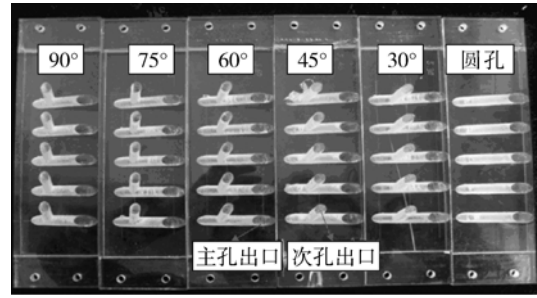


图 3 气膜孔板实物照片

Fig. 3 Picture of air film hole-plate

1.3 数据处理方法

冷却效率定义为

$$\eta = \frac{T_g - T_{aw}}{T_g - T_c} \quad (1)$$

式中 T_g 为主流温度, T_c 为二次流温度, T_{aw} 为绝热壁温.

吹风比定义为

$$B_r = \frac{\rho_2 U_2}{\rho_1 U_1} \quad (2)$$

式中 ρ_1 为主流密度, U_1 为没有二次流喷射时气膜孔出口附近主流速度, ρ_2 为二次流密度, U_2 为气膜孔入口内二次流平均速度. U_2 可按如下计算公式得到:

$$U_2 = \frac{\dot{m}}{\rho_2 \times 3.14 \times d^2 / 4} \quad (3)$$

式中 $\dot{m}$ 为进入气膜孔的二次流流量.

径向平均冷却效率定义为

$$\eta_{ave} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \eta_i \quad (4)$$

式中 η_i 为径向第 i 点的冷却效率.

面平均冷却效率定义为

$$\eta_{ave_sur} = \frac{1}{\dot{m}} \sum_{j=1}^m \eta_j \quad (5)$$

式中 η_j 为第 j 个微元点的冷却效率.

根据冷却效率定义,影响冷却效率不确定度的参数有主流温度 T_g , 二次流温度 T_c , 绝热壁温 T_{aw} . 热电偶和红外热成像仪测温的绝对误差在 0.5 K 以内, 壁面不完全绝热带来的壁温的绝对误差在 0.3 K 以内. 根据 T_g 最小测量值为 303 K 算得 T_g 不确定度为 1.67%, T_{aw} 的最小测量值为 306 K 算得 T_{aw} 不确定度为 2.42%, T_c 的最小测量值为 333 K 算得 T_c 不确定度为 0.83%, 根据误差传递公式算得冷却效率不确定度为 3.05%.

根据吹风比的定义,影响吹风比不确定度的参数有主流和二次流的速度和密度. 密度根据测

量的压力和温度,按照状态方程计算,主流密度不确定度为 2.42%,二次流密度不确定度为 2.13%。主流速度利用来流总压和静压的压差计算,不确定度为 0.6%。二次流速度利用流量计测量的流量和气膜孔横截面积计算,不确定度为 2.86%。根据误差传递公式算得吹风比的不确定度为 4.34%

2 实验结果和分析

2.1 双出口孔和圆孔冷却效率对比

图4、图5是吹风比为0.5和1.5时圆孔和双出口孔的冷却效率云图。图中横坐标 x/d 的起点为双出口孔主孔出口中心, x 为沿主流方向与起点的距离。图中标注了典型位置冷却效率值。图4(a)、图4(b)所示,沿主流方向,在吹风比为0.5,次孔方位角为 30° 时,在气膜孔中心线($z/d=3$), $x/d=5, 10, 15, 25$ 位置,双出口孔冷却效率为0.29,0.25,0.20,0.13;圆孔冷却效率值为0.19,0.18,0.13,0.09,相同位置双出口孔冷却效率提高约40%;在径向方向,孔中心线($z/d=3$)和相邻两孔中心线($z/d=4.5$) $x/d=15$ 处,圆孔冷却效率从0.13下降到0.09,降低了30%;双出口孔冷却效率从0.2降低到0.19,降低了5%。同样图5(a)、图5(b)显示,在吹风比为1.5,次孔方位角为 60° 时,沿主流方向相同位置双出口孔冷却效率提高约30%;沿径向方向圆孔和双出口孔冷却效率分别降低了40%和25%。可以看到,和圆孔相比,双出口孔的冷却效率不仅更高,沿径向方向分布也更加均匀。

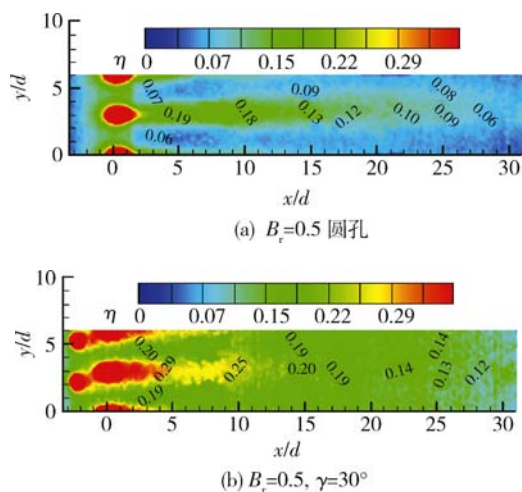


图4 低吹风比冷却效率云图

Fig. 4 Contour of cooling effectiveness at low blowing ratios

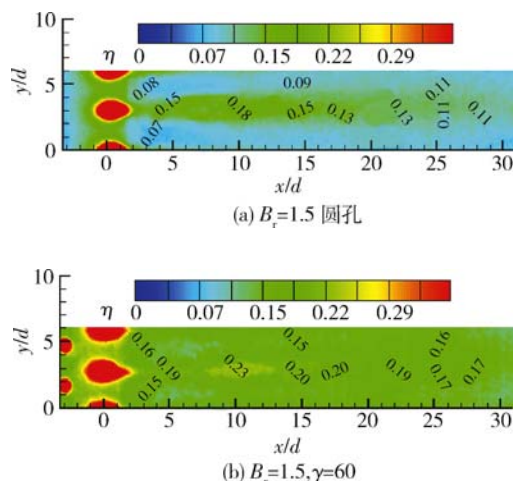


图5 高吹风比冷却效率云图

Fig. 5 Contour of cooling effectiveness at high blowing ratios

2.2 次孔方位角对平均冷却效率的影响

从图6可以看到,在 $3 < x/d < 25$ 范围内,次孔方位角为 $30^\circ, 45^\circ$ 和 60° 双出口孔的径向平均冷却效率都比圆孔高,而次孔方位角为 75° 双出口孔的径向平均冷却效率比圆孔低。文献[14]指出:双出口孔能够提高气膜冷却效率主要因为两个出口射流相互作用形成反肾形涡,能够使射流紧贴壁面从而提高冷却效率。两股射流相互作用的强弱与射流强度以及距离有关。

图6(a)显示:吹风比为0.3时,次孔方位角为 30° 双出口孔径向平均冷却效率最高,其次是次孔方位角为 45° 和 60° 的双出口孔;图6(b)显示:吹风比为1.0时,次孔方位角为 30° 和 45° 双出口孔径向平均冷却效率都较高,其次是次孔方位角为 60° 的双出口孔;图6(c)显示,吹风比为2.0时,次孔方位角为 60° 双出口孔径向平均冷却效率最高,其次是次孔方位角为 45° 和 30° 双出口孔。因为在低吹风比下,射流强度较低,射流产生的涡范围较小,所以在射流径向距离较小(次孔方位角较小)时相互作用明显。在高吹风比下,射流强度较大,射流产生的涡范围较大,所以在射流径向距离较大(次孔方位角较大)时相互作用更加明显。而在本文研究的吹风比范围内,方位角为 75° 双出口孔射流径向距离过大,主次孔射流的相互作用微弱,又因为双出口孔对流量系数的影响,所以径向平均冷却效率反而不如圆孔。

图6(a)~图6(c)显示,同吹风比下各孔型径向平均冷却效率 η_{ave} 沿主流变化相似,对比吹风比为0.3时 $x/d=3$ 和 $x/d=25$ 处的冷却效率得

到次孔方位角为 30° , 45° , 60° 和 75° 双出口孔的径向平均冷却效率分别降低了 42%, 45%, 49% 和 52%, 圆孔的径向平均冷却效率降低了 51%, 所以次孔方位角对径向平均冷却效率沿主流变化影响微弱。

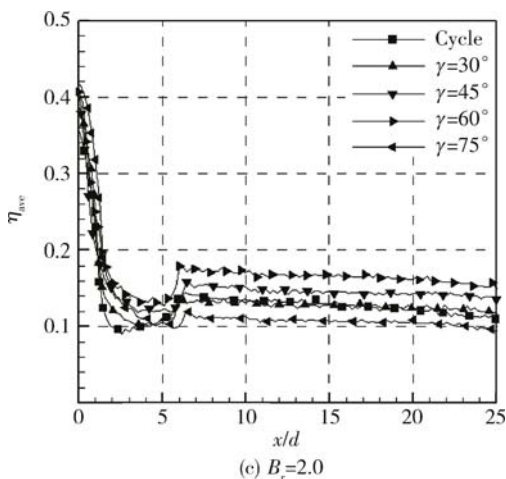
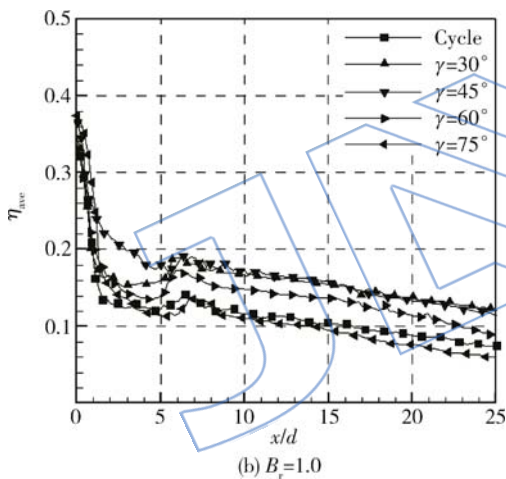
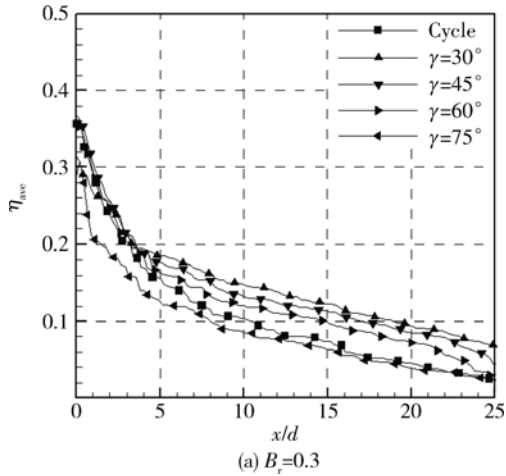


图6 次孔方位角对径向平均冷却效率影响

Fig. 6 Influence of orientation angles on spanwise average cooling effectiveness

2.3 吹风比对径向平均冷却效率沿主流方向变化规律的影响

径向平均冷却效率沿主流方向变化规律反映了气膜冷却的有效距离, 对确定孔排间距有重要意义. 由于篇幅限制, 本文以次孔方位角为 45° 双出口孔径向平均冷却效率进行说明. 图7可以看出: 沿主流方向, 低吹风比和高吹风比下径向平均冷却效率呈现不同的规律. $3 < x/d < 25$ 范围内, 吹风比为 0.3 和 0.5 时, 径向平均冷却效率沿 x/d 方向迅速减小; 在吹风比为 1.0, 1.5 和 2.0 时, 径向平均冷却效率先增大后逐渐减小. 因为当吹风比较低时, 射流动量较小, 在主流作用下一直接附在壁面, 由于流量较低, 随着流动距离增加, 主流和二次流掺混越多, 贴附在壁面的二次流层越薄, 所以径向平均冷却效率会沿着主流方向迅速减小; 当吹风比较高时, 射流初始动量较大, 射流区域外移, 主流和二次流在离开壁面距离较远的地方掺混, 能贴附在壁面的二次流流量较少, 此时径向平均冷却效率较低. 随着流动距离增加, 射流在垂直于主流方向上的动量减小, 在主流的压迫下贴附到壁面使径向平均冷却效率提高, 因为流量较大, 虽然主流和二次流掺混, 仍有较多的二次流能够贴附在壁面, 所以径向平均冷却效率降低缓慢. 对比 $x/d=3$ 和 $x/d=25$ 位置径向平均冷却效率, 得到次孔方位角为 45° 双出口孔在吹风比为 0.3, 0.5, 1.0, 1.5 时, 径向平均冷却效率分别降低了 80%, 72%, 32% 和 5%, 其他孔型径向平均冷却效率沿流向变化也有相同的规律. 所以吹风比对径向平均冷却效率沿流向变化影响显著, 增加吹风比能够增加气膜孔下游有效冷却距离。

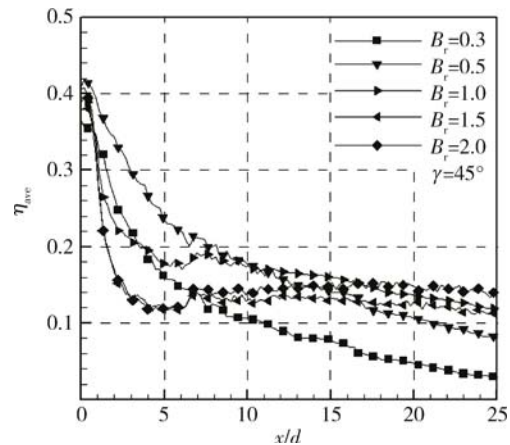


图7 吹风比对径向平均冷却效率影响

Fig. 7 Influence of blowing ratios on spanwise average cooling effectiveness

2.4 不同孔型的面平均冷却效率变化规律

面平均冷却效率能够反映整个冷却区域的面平均冷却能力,是衡量不同孔型冷却效果的重要指标.图 8 显示随吹风比的增加面平均冷却效率呈现先增加后减小的趋势,图中用圆圈标出了不同次孔方位角双出口孔的最佳吹风比.高于圆孔面平均冷却效率的 3 个孔型下(30° , 45° , 60°),次孔方位角越大,最佳吹风比越高.

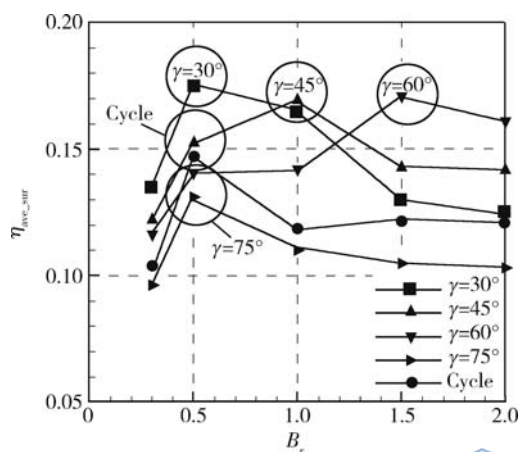


图 8 面平均冷却效率

Fig. 8 Surface average cooling effectiveness

次孔方位角为 30° 双出口孔在吹风比为 0.3, 0.5, 1.0 时面平均冷却效率都较高,在吹风比为 0.5 时达到最高(0.18),此时高出圆孔 18%,但在吹风比为 1.5, 2.0 时下降到和圆孔几乎相等.次孔方位角为 45° 双出口孔在吹风比为 0.5, 1.0, 1.5, 2.0 时面平均冷却效率都较高,在吹风比为 1.0 时达到最高(0.17),高出圆孔 37%.次孔方位角为 60° 双出口孔在吹风比为 1.5, 2.0 时面平均冷却效率都较高,在吹风比为 1.5 时达到最高(0.17),高出圆孔 35%.而次孔方位角为 75° 双出口孔在吹风比为 0.3~2.0 变化范围内,冷却效率都较低,虽然在吹风比为 0.5 时面平均冷却效率达到最高(0.13),仍低于圆孔 20%.

3 结 论

本文通过实验研究了不同次孔方位角双出口孔气膜冷却效率,结论如下:

- 1) 和圆孔相比,双出口孔冷却效率沿径向分布更加均匀,面平均冷却效率能提高 18%~37%.
- 2) 随着吹风比增加,双出口孔面平均冷却效率呈现先增加后减小的趋势.除了低于圆孔冷却效率的次孔方位角为 75° 双出口孔外,次孔方位

角越大,最佳吹风比越高.

3) 在不同孔型的冷却效率对比中,次孔方位角为 30° 双出口孔在吹风比为 0.3 和 0.5 时面平均冷却效率最高;次孔方位角为 45° 双出口孔在吹风比为 1.0 时面平均冷却效率最高;次孔方位角为 60° 双出口孔在吹风比为 1.5 和 2.0 时面平均冷却效率最高;次孔方位角为 75° 双出口孔在吹风比为 0.3~2.0 范围内面平均冷却效率都低于圆孔面平均冷却效率.

参考文献:

- [1] Goldstein R J. Film cooling advances in heat transfer[M]. Salt Lake City: Academic Press Corporation, 1971: 321-379.
- [2] Gritsch M, Colban W, Schar H. Effect of hole geometry on the thermal performance of fan-shaped film cooling holes[J]. Journal of Turbomachinery, 2005, 127(4): 718-725.
- [3] 朱惠人, 许都纯, 郭涛, 等. 气膜孔型对排孔下游换热的影响[J]. 航空动力学报, 2001, 16(4): 360-364.
ZHU Huiren, XU Duchun, GUO Tao, et al. Effects of film cooling hole shape on heat transfer[J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16(4): 360-364. (in Chinese)
- [4] Reiss H, Boics A. Experimental study of showerhead cooling on a cylinder comparing several configurations using cylindrical and shaped holes[J]. Journal of Turbomachinery, 2000, 122(1): 161-169.
- [5] Teng S, Han J C, Philip E. Effect of film-hole shape on turbine-blade film cooling performance[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2001, 15(3): 257-265.
- [6] Teng S, Je-Chin H, Poinsatte P E. Effect of film-hole shape on turbine blade heat transfer coefficient distribution[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2001, 15(3): 249-256.
- [7] Bunker R S, Bailey J C, Ameri A A. Heat transfer and flow on the first-stage blade tip of a power generation gas turbine[J]. Journal of Turbomachinery, 2000, 122(2): 263-271.
- [8] Bunker R S. Film cooling effectiveness due to discrete holes within a transverse surface slot[R]. ASME Paper GT-2002-30178, 2002.
- [9] Fric T F, Roshko A. Vortical structure in the wake of a transverse jet[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1994, 279: 1-47.
- [10] Kusterer K, Bohn D, Sugimoto T. Double-jet ejection of cooling air for improved film-cooling[R]. ASME Paper GT-2006-90854, 2006.
- [11] Heidmann J D, Ekkad S. A novel anti-vortex turbine film cooling hole concept[R]. ASME Paper GT-2007-27528, 2007.
- [12] Dhungel A. Film cooling from a row of holes supplemented with anti-vortex holes [R]. ASME Paper GT-2007-27419, 2007.

- [13] 李广超,张魏,项松. 双出口气膜孔冷却效率数值模拟[J]. 航空动力学报,2010,25(6):1233-1237.
LI Guangchao, ZHANG Wei, XIANG Song. Numerical simulation of cooling effectiveness with injection of double-outlet hole[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(6): 1233-1237. (in Chinese)
- [14] 李广超,张魏,王成军. 叶片前缘双出口孔射流冷却效率数值模拟[J]. 航空动力学报,2010,25(10):2255-2260.
LI Guangchao, ZHANG Wei, WANG Chengjun. Numerical simulation of film cooling effectiveness with one inlet and double outlet hole on leading edge[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(10): 2255-2260. (in Chinese)
- [15] 李广超,吴东,张魏. 次孔方位角对单入口-双出口孔射流气膜冷却效率影响[J]. 航空动力学报,2011,26(7):1458-1464.
LI Guangchao, WU Dong, ZHANG Wei. Influence of orientation angles of branch hole on film cooling effectiveness with one inlet and double outlet hole injection[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(7): 1458-1464. (in Chinese)

JAS SP