

文章编号:1000-6893(2009)09-1618-06

涡轮叶片前缘复合冷却实验

游良平, 陶毓伽, 蔡军, 梁世强, 淮秀兰, 顾维藻

(中国科学院工程热物理研究所, 北京 100190)

Experiment of Composite Cooling on Leading Edge of Turbine Blade

You Liangping, Tao Yujia, Cai Jun, Liang Shiqiang, Huai Xiulan, Gu Weizao

(Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Science, Beijing 100190, China)

摘要: 为研究涡轮叶片复合冷却传热特性,建立了涡轮叶片复合冷却实验测试平台,对叶片前缘区域进行了射流冲击+气膜冷却实验测试,详细研究了冷风吹风比 M 、前缘位置、主流雷诺数 Re 以及温度比 T_g/T_c 对冷却效率的影响规律。实验结果表明,冷却效率随吹风比的增大而增大,随 T_g/T_c 的增大而减小。本文实验条件下,最佳吹风比约为 1.0;越靠近前缘驻点,冷却效率越大;主流雷诺数对冷却效率的影响不大,但总体上仍表现出雷诺数越大,冷却效率越高。

关键词: 涡轮叶片; 复合冷却; 实验; 冷却效率; 吹风比

中图分类号: V223.5 **文献标识码:** A

Abstract: In order to study the heat transfer characteristics of turbine blades, this article presents an experimental study of composite cooling of impingement and film on the leading edge of a turbine blade. The effect of factors on cooling effectiveness, such as blowing ratio, position of leading edge, main flow Reynolds number and comparison of temperature T_g/T_c , is investigated in detail. The experimental results show that cooling effectiveness improves with the increase of blowing ratio and deteriorates with the increase of T_g/T_c . Under the conditions used in this article, the optimal blowing ratio is about 1.0. The closer the cooling is to the stagnant point, the higher is its effectiveness. The Reynolds number of the main flow has a relatively small effect on cooling effectiveness, but the cooling effectiveness still increases with increasing Reynolds number as a whole.

Key words: turbine blade; composite cooling; experiment; cooling effectiveness; blowing ratio

在现代航空发动机中,提高燃气涡轮热效率的主要途径之一是增加涡轮进口燃气温度。随着涡轮进口燃气温度的不断提高,对涡轮叶片冷却技术的要求愈来愈高。叶片前缘直接面对高温燃气来流冲击,是热载荷最大的区域,也是研究者们关注的焦点。在涡轮叶片前缘上以冲击+气膜复合冷却应用得最为广泛。在国内外发表的一些文献中,对纯冲击冷却及纯气膜冷却都曾进行过大量研究。但目前对冲击+气膜复合冷却的研究公开发表的文献最近才开始热起来。郑际睿等^[1]对涡轮叶片复合冷却做了初步的实验研究,单独对内局部传热特性、前缘气膜冷却效果及气膜射流下外部对流换热系数进行了研究。最近,毛军逵等^[2]对小空间内冲击/气膜复合冷却换热特性进行了实验研究。程波等^[3]从主次流气动参数和冷却结构两方面比较分析了两种复合冷却结构的冷

却效率。有关复合冷却,国外虽已进行了大量研究^[4-8],取得了一定的研究成果,但主要是集中在燃烧室和火焰筒壁。国内许多学者也已展开这方面的研究,文献[9]~文献[12]对冲击+多斜孔复合冷却的流动与传热特性进行了研究。宋双文等^[13]研究了火焰筒壁面冲击+逆向对流+气膜复合冷却方式的传热特性。

本文在不同倾斜角气膜冷却的基础上,在前缘附近区域增加冲击冷却,详细研究了在冲击和气膜共同作用下叶片前缘的传热特性和冷却效率。在不同温度比 T_g/T_c 条件下,分别测出了不同的主流雷诺数 Re 和不同吹风比 M 下的叶片前缘冷却效率分布,为进一步深入研究奠定了重要基础。

1 实验装置及测试方法

实验系统如图 1 所示,主要由鼓风机、加热器、风道、涡轮叶片、可视化观测窗口、空气压缩机、温度、压力及流量测量与数据采集记录系统等组成。

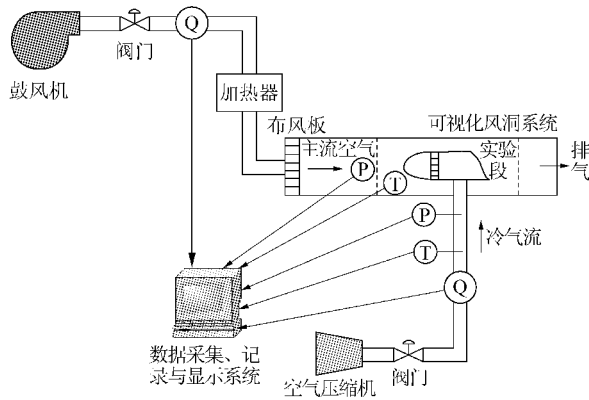


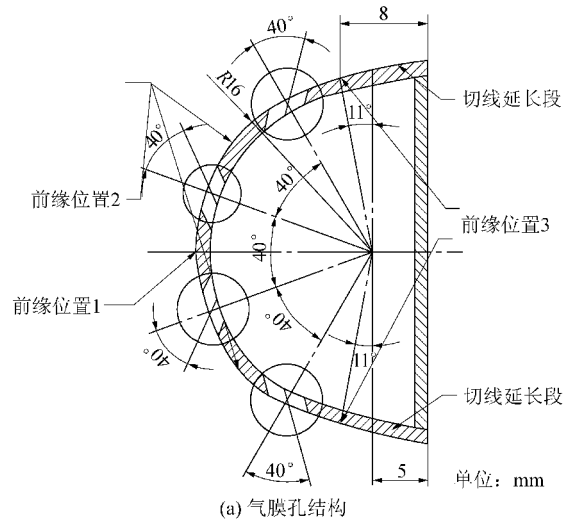
图 1 实验系统示意图

Fig. 1 Sketch of experimental system

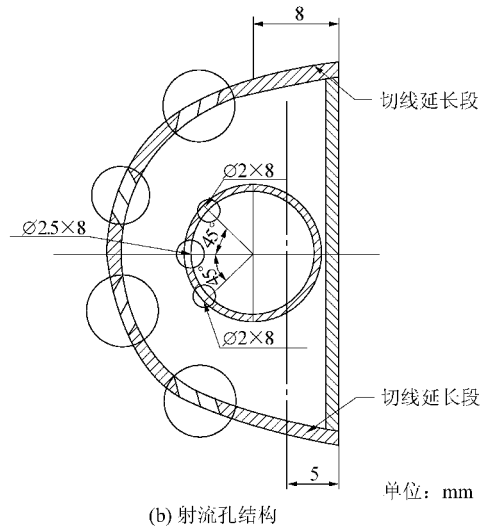
实验测量过程中,先打开主流鼓风机及温度、压力、流量测量与记录显示系统,调节主流空气流量至所需值,然后再打开加热器对主流空气进行加热。当主流空气加热到所需温度时,再打开空气压缩机并调节冷气流量至所需值,冷气首先进入射流管并经 3 排射流孔对叶片前缘内表面进行射流冲击冷却,然后再经 4 排气膜孔流出在叶片外表面形成冷气膜对叶片进行冷却与保护。当系统稳定后,采用温度、压力及流量测量与记录显示系统对各测点的温度与压力进行详细测量与记录分析。实验过程中,分别改变主流空气的流量与温度、冷气体的流量等参数,系统研究各种因素对叶片前缘复合冷却效果的影响规律。

本实验所采用的实验件,是一个高为 100 mm 的扇形柱壁,外径为 16 mm,壁厚为 1.2 mm,材质为 316 不锈钢。横截面如图 2(a)所示,底板与头部的连接是点焊几个点后,通过高温胶粘贴起来。头部对称分布 4 排 $\varnothing 3 \text{ mm} \times 6$ 圆柱形气膜孔,以前缘驻点线为基准,各排孔的位置分别在 $\pm 20^\circ$ 和 $\pm 60^\circ$ 方向,且气膜孔母线与表面气流的夹角为 40° 。在内腔体有一带有射流孔的射流管,如图 2(b)所示,管上共有 3 排射流孔,中间一排是正对着头部驻点的 $\varnothing 2.5 \text{ mm} \times 8$ 圆柱形射流孔,两边是对称分布的 2 排 $\varnothing 2 \text{ mm} \times 8$ 的射流孔,分布于 45° 和 135° 方向,开口方向正垂直于射流管壁。高压冷气通过圆管上的射流孔对腔体内壁进行冲击冷却,然后经头部气膜孔喷出,在外表面形成气膜保护层,再与主流气体混合由后部排出。

如图 2(a)所示,前缘驻点为前缘位置 1,它的冷却效率用 η_1 表示;第 1 排与第 2 排气膜孔之间,以及第 3 排与第 4 排气膜孔之间为前缘位置 2,冷却率用 η_2 表示;最边缘的两侧为前缘位置 3,冷却效率用 η_3 表示。



(a) 气膜孔结构



(b) 射流孔结构

图 2 实验件结构示意图

Fig. 2 Sketch of experimental components

实验件叶片前缘共布置有 18 对热电偶,其中 3 对测点在实验件外壁,15 对在实验件内壁,热电偶的分布如图 3 所示,尽量减少外壁的热电偶是为了减少热电偶对外部流场的影响,提高实验测量的精度。所有热电偶都经过标定。

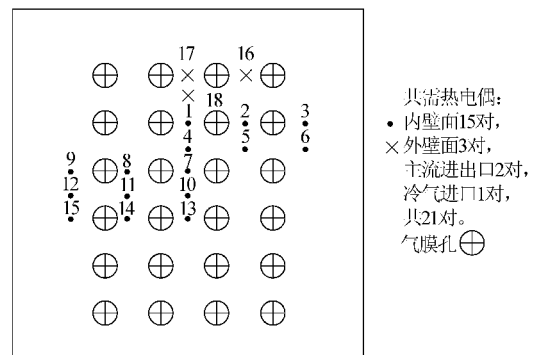


图 3 热电偶测点位置分布示意图

Fig. 3 Sketch of thermocouple measuring point distribution

2 实验工况及数据处理方法

实验主流雷诺数变化范围为 $2.5 \times 10^4 \sim 4.0 \times 10^4$, 吹风比的变化范围为 $0.25 \sim 2.00$, 主流燃气温度 T_g 、冷气温度 T_c 的温度变化范围分别为 $15 \sim 30 \text{ }^\circ\text{C}$ 和 $50 \sim 250 \text{ }^\circ\text{C}$, T_g/T_c 的变化范围为 $1.1 \sim 1.8$ 。实验过程中, 每隔 20 s 采集一次数据, 对大量的实验数据处理是取实验数据稳定时段 $4 \sim 8 \text{ min}$, 各个热电偶数据先对时间取平均, 即稳定时间段内数据采集次数加权平均, 然后再对同一前缘位置的热电偶取平均, 即同一前缘位置的热电偶个数加权平均。

冷却效率是衡量叶片冷却效果的重要参数。由于本实验涉及多种冷却方式共同作用, 故本实验的复合冷却效率采用平均冷却效率^[14]的概念, 其定义为

$$\eta = \frac{T_g - \bar{T}_w}{T_g - T_c} \quad (1)$$

式中: \bar{T}_w 为叶片平均壁温; $\bar{T}_w = (T_{w0} + T_{wi})/2$; T_{w0} 为叶片前缘外壁的温度; T_{wi} 为测得的内壁温。

吹风比为

$$M = \frac{\rho_c V_c}{\rho_g V_g} = \frac{\dot{m}_c/A_c}{\dot{m}_g/A_g} \quad (2)$$

式中: ρ_c, V_c, \dot{m}_c 和 A_c 分别为射流冷气的密度、注入速度、流量和喷口横截面积; ρ_g, V_g, \dot{m}_g 和 A_g 别为主流密度、来流速度、流量和管道横截面积。实验过程中通过调节主流流量来改变主流雷诺数的大小, 调节冷气流量来改变吹风比的大小。

3 结果与讨论

3.1 吹风比的影响

图4给出了在温度比 T_g/T_c 为 1.67 、不同主流雷诺数下, 不同前缘位置处冷却效率随吹风比的变化。由图可以明显看出, 吹风比越大, 冷却效率越高。由于吹风比越大, 冷气流量越大, 其带走的热量越多, 冷却效果也就越明显。在本实验的众多因素中, 吹风比对冷却效率的影响最为显著, 是最为关键的影响因子。从图中还可以看出, 在吹风比 $M < 1.0$ 之前, 曲线的斜率较高, 曲线陡峭, 冷却效率随吹风比的增大而迅速上升; 当 $M > 1.0$ 之后, 曲线上升比较平缓, M 从 1.0 变化到 2.0 , 冷却效率仅提高了 10% 左右, 而 M 从 0.2 到 1.0 却提高了约 40% 。由此说明最佳 M 在 1.0 左右。这与朱惠人等^[14]得出的最佳吹风比 $M = 0.8$ 左右比较一致。

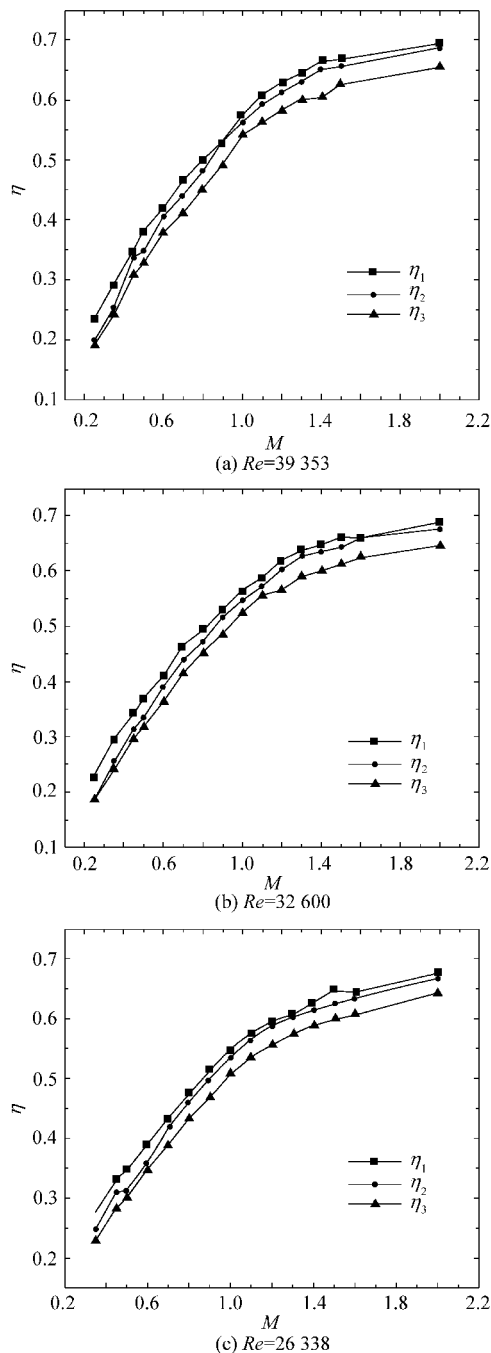


图4 不同位置处冷却效率随吹风比的变化

Fig. 4 Changes of cooling effectiveness with blowing ratio in different regions

3.2 前缘位置的影响

图5给出了在 T_g/T_c 为 1.67 , 不同工况下冷却效率随前缘位置的变化。从图中可以看出, 越接近前缘驻点冷却效率越高。前缘驻点(前缘位置1)只有射流冲击冷却, 冷却效率却比有气膜冷却和冲击冷却的前缘位置2高, 原因主要有两方面: ①前缘驻点正对的射流孔径比其他两排射流孔大, 单位面积喷出的冷气流量较大, 同时由于孔

径较大,其射流阻力系数较小,射流的流量系数大,造成冷气流量分布不平衡性加剧,所以前缘驻点冷却效果较好;②由于驻点温度高,冷气对驻点冲击冷却之后,被加热温度升高了,经气膜孔喷出之后,对前缘位置 2 的冷却效果降低;前缘位置 3 仅有气膜冷却,没有冲击冷却且位置太偏,通过气膜孔的冷气量较少,故其冷却效果最差。

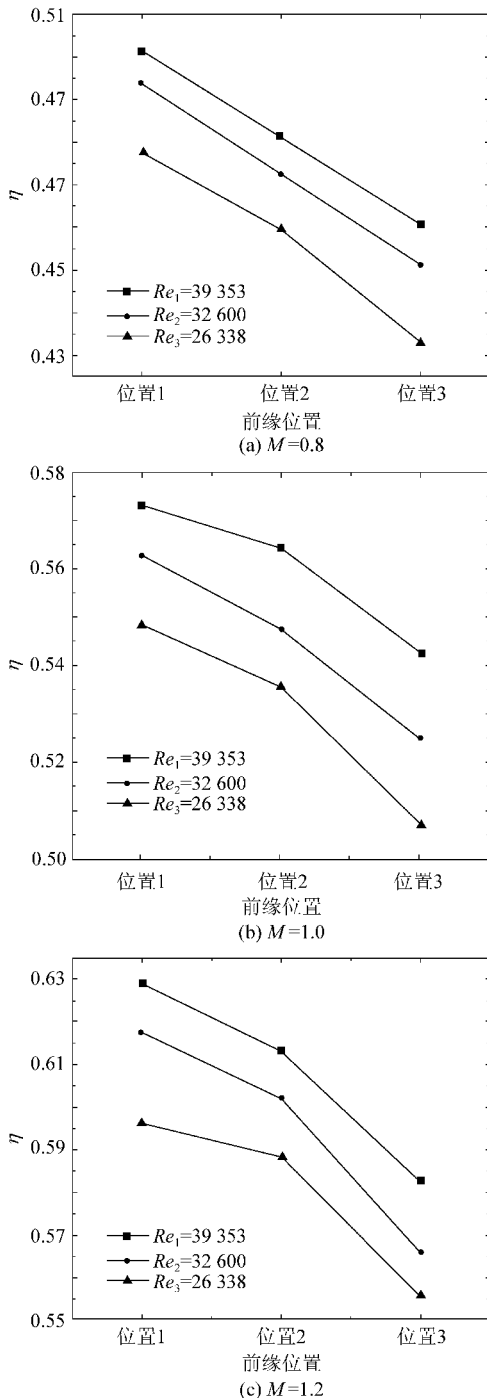


图 5 不同位置处冷却效率的变化

Fig. 5 Changes of cooling effectiveness in different regions

3.3 主流雷诺数的影响

图 6 为同一温度比 ($T_g/T_c = 1.67$) 下、在前缘位置 1 处, 3 个不同主流雷诺数 Re 的冷却效率随吹风比 M 的变化。从图中可以看出, 图中的 3 条曲线都非常密集。在吹风比为 0.4~1.4 之间, Re_1 曲线和 Re_2 曲线常有交错, 但是从总体趋势上来看, Re_1 曲线还是高于 Re_2 和 Re_3 曲线。由此说明, 在本实验范围内主流雷诺数对冷却效率的影响不是很明显, 这与葛绍岩等^[14]和朱惠人等^[15]得出的结果相一致。主流雷诺数对吹风比的影响虽不大, 但总体趋势上仍然表现出相同条件下, 随主流雷诺数的增大冷却效率有所提高。由于随着主流雷诺数的提高, 主流流速提高, 但根据吹风比的定义, 在相同的吹风比下, 主流流速提高的同时冷气流速也加快了, 这两种因素的作用效果相反, 互相抵消, 但冷气的作用效果稍高于主流, 所以总体上表现为随主流雷诺数的增大冷却效率有所提高。

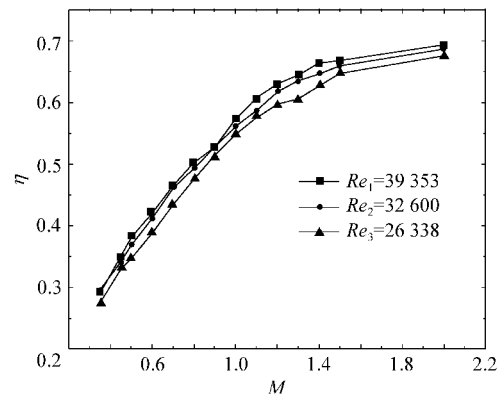


图 6 前缘位置 1 处不同 Re 时冷却效率随吹风比的变化
Fig. 6 Changes of cooling effectiveness with blowing ratios on different Re in region 1

3.4 T_g/T_c 的影响

图 7 为主流雷诺数一定的情况下, 冷却效率随 T_g/T_c 的变化规律。可以看出, 随着 T_g/T_c 的增大, 冷却效率有所下降。关于 T_g/T_c 的影响, 学者在不同工况得出的结论不一致。C. Camci 等^[16]得出的冷却效率随 T_g/T_c 而增大。呼艳丽等^[17]在实验中得出结果是冷却效率随 T_g/T_c 的增大而略有降低。冷却效率随 T_g/T_c 的变化规律与内外流的换热相对强弱相关。内流换热条件相对较强时, 才会得出本文和文献^[17]的结论。从理论上分析, 有

$$\eta = \frac{T_g - \bar{T}_w}{T_g - T_c} = \left(\frac{T_g}{T_c} - \frac{\bar{T}_w}{T_c} \right) / \left(\frac{T_g}{T_c} - 1 \right) \quad (3)$$

对 η 进行求导, 可以得出, 当 $d\left(\frac{\bar{T}_w}{T_c}\right)/d\left(\frac{T_g}{T_c}\right) > \left(\frac{\bar{T}_w}{T_c} - 1\right) / \left(\frac{T_g}{T_c} - 1\right)$ 时, $d\eta < 0$, 冷却效率随 T_g/T_c 的增大而减小。在本实验中, 冷气温度 T_c 不变, 通过提高 T_g 来提高 T_g/T_c 。从数学上分析, 随着 T_g/T_c 的提高, 分母增大, η 减小; 随着 T_g 的升高, \bar{T}_w 升高, \bar{T}_w/T_c 增大, 当分子的增量小、分母的增量小时, 冷却效率随 T_g/T_c 的增大而减小。

从物理意义分析, 如果 T_c 不变, T_g 增大, 则 \bar{T}_w 上升, 但是主流燃气由于温度升高对实验件表面的辐射热量增加, 使得 \bar{T}_w 比 T_g 上升幅度更大, 由此造成平均冷却效率下降; 如果 T_g 不变, T_c 减小, 则 \bar{T}_w 下降, 但是 T_c 降低会导致内流换热增强, 使得从气膜孔出去的 T_c 变化相对较大, 由此造成 \bar{T}_w 的下降幅度比 T_c 小, 因而平均冷却效率下降。

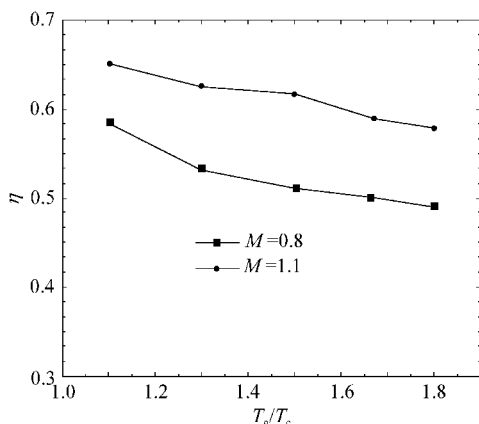


图7 不同吹风比时冷却效率随 T_g/T_c 的变化

Fig. 7 Changes of cooling effectiveness with T_g/T_c at different blowing ratios

4 结论

建立了涡轮叶片复合冷却实验测试平台, 对叶片前缘区域冲击+气膜冷却进行了实验研究, 得出以下结论:

(1) 吹风比对冷却效率的影响最为显著, 是最为关键的影响因素, 吹风比越大, 冷却效率越高, 本实验范围的最佳吹风比约为 1.0。

(2) 在本实验条件下, 越接近前缘驻点, 冷却效率越高。

(3) 主流雷诺数对冷却效率的影响不大, 但总体趋势上仍然表现随主流雷诺数的增大, 冷却

效率有所提高。

(4) 在本实验条件下, 冷却效率随 T_g/T_c 的增大而减小。

参 考 文 献

- [1] 郑际睿, 吉洪湖, 孔祖开, 等. 涡轮叶片复合冷却的实验研究[J]. 航空动力学报, 1989, 4(4): 52-58.
Zheng Jirui, Ji Honghu, Kong Zukai, et al. Experimental investigation on composite cooling of a turbine blade[J]. Journal of Aerospace Power, 1989, 4(4): 52-58. (in Chinese)
- [2] 毛军遂, 郭文, 常海萍, 等. 小空间内冲击/气膜复合冷却换热特性试验[J]. 航空动力学报, 2007, 22(3): 352-359.
Mao Junkui, Guo Wen, Chang Haiping, et al. Experimental investigation of the local heat transfer of impinging cooling with outflow film in closed small space[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(3): 352-359. (in Chinese)
- [3] 程波, 刘堃, 李彬, 等. 复合冷却结构冷却效率的试验研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2007, 20(4): 36-40, 52.
Cheng Bo, Liu Kun, Li Bin, et al. Experimental investigation of cooling effectiveness of compound-cooling configurations [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2007, 20(4): 36-40, 52. (in Chinese)
- [4] Meller A M. Design of modern turbine combustor [M]. New York: Academic Press Inc., 1990.
- [5] Saludean M, Gartshore I, Zhang K, et al. An experimental study of film cooling effectiveness near the leading edge of a turbine blade[J]. Journal of Turbomachinery, 1994, 116(1): 71-79.
- [6] Chernobrovkin A, Lakshminarayana B. Numerical simulation and aerothermal physics of leading edge film cooling [J]. Journal of Power and Energy, 1999, 213(2): 103-118.
- [7] Lefebvre H. Gas turbine combustion [M]. Washington D. C.: Hemisphere Publishing Corp, 1983.
- [8] Andrews G E, Aldabagh A M, Asere A A, et al. Impingement/effusion cooling, heat transfer and cooling in gas turbine[R]. SEE N93-29926 11-07 AGARD, 1992.
- [9] 许全宏, 林宇震, 刘高恩. 冲击/发散复合冷却方式发散壁换热系数研究[J]. 航空动力学报, 2004, 19(2): 213-218.
Xu Quanhong, Lin Yuzhen, Liu Gaoen. Study of the effusion wall film heat transfer coefficients of impingement/effusion double wall cooling method[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(2): 213-218. (in Chinese)
- [10] 唐庆如. 冲击加多斜孔双层壁对流与冲击换热优化研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(3): 375-379.
Tang Qingru. A study of optimization of convection and heat transfer of impingement/effusion double wall [J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(3): 375-379. (in Chinese)
- [11] 林宇震, 俞文利, 刘高恩, 等. 冲击加发散双层壁冷却方式

- 压降分配对斜孔内对流换热影响的研究[J]. 航空学报, 2003,24(2):97-101.
- Lin Yuzhen, Yu Wenli, Liu Gaoen, et al. Influence of pressure drop distribution on the convection heat transfer inside the inclined hole of impingement/effusion cooling [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2003, 24 (2):97-101. (in Chinese)
- [12] 俞文利,林宇震,刘高恩. 冲击加多斜孔双层壁冷却方式多斜孔内换热研究[J]. 航空动力学报, 2001,16(4):365-369.
- Yu Wenli, Lin Yuzhen, Liu Gaoen. Investigation of heat transfer inside inclined multi-hole in the impingement/inclined multi-hole double wall [J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16(4):365-369. (in Chinese)
- [13] 宋双文,杨卫华,胡好生,等. 冲击+逆向对流+气膜冷却传热特性的研究[J]. 航空动力学报, 2007,22(9):1417-1422.
- Song Shuangwen, Yang Weihua, Hu Haosheng, et al. Experimental study of the heat transfer characteristics of combined cooling of impingement + reversed convection + film [J]. Journal of Aerospace Power, 2007,22(9):1417-1422. (in Chinese)
- [14] 葛绍岩,刘登瀛,徐靖中,等. 气膜冷却[M]. 北京:科学出版社,1985.
- Ge Shaoyan, Liu Dengyu, Xu Jingzhong, et al. Film cooling[M]. Beijing: Science Press, 1985. (in Chinese)
- [15] 朱惠人,许都纯,郭涛,等. 叶片前缘气膜冷却效率的实验研究[J]. 航空动力学报,1999,14(2):205-208.
- Zhu Hui ren, Xu Duchun, Guo Tao, et al. An experimental investigation of film cooling effectiveness on leading edge of turbine blade [J]. Journal of Aerospace Power, 1999,14(2):205-208. (in Chinese)
- [16] Camci C, Arts T. Effect of incidence on wall heating rates and aerodynamics on a film cooled transonic turbine blade [J]. Journal of Turbomachinery, 1991, 113(3): 493-500.
- [17] 呼艳丽,郭文,刘玉芳,等. 复合式气冷涡轮导叶综合冷效试验研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2004,17(3):26-30.
- Hu Yanli, Guo Wen, Liu Yufang, et al. Cooling effectiveness research on a compound air-cooled [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2004,17(3):26-30. (in Chinese)

作者简介:

游良平(1984—) 男,硕士研究生。主要研究方向:涡轮叶片冷却技术。

Tel: 010-82543035

E-mail: youliangping1984@yahoo.com.cn

(编辑:赵利)