

文章编号: 1000-8055(2010)10-2255-06

叶片前缘双出口孔射流冷却效率数值模拟

李广超, 张 魏, 王成军, 彭大维, 王建明, 徐志晖

(沈阳航空航天大学 动力与能源工程学院

辽宁省数字化工艺仿真与试验技术重点实验室, 沈阳 110136)

摘 要: 利用数值模拟的方法研究了叶片前缘双出口孔射流冷却效率. 该孔型是一种新概念气膜孔. 吹风比变化范围为 1.0~3.5, 主流通道入口湍流度 30%. 结果表明, 圆柱孔射流冷却效率和实验数据吻合较好, 随着吹风比增加, 单孔射流冷却效率减小. 双出口孔有效地改善了叶片前缘冷却效率. 吹风比从 1.0 增加到 2.5 时, 冷却效率显著增加, 吹风比为 2.5 和 3.0 时的冷却效率没有显著差别, 吹风比为 3.5 时的冷却效率较低. 双出口孔射流冷却效率径向分布比较均匀.

关 键 词: 涡轮叶片; 气膜冷却; 冷却效率; 双出口孔; 数值模拟

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

Numerical simulation of film cooling effectiveness with one inlet and double outlet hole on leading edge

LI Guang chao, ZHANG Wei, WANG Cheng jun, PENG Da wei,

WANG Jian ming, XU Zhi hui

(Liaoning Key Laboratory of Digital Technology Simulation and Test Technique,
School of Aero Dynamics and Energy Engineering, Shenyang Aerospace University,
Shenyang 110136, China)

Abstract: Film cooling effectiveness with one inlet and double outlet hole injection on leading edge was studied by numerical simulation. This hole was of novel concept geometry. Blowing ratios varied from 1.0 to 3.5. Turbulence intensity at the inlet of the tunnel was 30%. The result shows that the distribution of the cooling effectiveness with cylindrical hole injection agrees with the experimental data. The film cooling effectiveness with cylindrical hole decreases with the rising blowing ratios. Film cooling effectiveness is improved by one inlet and double outlet hole injection. The cooling effectiveness increases as the blowing ratios increase from 1.0 to 2.5, but differs little if the blowing ratios are of 2.5 and 3.0. The cooling effectiveness is small at the blowing ratio of 3.5. The spanwise distribution of cooling effectiveness with the double outlet hole is uniform.

Key words: turbine blade; film cooling; cooling effectiveness; double outlet hole; numerical simulation

冷却结构设计是现代高性能航空发动机涡轮设计中的一重要内容. 一级导向叶片前缘直接

受到高温燃气的冲击, 工作环境更为恶劣, 冷却问题尤其突出^[1]. 对前缘通常采用内部冲击冷却和

收稿日期: 2009-09-24; 修订日期: 2010-01-27

基金项目: 辽宁省教育厅基金; 沈阳航空航天大学博士启动基金(09YB13)

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

外部气膜冷却相结合的冷却方式^[2]. 前缘区燃气流动特点是速度低, 边界层非常薄, 气膜冷却吹风比非常高, 从气膜孔喷出的冷气在壁面贴附非常差, 形成类似喷淋流态. 为了减小冷气喷入燃气长度, 气膜孔和壁面之间的夹角较小. 由于前缘结构特点, 气膜孔通常有 90° 径向偏角, 将冷气在壁面法向的动量转为径向动量, 使更多冷气在近壁区和燃气掺混. 然而, 径向偏角增加导致径向相邻气膜孔间距增大, 气膜径向覆盖非常不均匀. 国内外针对叶片前缘的冷却效率和换热特性都做了大量工作^[3-10], 这些文献中的气膜孔结构都是标准圆柱形气膜孔. 为了改善气膜径向均匀性和提高冷却效率, 本文提出了双出口孔结构, 在标准圆柱孔基础上, 增加了一个分流孔, 气膜孔入口流进孔内的冷气从径向不同位置喷出, 减小气膜孔出口的动量, 改善气膜的冷却特性.

1 数值模拟

1.1 计算方法

应用商业软件分离隐式求解器对三维气膜冷却射流下的流场进行数值模拟. 压力和速度的耦合采用 SIMPLE (semi implicit method for pressure linked equations) 算法, 各个方程离散均采用二阶迎风格式. 计算过程中松弛因子采用软件默认值. 解收敛标准是所有残差开始波动, 收敛时, 残差的最大波动小于 1×10^{-5} .

1.2 湍流模型

湍流模型采用的是 Realizable $k-\epsilon$ 模型, 近壁面采用增强壁面函数处理. 该模型在计算剪切流、回流、边界层流动都取得了较好效果. 在气膜冷却中被大多数学者所应用^[11-13].

1.3 参数定义和边界条件

基于前缘柱面直径和来流速度雷诺数定义为 $Re = uD/\nu$, 吹风比定义为 $M = \rho_c u_c / \rho_{oc} u_{loc}$, 冷却效率定义为 $\eta = (T_{aw} - T_\infty) / (T_c - T_\infty)$. 其中 u 为主流通道入口平均速度, D 为前缘圆柱面直径, ν 为运动黏度, ρ_c 和 ρ_{oc} 分别为冷气在通道入口密度和主流在气膜孔出口处的密度, u_c 和 u_{loc} 分别为冷气在气膜孔入口平均速度和主流在气膜孔出口处的速度, T_{aw} , T_∞ , T_c 分别为被冷却壁面绝热温度、主流温度和冷气温度. 主流通道入口给定均匀速度 15 m/s, 温度 300 K, 对应雷诺数为 93750, 湍流度设定为 30%. 冷气供气腔入口根据

不同吹风比给定质量流量. 吹风比分别为 1.0, 1.5, 2.0, 2.5, 3.0 和 3.5.

1.4 计算域及网格

图 1 给出了整个计算域模型及其网格. 前缘半圆柱面直径与气膜孔主孔直径比值为 10. 平面与半圆在 90° 位置交接. 在冷却壁面表面给出 10 层边界层网格, 第一层网格对应 y^+ 值在 1 到 10 之间. 网格总数为 2.5×10^6 .

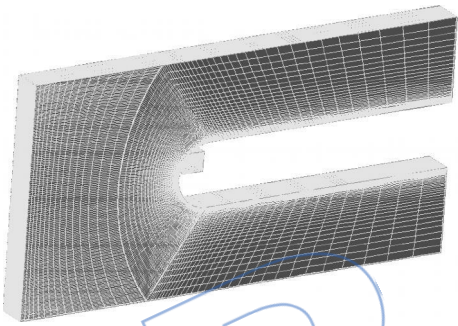


图 1 计算域及网格
Fig. 1 Computation domain and grids

图 2 给出了气膜孔结构示意图, 图 3 给出了气膜孔角度定义. 气膜孔由一个主孔和一个次孔组成, 主孔相当于标准圆柱孔, 与主流方向成 90°, 与壁面夹角 α 为 25°, 次孔轴线和主孔轴线交点到主孔入口距离为 2 倍主孔直径, 次孔与壁面夹角 β 为 60°, 次孔在主孔方向偏角 γ 为 45°, 次孔直径是主孔直径 0.9 倍. 该孔型不同于双排孔射流, 冷气在孔内分支流动会显著改变孔内流场, 进而影响到冷气在出口的流动特性.

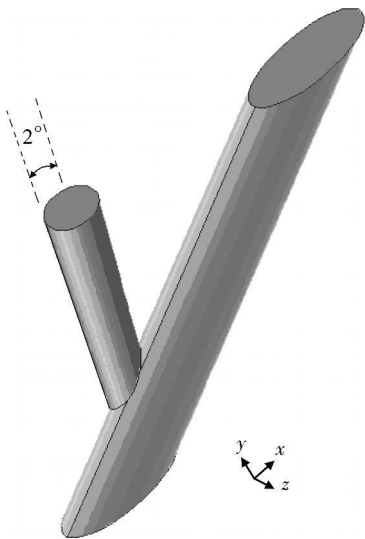


图 2 气膜孔型
Fig. 2 Geometry of film hole

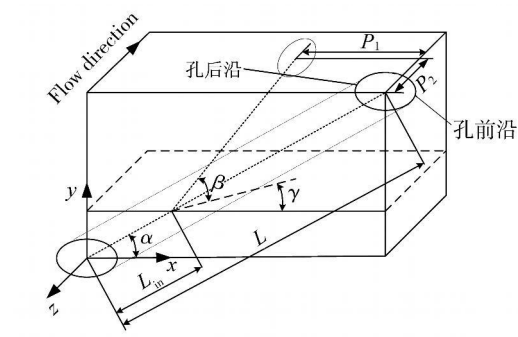


图 3 气膜孔角度定义
Fig.3 Definition of film hole angle

2 计算结果和讨论

2.1 计算结果和实验数据对比

图 4 给出了吹风比分别为 1.0 和 2.0 时计算值和实验数据对比, 实验数据为利用热电偶-薄膜测温技术在大尺度低速风洞中得到的结果. 为了将圆柱孔射流冷却效率和双出口孔射流冷却效率对比, 图中也给出了相应吹风比下双出口射流的冷却效率. 圆柱形孔射流的计算结果和实验数据吻合较好, 只在半圆柱面和平板相交位置($x/d=5.8$)附近, 实验值在流动方向略有上升, 而计算值没有得到这个变化趋势. 无论从计算值还是实验值都可以发现, 吹风比增加使圆柱孔射流冷却效率略有降低, 使双出口射流冷却效率显著增加. 这说明双出口射流在高吹风比下, 可以提高冷气的利用率. 在相同吹风比下, 双出口孔射流冷却效率明显高于圆柱孔射流冷却效率, 并且随着 x/d 增加, 两者差别越明显. 由于涡轮导向叶片前缘区直接受到高温燃气冲击, 是冷却的薄弱位置. 采用双出口射流气膜冷却会显著降低该区域温度, 使叶片表面温度变得相对均匀.

2.2 气膜孔两个出口的流量分配

图 5 给出了主孔出流量和总冷气流量比值. 在研究的吹风比范围内, 该比值都小于 0.5, 这意味着主孔出流量小于次孔出流量. 吹风比越大, 主孔出流量占的比例越大. 吹风比为 1.0 时比值只有 0.31, 吹风比增加到 3.5 时比值增加到 0.46. 这意味着当吹风比变化时, 双出口孔可以调节两个出口的流量比例. 在优化设计中, 通过改变次孔角度以及次孔和主孔交接位置达到更加合理的流量比例, 从而提高冷却效率. 这是区别于双排孔射流的一个显著特点.

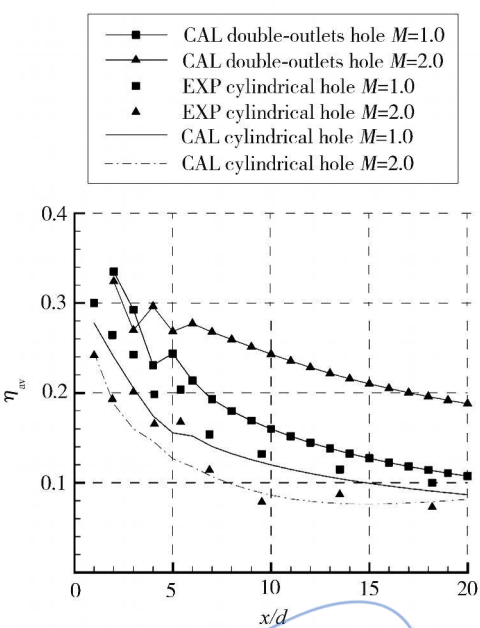


图 4 计算结果和实验数据对比
Fig.4 Comparison of numerical results and experimental data

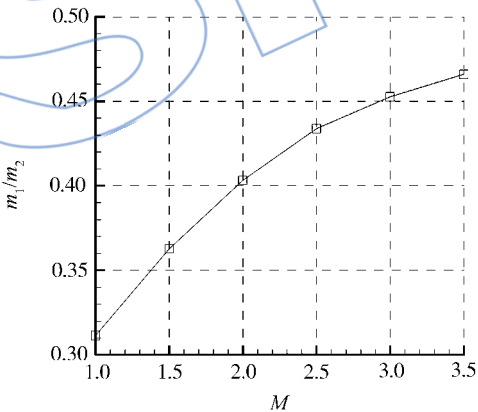


图 5 主孔流量与冷气总流量比值
Fig.5 Ratio of mass flow from trunk hole to mass flow from branch hole

图 6 给出了不同吹风比下气膜孔出口速度分布. 从图 6(d) 可以看出, 单孔出口射流时, 出口速度分布非常不均匀, 靠近气膜孔出口前沿速度较高, 靠近气膜孔出口后沿速度较低. 这种不均匀的出口速度分布必然导致气膜孔出口下游冷气量分布不均匀, 冷气量少的位置由于冷气和燃气的掺混导致冷却效率在主流方向迅速降低, 而冷气量大的位置又可能由于冷气从气膜孔喷出的速度高导致冷气脱离壁面. 双出口孔射流时, 由于次孔的出流改变了主孔内部的冷气速度分布, 使孔内的冷气在气膜孔出口段流速变得均匀, 导致主孔出

口由前沿到后沿均匀的速度分布(图 6(a),(b),(c)),必然导致气膜径向覆盖比较均匀.从气膜孔出口的速度分布还可以推出,双出口孔不仅利用增加气膜孔出口稠密度来改善气膜均匀性,而且还通过改变气膜孔内尤其是气膜孔出口面冷气的流场来改善气膜特性.这也是双出口孔优于双排孔射流的一个特点.

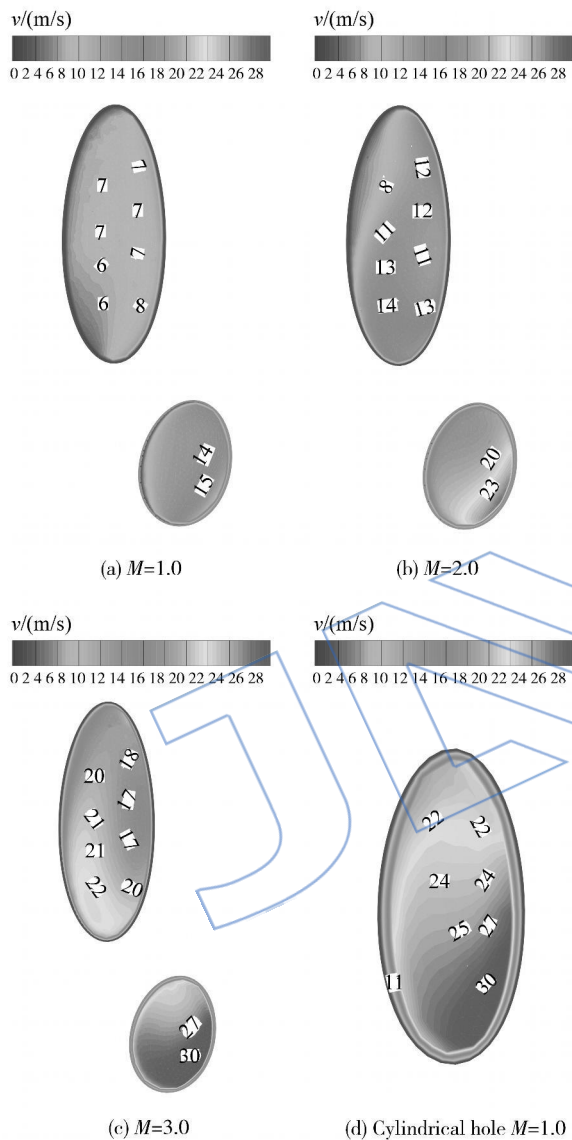


图 6 气膜孔出口速度分布

Fig. 6 Distribution of the velocity magnitude at the film hole outlet

图 7 给出了吹风比为 2.0 时冷气从气膜孔喷出的流线图,从出口面积较大的主孔喷出的冷气在孔出口发生明显弯转,并且冷气均匀地充满整个气膜孔出口,流线分布比较均匀,沿着流动方向,流线逐渐聚集.从次孔喷出的冷气流线沿着流动方向逐渐散开,冷气旋转着向下游流动.流线变

化规律可以很好地解释后面的气膜冷却特性.

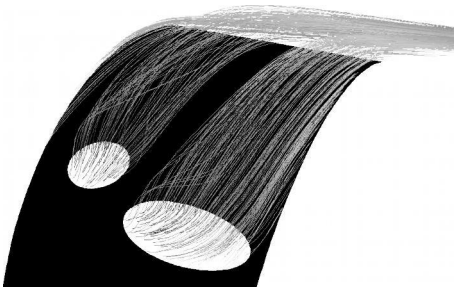


图 7 冷气流线图
Fig. 7 Flow line of the coolant

2.3 冷却效率结果及分析

图 8 给出了气膜冷却效率云图,前缘柱面展成了平面,平板起始点对应的 x/d 为 5.8.

从图 8(a) 可以看出,由于两个出口径向位置不同,气膜径向分布有了明显改善.吹风比为 1.0

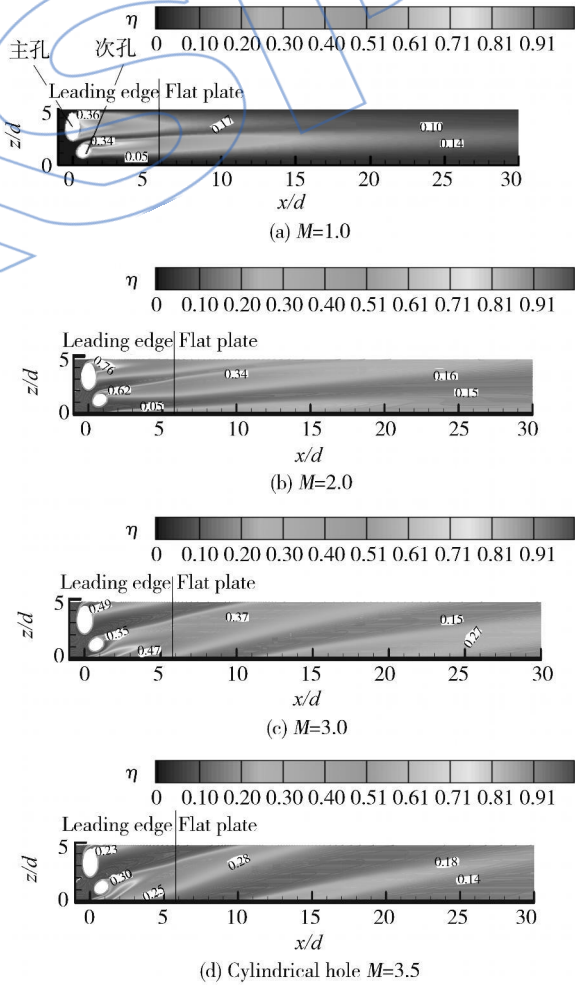


图 8 冷却效率云图

Fig. 8 Distribution of the cooling effectiveness

时, 气膜孔下游圆柱面上的冷却效率非常高, 虽然主孔中轴线和主流流动方向垂直, 但是并没有发现显著的复合角射流效应, 冷气从气膜孔喷出后就向孔下游方向流动. 分析其原因: 一方面由于吹风比较小, 冷气很容易被冲向主流方向; 另一方面, 次孔出流会改变孔内流场, 使主孔出口速度转向主流流动方向, 这在前面气膜孔出口速度分布中已经看到. 较大主孔径向宽度导致径向气膜覆盖范围较大. 在平板上, 主孔较小出流量很快被主流稀释, 主孔下游冷却效率较低. 次孔的出流量相对较大, 所以在离气膜孔较远位置, 次孔下游冷却效率高于主孔下游冷却效率.

吹风比为 2.0 时, 冷气动量较大, 复合角射流效应表现出来. 冷气量增加会增加气膜厚度, 使圆柱面上冷却效率相对于吹风比为 1.0 时有所提高. 次孔下游气膜径向覆盖宽度在圆柱面上沿着流动方向逐渐增加, 这和前面流线变化规律相一致. 在平板上, 气膜的覆盖范围明显大于吹风比为 1.0 时的结果, 这是由于较大的冷气量可以减缓主流的稀释作用, 使气膜可以流向较远的区域而温升较小. 吹风比为 3.0 时, 主孔喷出冷气和相邻次孔喷出冷气交汇在了一起, 气膜更厚, 冷却效率进一步提高.

吹风比为 3.5 时, 整个计算域上的冷却效率都比较低, 这说明此时较大的吹风比使大部分冷气喷入了主流核心区, 而没有贴附在壁面上, 冷气没有得到充分利用.

从图 9 可以看出, 在前缘柱面上, 吹风比为 1.0 和 3.5 时的冷却效率较低, 而吹风比为 1.5

和 3.0 时的冷却效率接近. 在平板上, 吹风比从 1.0 增加到 2.5, 冷却效率显著增加, 吹风比从 2.5 增加到 3.0, 冷却效率基本不变, 吹风比从 3.0 增加到 3.5, 冷却效率显著降低. 最大冷却效率发生在吹风比为 2.5 和 3.0 时. 这说明吹风比增加到 3.0, 冷气都可以有效被利用, 这和圆柱孔射流时增加吹风比, 冷却效率降低的规律明显不同. 在叶片前缘布置双出口孔进行气膜冷却, 可以有效克服前缘边界层薄, 冷气严重脱离壁面的流动缺点, 从而改善该区域冷却特性, 降低前缘温度.

3 结 论

本文研究了一种叶片前缘双出口孔射流的冷却效率, 获得的主要结论如下:

- 1) 计算得到的圆柱孔射流的冷却效率和实验数据吻合较好, 随着吹风比的增加, 冷却效率降低.
- 2) 双出口射流不仅可以合理地分布两个出口的冷气量, 而且还可以改善气膜孔出口的速度分布, 进而改善气膜冷却特性.
- 3) 双出口射流的冷却效率径向分布比较均匀, 吹风比从 1.0 增加到 2.5, 冷却效率显著增加, 吹风比为 2.5 和 3.0 时, 冷却效率没有显著差别, 吹风比为 3.5 时, 冷却效率较低. 和圆柱孔射流相比, 冷气利用率明显得到提高.

参考文献:

[1] Han J C. 燃气轮机传热和冷却技术[M]. 西安: 西安交通大学出版社, 2005.

[2] 李广超, 朱惠人, 白江涛. 气膜孔布局对前缘气膜冷却效率影响的实验研究[J]. 推进技术, 2008, 29(2): 153-157.

LI Guangchao, ZHU Hui ren, BAI Jiangtao. Influence of hole pitch and radial angle on film cooling effectiveness on leading edge with high turbulence and foreign gas injection [J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(2): 153-157. (in Chinese)

[3] Mehendale A B, Han J C. Influence of high mainstream turbulence on leading edge film cooling heat transfer [R]. ASME 90-GT-9, 1990.

[4] Ou S, Rivr R B. Leading edge film cooling heat transfer with high free stream turbulence using a transient liquid crystal image method[J]. Journal of Heat and Fluid Flow, 2001, 22(6): 614-623.

[5] William D Y, James H L. Leading edge film cooling physics: Part I —Adiabatic effectiveness [R]. ASME GT-2002-30166, 2002.

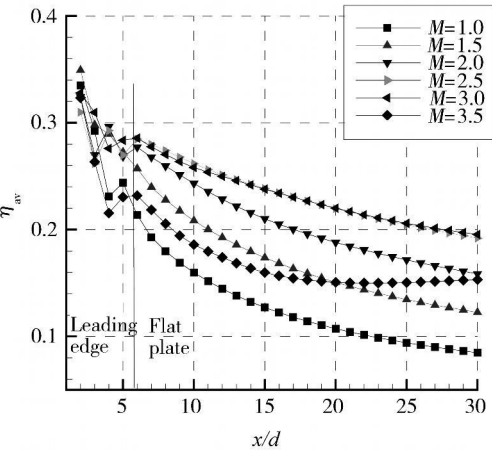


图 9 展向平均冷却效率分布

Fig. 9 Distribution of the spanwise averaged cooling effectiveness

- [6] William D Y, James H L. Leading-edge film cooling physics: Part II —Heat transfer coefficients[R]. ASME GT-2002-30167, 2002.
- [7] Van G J, Simoneau R J, Chen C Y. Influence of turbulence parameters, Reynolds number and body shape on stagnation region heat transfer[J]. Journal of Heat Transfer, 1995, 117(3): 597-603.
- [8] 朱惠人, 许都纯, 郭涛, 等. 孔排布局对叶片前缘气膜冷却的影响[J]. 航空学报, 2000, 21(5): 385-388.
ZHU Huiren, XU Duchun, GUO Tao, et al. Influence of position of hole rows on film cooling on leading edge of turbine blade[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2000, 21(5): 385-388. (in Chinese)
- [9] 李广超, 朱惠人, 廖乃冰. 带单排气膜孔的叶片前缘气膜冷却换热实验研究[J]. 推进技术, 2008, 29(3): 290-294.
LI Guangchao, ZHU Huiren, LIAO Naibing. Leading edge heat transfer with a row of injection holes[J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(3): 290-294. (in Chinese)
- [10] 李广超, 朱惠人, 廖乃冰. 气动参数对前缘气膜冷却效率影响的实验研究[J]. 航空动力学报, 2008, 23(2): 215-220.
LI Guangchao, ZHU Huiren, LIAO Naibing. Influence of aerodynamic parameters on film cooling effectiveness on the vane leading edge[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(2): 215-220. (in Chinese)
- [11] Silieti M, Kassab A J. Film cooling effectiveness from a single scaled up fair shaped hole a CFD simulation of adiabatic and conjugate heat transfer models[R]. ASME Paper GT2005-268431, 2005.
- [12] Immarigeon A, Hassan I. An advanced impingement film cooling scheme for gas turbines numerical study[J]. International Journal of Numerical Methods for Heat and Fluid Flow, 2006, 16(4): 470-493.
- [13] Li X C, Wang T. Effects of various modeling schemes on mist film cooling simulation[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2007, 129(4): 472-482.