曲率对旋转态气膜冷却效率影响的数值模拟

杨 彬 徐国强 孟恒辉 吴 宏

(北京航空航天大学 航空发动机气动热力重点实验室,北京 100191)

摘 要: 通过对旋转状态下曲率叶片模型上气膜冷却现象的流动和换热进行数值模拟,得到了不同主流雷诺数、吹风比和旋转数情况下吸力面和压力面上的冷却效率分布. 计算选用 κ-ω 和 SST(Shear-Stress Transport)湍流模型,主流雷诺数 Re = 3 198.4～6 716.6,吹风比 M = 0.2～1.2,旋转数 Rt = 0～0.015 9. 结果表明:旋转数的增大导致气膜孔下游中心区域的冷却效率下降,但使压力面整场的冷却效果略有提高;吹风比的增大使得吸力面和压力面上的冷却效率逐渐降低,主流雷诺数的变化对壁面整体冷却效果则影响不大. 此外,相同工况下吸力面上的冷却效率要高于压力面上的对应值.

关 键 词: 气膜冷却; 旋转; 冷却效率; 曲率

中图分类号: V 231.1

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2009)04-0398-05

Numerical simulation of film cooling effectiveness on rotating curvature models

Yang Bin Xu Guoqiang Meng Henghui Wu Hong

(National Key Laboratory on Aero-Engines, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Computations were performed to investigate the adiabatic effectiveness η distributions on the curvature turbine blade models under rotating conditions. In the present study, the Reynolds number Re based on mainstream velocity and film hole diameter varies from 3 198.4 to 6 716.6, the blowing ratio M ranges of 0.2 to 1.2, and the rotation number Rt alters from 0 to 0.015 9. Both κ-ω and the shear-stress transport (SST) models were chosen for turbulence closure. Results show that the increase of Rt leads to decreased η values in the centerline region downstream the film hole, but can improve the integrated effectiveness properly on the pressure surface. The augmentation of M also results in the decreased adiabatic effectiveness, while the variation of Re has little influence on the comprehensive cooling effect. In addition, the values of η on the suction surface are much greater than that on the pressure surface under the same operating conditions.

Key words: film cooling; rotation; adiabatic effectiveness; curvature

作为高负荷燃气轮机上广泛应用的冷却方式之一,气膜冷却在现代航空发动机涡轮叶片的热防护中发挥着重要作用. 在气膜冷却中,从离散孔喷出的冷气在高温主燃气的压制作用下沿叶片表面流动形成低温气膜层,从而有效地降低了壁面的热负荷.

从文献[1]于1971年对气膜冷却现象的评述开始,有关该技术的众多研究成果陆续得到发表;文献[2]等对此进行了详细地总结. 文献[3]使用低雷诺数湍流模型对静止状态下平板表面、凸表面和凹表面上单孔气膜冷却的流动和换热进行了数值模拟,得到气膜孔下游中心区域侧向平均的冷却效率在平板表面最高,凹表面最低. 文献[4]等利用热色液晶对零压力梯度下凸表面气膜冷却效率的分布进行了测量. 结果表明,中等和较高吹风比会降低气膜孔下游的冷却效率. 文献

收稿日期: 2008-07-20

基金项目: 新世纪优秀人才支持计划资助项目(NCET-05-0189);博士点基金资助项目(200604114);航空基金资助项目(04C51028)

作者简介: 杨 彬(1982-),男,北京人,博士生, yb1982@sjp.buaa.edu.cn.

[5]等利用传质技术考察了叶片曲率对壁面气膜冷却效率的影响,指出在气膜孔下游 $s/D<5$范围内曲率的影响尤为明显. 文献[6]等对高压涡轮转子叶片表面的气膜冷却效率进行了测量,指出吸力面上的冷却效率分布与平板表面气膜冷却较为相似,压力面上则受到曲率和主流径向偏移的影响普遍较低. 在对静止和旋转涡轮叶片表面的气膜冷却效率进行测量后,文献[7]等也得到了类似的结论.

本文将对旋转状态下曲率叶片模型表面的气膜冷却效率进行数值模拟,以重点考察不同曲率结构对气膜冷却流动和换热特性的影响.

1　理论分析

通过对旋转坐标系下气膜冷却流动的控制方程组及边界条件进行无量纲化分析可知,影响气膜冷却效率 η的主要准则数可归纳如下[8]:

$$\eta = f(Re, Pr, Rt, M, P_c/P_0, \rho_c/\rho_0, \phi, X^*) \quad (1)$$

式中,各准则数分别为雷诺数、普朗特数、旋转数、吹风比、冷气与主流的压力比、密度比、气膜孔倾角和无量纲坐标. 本文将重点考察 Re, Rt和 M 的变化对气膜冷却效率的影响,它们的定义如下:

$$Re = u_0 D/\nu_0 \quad (2)$$

$$Rt = \omega D/u_0 \quad (3)$$

$$M = (\rho_c u_c)/(\rho_0 u_0) \quad (4)$$

式中, u为速度; D为气膜孔直径; ν为粘性系数; ω为旋转角速度;下标 0和 c分别代表主流参数和冷气参数.

气膜冷却效率 η的定义如下:

$$\eta = (T_0 - T_{aw})/(T_0 - T_c) \quad (5)$$

式中, T_0为主流温度; T_c为冷气温度; T_{aw}为绝热壁温,数值上等于气膜冷却情况下绝热壁面附近气流的恢复温度.

为了综合评价旋转状态下壁面上气膜轨迹偏转后的冷却效果,本文特提出一个新的衡量气膜冷却效果的评价指标 ——有效面积比 Y_n,其定义如下:

$$Y_n = A_\eta/D_e^2 \quad (6)$$

式中, A_η为冷却效率大于等于 η时的气膜覆盖面积; D_e为气膜孔的当量直径. 因此, Y_n表示单位出流面积冷气所能提供的最大有效冷却面积.

2　几何模型与网格生成

图 1为涡轮曲率叶片模型的结构简图. 模型主流通道横截面积为 60 ×60 mm^2,其上游为直通道,并布置均匀栅格进行整流,疏导主流并使其充分发展. 模型中段为 $2r/D=100$的曲率弧面,分别模拟涡轮叶片的吸力面(SS)和压力面(PS). 在弧面中心布置有直径 $D=4$ mm的圆柱型气膜孔,其壁面倾角为 $\phi=30°$,长径比 $L/D=6$. 主流在流经模型下游的直通道出口段后直接进入大气环境. 气膜孔旋转半径 $z=0.5$ m,坐标原点定位于紧贴气膜孔下游出口处,沿流向为 x坐标,垂直壁面为 y坐标, z为展向坐标,且正方向指向高半径处.

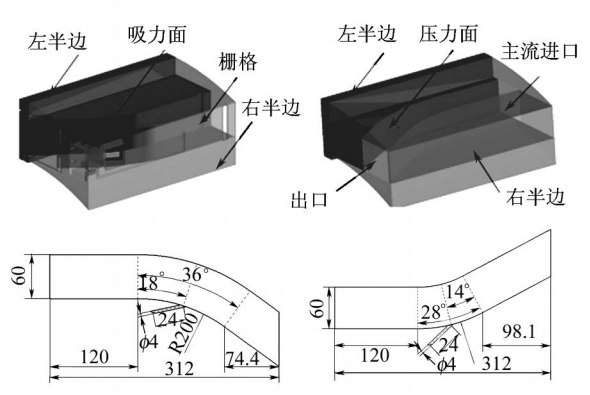
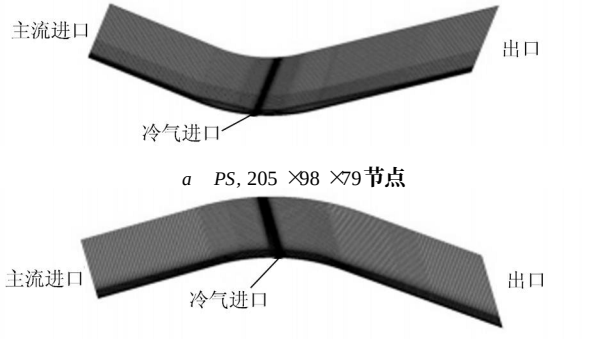


图 1　曲率叶片模型结构简图

图 2为采用结构化六面体网格生成技术,并在气膜孔局部区域使用 O型网格加密后的计算网格. 经过边界层加密后,壁面处可以达到 $y^+ \leq 1.5$. 为了保证收敛,沿各个方向的最大网格体积比均小于 1.3. 计算前在相同工况下沿展向和流向逐层加密生成各对比网格来验证网格无关解,包含 0.5～2倍流向节点数的加密网格,最终得到的壁面冷却效率最大相对误差为 ±3.8%.



a　*PS*, 205 ×98 ×79节点

b　*SS*, 223 ×109 ×64节点

图 2　计算网格

3　计算方法与工况

参考文献[9]的建议,计算选用 κω和 SST湍流模型来进行三维稳态数值模拟. 旋转坐标系下通用控制方程采用控制容积法离散,并引入理想气体状态方程以求解流体的压缩特性;采用

SIMPLE算法对压力和速度场进行耦合求解. 计算中,主流和冷气的进口平均温度分别为 T_0 = 320.15 K和 T_c = 305.15 K,湍流度分别假定为5%和1%,出口截面背压为 1.01 ×10^5 Pa 除进出口边界外,其余壁面均为绝热无滑移边界条件. 计算的收敛准则为:各控制方程最大残差均小于 10^{-5};且连续 40个循环内壁面温度无变化. 表 1为研究工况中各参数和准则数的变化范围.

表 1 各工况计算参数

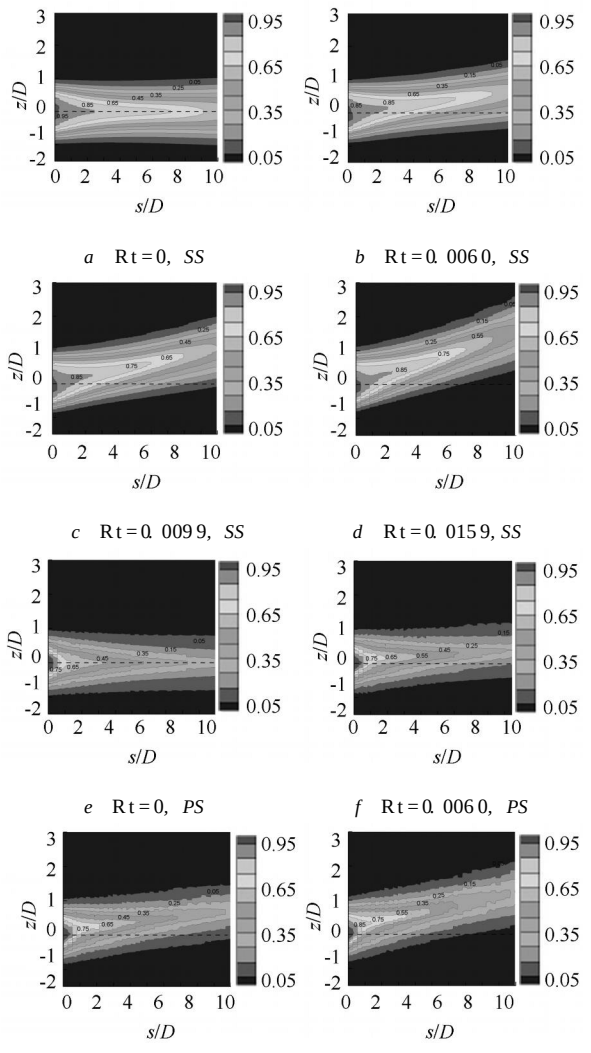
参数	范围
主流流量 /(kg·h^{-1})	200～420
冷气流量 /(m^3·h^{-1})	0.15～1.1
转速 /(r·min^{-1})	0～800
雷诺数 *Re*	3198.4～6716.6
吹风比 *M*	0.2～1.2
旋转数 *Rt*	0～0.0159

4 结果与分析

图 3为相同主流流量和吹风比时不同转速情况下吸力面和压力面上的冷却效率分布. 如图所示,旋转状态下气膜冷却在壁面上所形成的覆盖轨迹沿径向发生偏转,且在吸力面上更为明显;同时,冷却轨迹的不规则性在压力面上更为突出. 在旋转力场中通常存在着 3种作用力:旋转带来的径向离心力,二次流相对运动产生的哥氏力和由前两者连同温度场共同作用得到的浮升力. 当前计算中,在主流与冷气的温差范围内浮升力的作用可以作为小量被忽略. 流体在离心力的作用下会向高半径处发生偏移,对于密度较大的冷气来讲这种影响尤为明显. 吸力面侧冷气所受到的哥氏力的作用方向与离心力相同,指向高半径处;而在压力面侧冷气受到的哥氏力作用方向与离心力相反,指向低半径处. 因此,在离心力与哥氏力的共同作用下吸力面侧冷气出流向高半径处的偏转更为明显.

图 4给出了气膜孔下游中心线附近区域和全场侧向平均的冷却效率曲线. 如图所示,由于受到气膜覆盖轨迹径向偏转的影响,在从 *Rt* = 0增大到 0.0159的过程中,吸力面与压力面上气膜孔下游中心区域的冷却效率均逐渐降低,但在压力面上全场平均的 η值略有提高;这说明旋转有助于压力面上冷气的附壁流动,进而提高整体冷却效率. 此外,吸力面上全场侧向平均的冷却效率明显高于相同工况下压力面上的值;这与文献[6-7]的结论相吻合.

图 5为相同主流流量和转速时不同吹风比情况下吸力面和压力面上的冷却效率分布. 如图所示,吸力面和压力面上的冷却效率在 $M \leq 0.4$情况下较高,而后随着 *M* 的继续增大逐渐下降;这与文献[4]的研究结果相一致. 冷气在较高吹风比时具有较大的出流动量,容易穿透主流边界层出现分离和再附壁现象;计算预测在压力面模型上冷气更容易出现分离,使得该侧冷却效率下降得更快.



a Rt=0, *SS* *b* Rt=0.0060, *SS*

c Rt=0.0099, *SS* *d* Rt=0.0159, *SS*

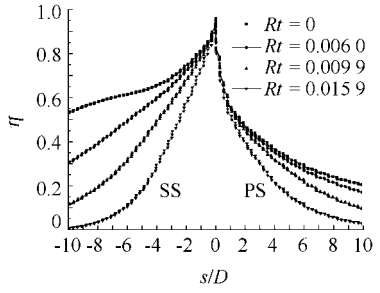
e Rt=0, *PS* *f* Rt=0.0060, *PS*

g Rt=0.0099, *PS* *h* Rt=0.0159, *PS*

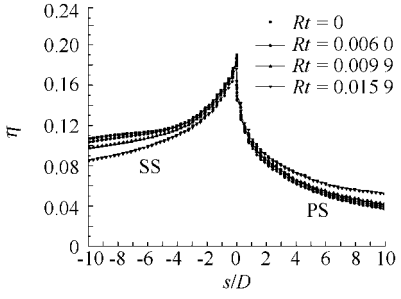
图 3 不同 Rt时冷却效率分布
(Re=4797.5, *M* =0.4,κ-ω模型)

图 6为气膜孔下游冷却效率分布随 *M* 变化的曲线. 如图所示,随着吹风比的逐渐增大,吸力面上气膜孔下游中心区域和全场的平均冷却效率存在着最大值,在当前工况下最佳吹风比为 *M* = 0.4;而压力面上的冷却效率则在同一流向位置呈单调下降趋势,仅在 *M* =0.4时 ±0.5*D* 范围内中下游区域 (*s*/*D* ≥6)有所改善.

图 7为不同主流雷诺数情况下的冷却效率分布. 如图所示,随着 *Re*的逐渐增大,尽管气膜孔下游中心区域的冷却效率略有波动,但全场侧向平



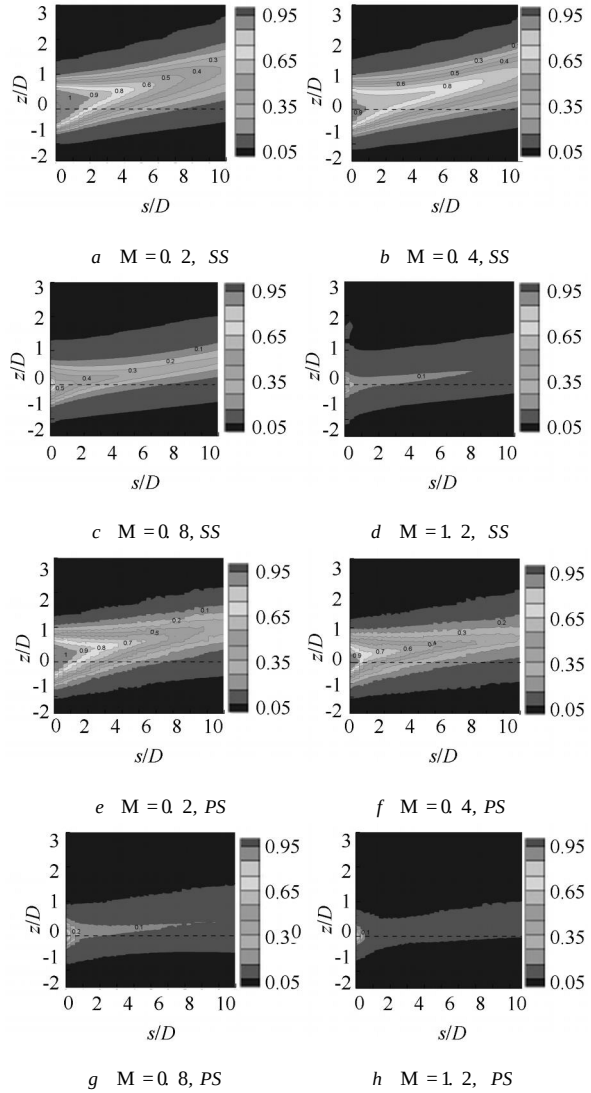
a　±0. 5D



b　±3. 5D

图 4　侧向平均 η值随 Rt变化

(Re = 4 797. 5, M = 0. 4, κω模型)



a　M = 0. 2, *SS*　　*b*　M = 0. 4, *SS*

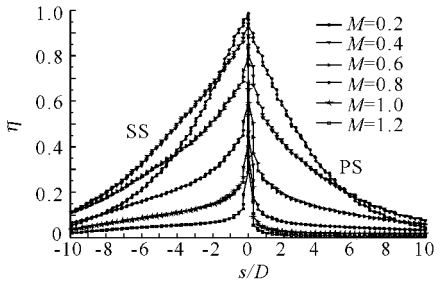
c　M = 0. 8, *SS*　　*d*　M = 1. 2, *SS*

e　M = 0. 2, *PS*　　*f*　M = 0. 4, *PS*

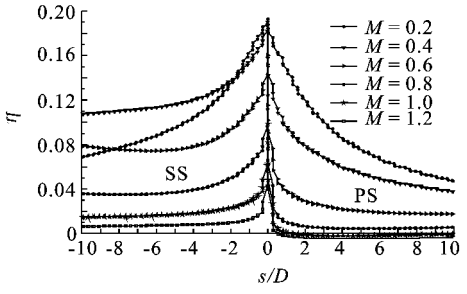
g　M = 0. 8, *PS*　　*h*　M = 1. 2, *PS*

图 5　不同 M时冷却效率分布

(Re = 4 797. 5, Rt = 0. 009 9, *SST*模型)



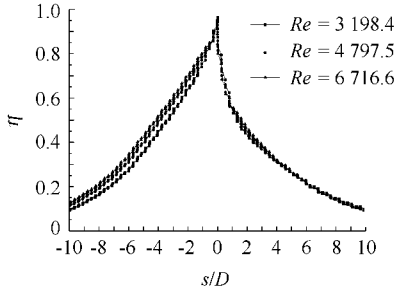
a　±0. 5D



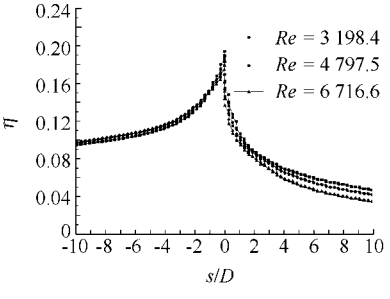
b　±3. 5D

图 6　侧向平均 η值随 M变化

(Re = 4 797. 5, Rt = 0. 009 9, *SST*模型)



a　±0. 5D



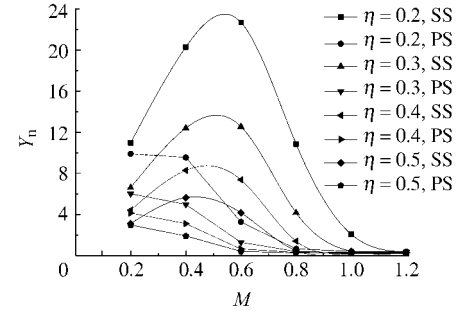
b　±3. 5D

图 7　侧向平均 η值随 Re变化

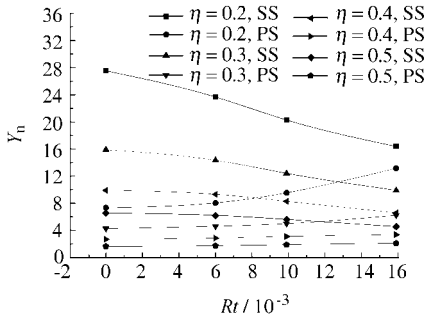
(Rt = 0. 009 9, M = 0. 4, κω模型)

均的 η值在吸力面上基本不变,在压力面上则略有降低. 在 *M* 和 *Rt*固定的情况下, *Re*的增大要求冷气的出流量和转速也同步增大,这就使得更多的冷气附壁流动,有利于冷却效率的提高;但同时旋转效应对流体的作用也随之增强,从而削弱壁面冷却效果. 两者的共同作用便使得主流雷诺数 *Re*的变化对吸力面和压力面上的气膜冷却效果影响不大.

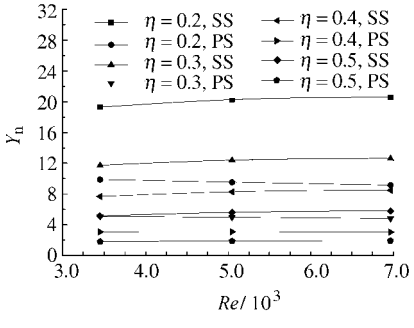
图 8为不同工况下吸力面和压力面上的气膜冷却有效面积比 Y_n的变化规律. 如图所示,随着吹风比的增大,吸力面上不同 η值所对应的 Y_n先上升后下降,计算预测 Y_n值在 M = 0. 5左右时达到最大;而压力面上 Y_n值则单调下降. 随着 Rt的增大,吸力面上不同 η值所对应的 Y_n值逐渐降低,而压力面上 Y_n则不断提高. 这表明随着转速的提高,吸力面上整体的气膜冷却效果是下降的,而压力面上则不断得到改善. 此外,当主流雷诺数 Re增大时吸力面和压力面上的 Y_n值基本没有改变,说明主流流量的变化对气膜冷却的整体效果影响不大.



a Re = 4 797. 5, Rt = 0. 009 9



b Re = 4 797. 5, M = 0. 4



c Rt = 0. 0099, M = 0. 4

图 8 Y_n随 M, Rt和 Re的变化 (κ-ω模型)

5 结 论

旋转状态下气膜冷却中,冷气出流受到离心力与哥氏力综合作用的影响使得气膜覆盖轨迹发生径向偏转,且在吸力面上偏转更为明显. 随着旋转数的增大,吸力面和压力面上气膜孔下游中心线附近区域的冷却效率均逐渐降低,但压力面整场的冷却效果略有改善;随着吹风比的增大,吸力面和压力面上的冷却效率存在最大值,但随后逐渐降低;主流雷诺数的变化对壁面整体气膜冷却效果影响不大. 此外,相同工况下吸力面上的冷却效率要高于压力面上的对应值.

参考文献 (References)

[1] Goldstein R J. Film cooling [M]. New York and London: Advances in Heat Transfer Academic Press, 1971, 7: 321 - 379

[2] Han J C, Dutta S, Ekkad S V. Gas turbine heat transfer and cooling technology [M]. New York: Taylor/Francis, 2000: 129 - 243

[3] Lin Y L, Shih T I P. Film cooling over flat, convex, and concave surfaces [C]// 37th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 1999

[4] Lutum E, Wolfersdorf J V, Weigand B, et al. Film cooling on a convex surface with zero pressure gradient flow [J]. Internal Journal of Heat and Mass Transfer, 2000, 43: 2973 - 2987

[5] Ito S, Goldstein R J, Eckert E R G. Film cooling of a gas turbine blade [J]. ASME Journal of Engineering for Power, 1978, 100: 476 - 481

[6] Dring R P, Blair M F, Joslyn H D. An experimental investigation of film cooling on a turbine rotor blade [J]. ASME Journal of Engineering for Power, 1980, 102: 81 - 87

[7] Takeishi K, Aoki S, Sato T, et al. Film cooling on a gas turbine rotor blade [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1992, 114: 828 - 834

[8] Xu G Q, Yang B, Tao Z, et al. Theoretical analysis of rotating film cooling mechanism: part I: dimension-less groups of adiabatic effectiveness and heat transfer coefficient [C]//The 12 th International Symposium on Transport Phenomena and Dynamics of Rotating Machinery. Hawaii: [s. n.], 2008

[9] Garg V K. Heat transfer on a film-cooled rotating blade using different turbulence models [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1999, 42: 789 - 802

(责任编辑:张 嵘)