

文章编号:1000-8055(2013)04-0819-06

短周期风洞中导叶表面压力和换热测量

李红才, 朱惠人, 付 猛

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 在发动机典型雷诺数和压比状态下对一种放大导叶叶型进行了表面静压和换热测量. 雷诺数对表面压力系数的影响较小, 压比增大使压力系数减小, 并且吸力面压力系数最低点后移. 雷诺数增大时叶片表面传热系数增加, 并且吸力面上边界层转捩位置提前. 压比主要影响吸力面传热系数, 小雷诺数时压比增大会推迟吸力面上边界层转捩点位置. 大雷诺数且吸力面后半段为超声速流动时, 增大压比使该区域传热系数降低. 保持主流总温不变, 叶片表面绝热壁温随叶栅压比增大而降低, 相同压比下, 叶片表面处于层流状态时绝热壁温比处于湍流状态时低.

关 键 词: 短周期风洞; 叶栅压比; 表面压力系数; 表面传热系数; 绝热壁温

中图分类号: V23.1

文献标志码: A

Pressure and heat transfer measurement of vane surface in short duration wind tunnel

LI Hong-cai, ZHU Hui-ren, FU Meng

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Surface pressure and heat transfer measurements of an enlarged vane were conducted at engine's typical Reynolds numbers and pressure ratios. The pressure coefficients decreased and the lowest point of the suction surface moved backward with an increasing pressure ratio, while the Reynolds number had small effect on the surface pressure coefficients. With increase of the Reynolds number, the surface heat transfer coefficients rose, and the transition occurred earlier at suction surface. The pressure ratio mainly affected the heat transfer of suction surface. The transition occurred later when the pressure ratio increased in small Reynolds number state. When supersonic flow appeared at the suction's rear region in large Reynolds number state, the heat transfer coefficients at large pressure ratio were lower than those at small pressure ratio. The local adiabatic wall temperatures decreased with increase of pressure ratio. In the case of constant pressure ratio, the local adiabatic wall temperature of laminar flow was lower than that of turbulent flow.

Key words: short duration wind tunnel; pressure ratio;

surface static pressure coefficient; surface heat transfer coefficient;

adiabatic wall temperature

高速风洞实验能获得接近真实状态的叶片换热数据. 国外在这方面的研究起步较早, Oldfield

等在文献[1]中就详细说明了在短周期风洞中进行叶片表面压力和换热测量的方法. 近几年国外

收稿日期: 2012-06-20

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130417.1353.201304.819_014.html

作者简介: 李红才(1981—), 男, 河南延津人, 博士生, 主要从事航空发动机高温部件强化传热及气膜冷却技术.

的实验研究重点一方面是非稳态效应和激波的影响等,另一方面是为数学模型验证和改进数值方法提供数据. Nix 等^[2]研究大尺度自由流湍流对叶片表面换热的影响,表明叶片换热和热流的变化频率同湍流流场中最主要的涡相关. Coton 等^[3]研究尾迹对叶片换热和损失的影响,主要关注边界层的转捩和分离现象. Didier 等^[4]用完整的涡轮级研究了转子叶片换热受上游激波的影响. Ligrani 等^[5]用平板实验研究激波和气膜冷却的相互影响,显示不同吹风比下具有不同的激波结构. Smith 等^[6]测量了主流超声速时垂直缝或 30° 斜缝的冷却效率,同样位置超声速时绝热气膜冷却效率比亚声速时高 25%,表明单用吹风比作为自变量不再有效. Haldeman 等^[7]测量一级半涡轮不同展向位置完整的压力和换热数据,为数值计算代码验证和流动物理现象建模提供了完整的数据库. 国内在这方面的实验较少,上世纪 80 年代李静美等^[8]在激波风洞上进行了高速状态下涡轮叶片换热实验,近年来周勇等^[9]在短周期涡轮实验台上对机匣表面换热测量进行了初步尝试. 本文的主要工作是用短周期风洞对某放大导叶进行详细的表面静压和换热测量,研究雷诺数和叶栅压比在大范围变化时叶片表面压力系数、传热系数和主流绝热壁温的变化规律.

1 实验装置及方法介绍

本实验使用的是短周期跨声速叶栅传热风洞,可进行叶片表面静压和换热特性的实验研究. 图 1 为风洞原理图,该风洞采用高压气源吹气和引射器引射相结合的方式,高压气源容积为 140 m^3 ,引射器由 16 根可单独开关的喷管组成. 实验状态通过调压阀、节流阀、蝶阀和引射器调节,实验段入口压力范围为 $20\sim 350\text{ kPa}$,基于叶栅弦长的实验段入口雷诺数 Re 范围为 $1.0\times 10^5\sim 16.0\times$

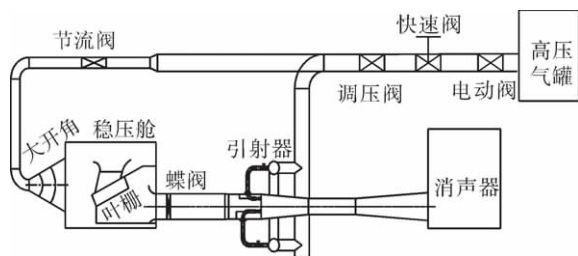


图 1 短周期风洞实验原理图

Fig. 1 Experimental scheme of the short duration wind tunnel

10^5 ,出口马赫数 Ma 范围为 $0\sim 1.6$,关于该风洞原理的更多信息请参考文献[10].

实验叶栅由 8 个直叶片组成,中间两个叶片为实验叶片. 本文研究的导叶弦长为 122 mm ,栅距为 87.5 mm ,进气角为 90° ,出气角为 15° ,叶高为 120 mm . 测静压的叶片为钢制叶片,表面共有 16 个 $\phi 0.5\text{ mm}$ 的静压孔(压力面 9 个,吸力面 7 个),叶片静压孔照片如图 2 所示. 换热测量的叶片用环氧树脂材料加工,表面共布置了 38 个热电偶(压力面 18 个,吸力面 20 个),叶片热电偶照片如图 3 所示. 主流总温用 $\phi 0.1\text{ mm}$ 的热电偶测量.



图 2 叶片静压孔

Fig. 2 Static pressure holes of vane surface



图 3 叶片热电偶

Fig. 3 Thermocouples of vane surface

叶片静压测量用美国 Esterline 公司的 Netscanner 9816/98RK 压力扫描阀,采样频率为 100 Hz . 换热实验采用加热叶片的反向热流法,热电偶的输出信号由专门的测试系统采集,采样频率为 10 kHz ,详细信息可参考文献[11].

2 实验工况及数据处理方法

2.1 实验工况

短周期风洞一次实验时间约为 8 s ,实验段气流在 3 s 时达到稳定,所以表面静压测量是稳态的. 本文根据气动状态稳定阶段的叶栅进口雷诺数 Re 和叶栅压比 p_r 调节实验状态,定义分别为

$$Re = \rho_1 V_1 L / \mu_1 \quad (1)$$

$$p_r = p_{1t} / p_2 \quad (2)$$

式中 ρ_1, V_1, μ_1 分别为叶栅入口的气流密度、速度和动力黏度, L 为叶栅弦长, p_{1t} 为叶栅前总压, p_2 为叶栅后静压。

本文在 $Re=2 \times 10^5, 3 \times 10^5, 4 \times 10^5, 5 \times 10^5, 6 \times 10^5, 8 \times 10^5, 10^6$ 和 $p_r=1.1, 1.4, 1.8, 2.3$ 状态下进行了 28 组叶片表面静压和换热测量实验。这里列的状态参数称为名义参数, 实际实验的参数会存在一些偏差, 后面的实验结果图中均使用实际实验的参数。

2.2 压力数据处理

表面静压测量结果用压力系数表示, 定义为

$$C_p = \frac{p - p_{1t}}{p_{1t} - p_1} \quad (3)$$

其中 p 为叶片表面静压, p_{1t} 和 p_1 分别是叶栅进口总压和静压。

2.3 换热数据处理

由于环氧树脂材料导热系数小, 在几秒中的瞬态换热实验中, 叶片表面向内部的导热过程可用一维半无限大物体的导热微分方程表示, 即

$$\frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\lambda}{\rho c} \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} = -\frac{1}{\rho c} \frac{\partial q}{\partial x} \quad (4)$$

式中 λ, ρ, c 分别为材料的导热系数、密度和比热容, q 为热流密度, 以叶片表面为原点, 叶片内法线方向为 x 轴正向, 边界条件为

$$\begin{aligned} t=0, x>0, T(x,0) &= T_0 \\ t>0, x=0, T(0,t) &= T_w(t) \\ t>0, x \rightarrow +\infty, q(x,t) &= 0 \end{aligned}$$

把叶表面温度 T_w 和表面热流 q_w 分别看作输入、输出信号, 叶片材料按常物性处理时, 这是一个线性时不变系统。当 T_w 为等间隔离散采样信号时, 表面热流 $q_w(n)$ 等于系统脉冲响应函数 $h(n)$ 与表面温度 $T_w(n)$ 的离散卷积和。

$$q_w(n) = h(n) * T_w(n) = \sum_{k=-\infty}^{\infty} h(n-k) T_w(k) \quad (5)$$

这种处理方法称为脉冲响应法, 关于该方法的更多信息请参考文献[12]。文献[11]对脉冲响应法和直接求解叶片瞬态温度场所得表面热流结果进行了对比, 验证了脉冲响应法的适用性。

叶片表面热流密度 q_w 可表示为

$$q_w = H(T_{gr} - T_w) \quad (6)$$

其中 T_{gr} 是主流的局部绝热壁温, 在高速状态下用 T_{gr} 定义叶片表面传热系数比文献[11]中采用

主流总温 T_g 的方式更合理, T_{gr} 同 T_g 的关系为^[13]

$$\frac{T_{gr}}{T_g} = r + \frac{1-r}{1+0.5(\kappa-1)Ma^2} \quad (7)$$

其中 κ 为空气等熵指数, Ma 为当地自由流马赫数, r 为恢复系数。对于给定的气动状态, 每个测点的 T_{gr}/T_g 均为常数。用 T_g 去除式(6)两端得

$$-\frac{q_w}{T_g} = H \frac{T_w}{T_g} - H \frac{T_{gr}}{T_g} \quad (8)$$

以 $-q_w/T_g$ 为因变量, 以 T_w/T_g 为自变量, 对实验数据进行线性拟合, 则直线的斜率和其在横轴上的截距分别为 H 和 T_{gr}/T_g 。

2.4 误差估计

详细的误差推导需要较长的篇幅, 作者将在专门讨论实验方法的文章中给出, 这里只给出直接量的测量误差如下。

表1 实验误差

Table 1 Experiment errors

参数	p_{1t}/kPa	p_2/kPa	$(p-p_{1t})/\text{kPa}$	T_g/K	T_w/K
绝对误差	1	1	0.1	0.3	0.3

3 实验结果

3.1 压力测量结果

图4为 $p_r=2.3$ 时叶片表面压力系数随雷诺数的变化关系, 图中横坐标为相对弧长, 左边为压力面数据, 右边为吸力面数据。图4中参数同2.1节的状态略有差别, 这是因为实际的实验状态同名义参数存在偏差所致。本文后面各图均采用图4的横坐标表示方法和实际参数标注, 但是文字叙述中使用名义参数。

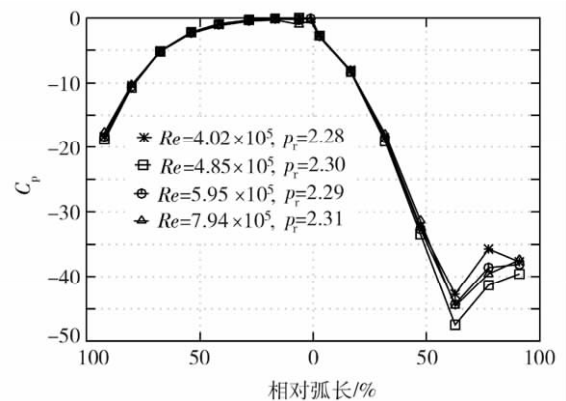


图4 雷诺数对压力系数分布

Fig. 4 Reynolds number's effect on C_p distribution

从图4中可以看出,整个压力面和吸力面前半段几条线几乎完全重合,在吸力面后半段不同状态之间存在差别。 $p_r=2.3$ 状态下叶片吸力面后半段为超声速区,有激波存在,实验中这段区域静压数据波动明显比其他区域大,说明在这段区域可能存在着同激波相关非稳态现象,本文测量的是按时间平均的表面静压。考虑到吸力面后半段激波对测量的影响,以及实验状态压比的偏差,可以认为雷诺数对压力系数分布的影响不大。

图5为 $Re=3\times 10^5, 4\times 10^5$ 时压力系数随压比的变化关系。

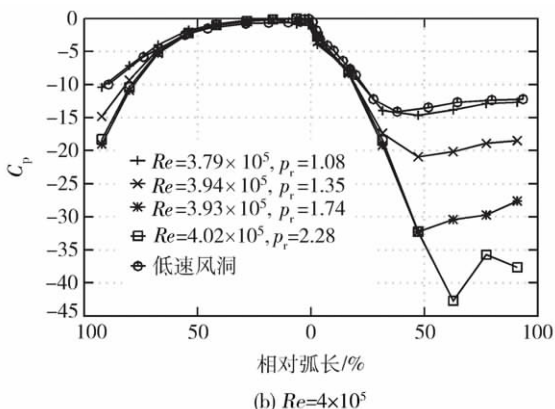
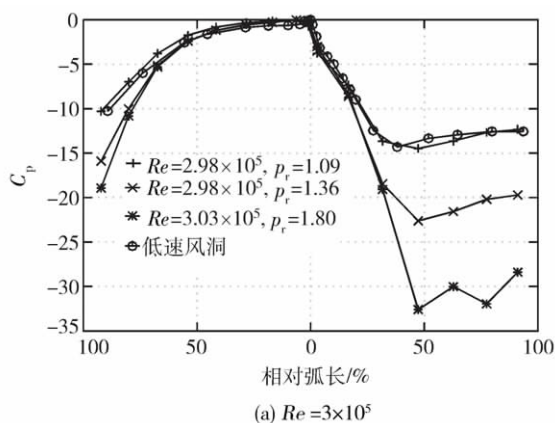


图5 压比对压力系数的影响

Fig. 5 Pressure ratio's effect on C_p distribution

图5中名称为“低速风洞”的数据来自直流式大尺寸低速平面叶栅风洞实验^[14],测静压叶片用有机玻璃加工而成,叶型与本文相同,弦长为370 mm,表面共有72个直径为0.5 mm静压孔,用水排测量表面静压,该风洞中 $Re=4\times 10^5$ 的状态对应的叶栅压比 $p_r<1.03$,详细信息见文献^[14]。

从图5可以看出,本文 $p_r=1.1$ 的实验状态压力系数分布同低速风洞结果比较接近。但是随

着压比的增大,压力系数分布同低速风洞的结果差别越来越大,并且吸力面上压力系数最低的点也略向后移动,这说明压比对本实验叶型表面压力系数的影响很大。

3.2 换热测量结果

图6给出了 $p_r=1.8$ 时不同雷诺数下传热系数的对比情况,从图中可以看出,叶片表面传热系数随着雷诺数的增大而增大。

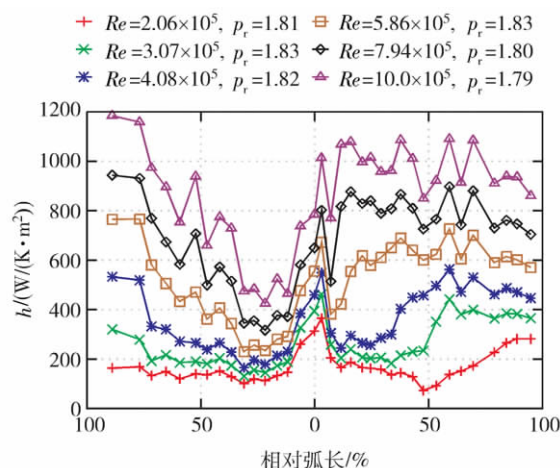


图6 雷诺数对传热系数的影响

Fig. 6 Reynolds number's effect on heat transfer coefficient

压力面上传热系数的变化趋势在不同雷诺数下是相似的,即从驻点开始下降,到相对弧长20%~30%降到最低点,然后逐渐上升。从图5可知压力面相对弧长30%之前静压变化平缓,所以层流边界层加厚是导致传热系数减小的主要原因;压力面相对弧长30%之后区域静压加速下降,大雷诺数状态下在压力面尾缘处可能还伴随着边界层的过渡,所以传热系数逐渐上升。

对于吸力面60%以前的区域,在 $Re=2\times 10^5, 3\times 10^5, 4\times 10^5$ 状态下,传热系数从前缘驻点开始先下降,后上升,传热系数的这种变化趋势应该同边界层的转捩相关,并且雷诺数增大时,传热系数最低点前移,这显示出转捩位置向上游移动。在 $Re=6\times 10^5, 8\times 10^5, 10\times 10^5$ 状态下,传热系数最小值点出现在相对弧长10%之前,这说明吸力面上几乎都处于湍流区,且湍流区的传热系数呈现出平均化的趋势。

对于吸力面相对弧长60%之后的区域,从图5可知:该区域为逆压梯度区,除了最小雷诺数 $Re=2\times 10^5$ 状态下这段区域传热系数呈上升趋势

势外,其他雷诺数下这段区域传热系数都是逐渐下降的。

图7给出了 $Re=3 \times 10^5, 10^6$ 时不同压比下传热系数的对比情况,从图中可以看出,压力面上传热系数分布受压比影响不大,吸力面上传热系数分布随压比的变化在不同雷诺数下呈现出不同的规律。

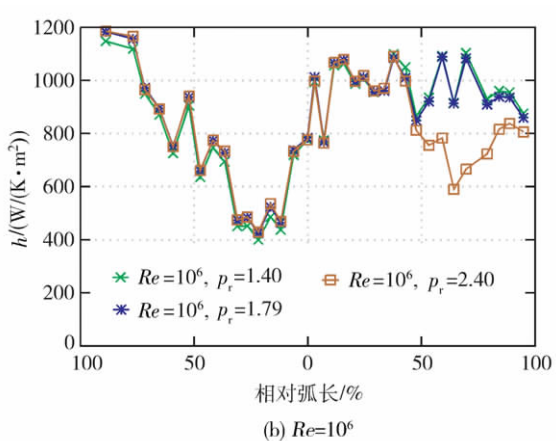
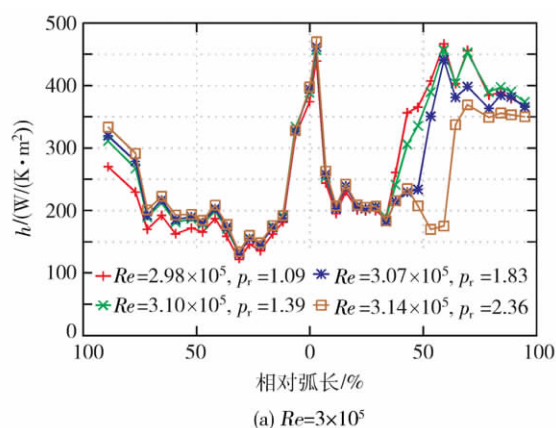


图7 压比对传热系数的影响

Fig. 7 Pressure ratio's effect on heat transfer coefficient

对于 $Re=3 \times 10^5$ 的状态,增大压比推迟了吸力面上边界层转捩点的位置,所以传热系数最低点的位置后移。这可以结合压比对压力系数的影响(图5)进行解释,压比增大会导致吸力面压力系数最低点向下游移动,顺压梯度区域延长,而顺压梯度使流动趋于稳定,所以推迟了边界层从层流向湍流的转变。

对于 $Re=10 \times 10^5$ 的状态,从前面对图7的分析可知,除了前缘附近外,吸力面上均处于湍流状态。 $p_r=2.3$ 时吸力面50%以后区域的传热系数小于 $p_r \leq 1.8$ 的状态,这可能跟超声速流动有

关。 $p_r \leq 1.8$ 时,整个吸力面均为亚声速流动或者存在很小区域的超声速流动,而 $p_r=2.3$ 时,吸力面后半段均为超声速流动。超声速流动不仅使静压最低点后移,还可能产生激波,所以使换热出现了不同于亚声速流动的特点。

图8为 $Re=6 \times 10^5$ 状态的绝热壁温结果,可以看出 T_{gr}/T_g 随压比增大而减小。

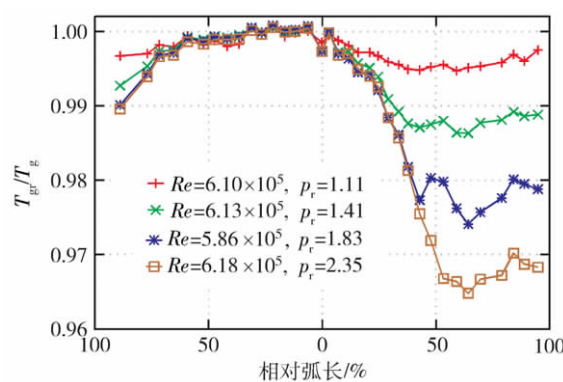


图8 压比对 T_{gr}/T_g 的影响

Fig. 8 Pressure ratio's effect on T_{gr}/T_g

图9中给出了 $p_r=1.8$ 时叶片表面 T_{gr}/T_g 的测量结果和根据 $p_r=1.8$ 的静压测量结果用式(7)计算的 T_{gr}/T_g 值,式(7)中 r 的值根据平板边界层流动的分析解^[15]选取,层流时 $r=Pr^{1/2}$,湍流时 $r=Pr^{1/3}$ 。

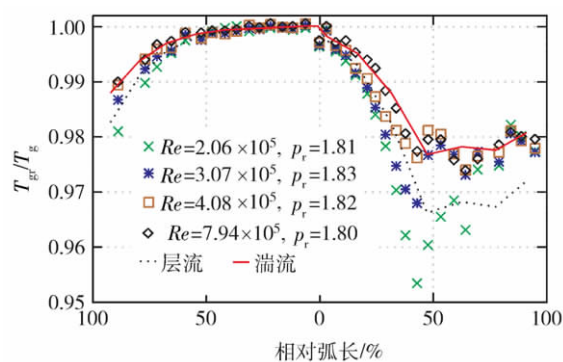


图9 雷诺数对 T_{gr}/T_g 的影响

Fig. 9 Reynolds number's effect on T_{gr}/T_g

从图9中可以看出, $Re < 4 \times 10^5$ 时,随着雷诺数的减小,在压力面后半段和吸力面上 T_{gr}/T_g 是减小的,由于雷诺数对叶片表面压力系数的影响不大,所以 T_{gr}/T_g 的差异主要是由不同边界层流动状态下恢复系数 r 的不同导致的。雷诺数增大时,边界层会更早的变为湍流,从而使 r 增大,相应的 T_{gr}/T_g 值也增大。

从图9中还可以看出, $Re \geq 4 \times 10^5$ 状态下测量结果同平板上湍流理论计算结果基本吻合, 在 $Re = 3 \times 10^5$ 状态下, 吸力面前半段和压力面后半段上 T_{gr}/T_g 的测量值略低于平板上按层流状态计算的理论值, $Re = 2 \times 10^5$ 时吸力面前半段 T_{gr}/T_g 的测量值则更低一些, 这种测量值同平板理论计算值的差别可能跟叶片表面曲率相关。

4 结 论

本文用短周期风洞对某放大导叶表面静压和换热特性进行了实验研究, 主要得到如下结论:

1) 压比是影响叶片表面压力系数的主要因素, 压比增大使压力系数减小, 并且吸力面压力系数最低点后移。低速风洞压力系数测量结果同本文 $p_r = 1.1$ 状态的结果比较接近, 但同大压比状态结果差别较大。

2) 雷诺数是影响叶片表面换热的主要因素, 雷诺数增大时, 叶片表面传热系数随之增加, 并且边界层转捩位置会向上游移动, 从而改变传热系数分布趋势。压比对换热的影响也不能忽略, 小雷诺数时压比增大会延迟吸力面上边界层的转捩位置, 大雷诺数时 $p_r = 2.3$ 的状态吸力面后半段传热系数小于 $p_r \leq 1.8$ 的状态, 这可能跟 $p_r = 2.3$ 时吸力面后半段为超声速流动有关。

3) 压比增大是导致 T_{gr}/T_g 减小的主要原因, 相同压比、不同雷诺数状态由于边界层流动状态不同也会出现 T_{gr}/T_g 值的差别。湍流状态时叶片表面 T_{gr}/T_g 值的测量结果同平板上湍流状态下 T_{gr}/T_g 的理论计算值吻合, 层流状态时叶片表面 T_{gr}/T_g 实验值比平板上层流状态下 T_{gr}/T_g 的理论值偏低。

参考文献:

- [1] Oldfield M L G, Jones T V, Schultz D L. On-line computer for transient turbine cascade instrumentation[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1978, 14(5): 738-749.
- [2] Nix A C, Diller T E, Ng W F. Experimental measurements and modeling of the effects of large-scale freestream turbulence on heat transfer[R]. ASME Paper GT2004-53260, 2004.
- [3] Coton T, Arts T, Lefebvre M, et al. Unsteady and calming effects investigation on a very high lift LP turbine blade: Part I experimental analysis[R]. ASME Paper GT-2002-

30227, 2002.

- [4] Didier F, Denos R, Arts T. Unsteady rotor heat transfer in a transonic turbine stage[R]. ASME Paper GT-2002-30195, 2002.
- [5] Ligrani P M, Saumweber C, Schulz A, et al. Shock wave: film cooling interactions in transonic flows[R]. ASME Paper 2001-GT-0133, 2001.
- [6] Smith A C, Hatchett J H, Nix A C, et al. Effectiveness of normal and angled slot cooling[R]. ASME Paper GT2004-53248, 2004.
- [7] Haldeman C W, Dunn M G, Barter J W, et al. Aerodynamic and heat-flux measurements with predictions on a modern one and 1/2 stage high pressure transonic turbine[R]. ASME Paper GT2004-53478, 2004.
- [8] 李静美, 赵润民, 王吉南. 用短周期风洞进行涡轮叶片传热实验初探[J]. 航空动力学报, 1987, 2(2): 18-22.
LI Jingmei, ZHAO Renmin, WANG Jinan. Turbine blade surface heat transfer measurements in short-duration facility[J]. Journal of Aerospace Power, 1987, 2(2): 18-22. (in Chinese)
- [9] 周勇, 赵晓路, 徐建中. 短周期实验台涡轮机匣换热实时测量初探[J]. 工程热物理学报, 2008, 29(2): 208-302.
ZHOU Yong, ZHAO Xiaolu, XU Jianzhong. Time-resolved heat transfer measurements on turbine outer endwall in a blow-down transient test facility[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2008, 29(2): 208-302. (in Chinese)
- [10] 朱彦伟. 短周期传热风洞气动特性模拟与控制方法研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2007.
ZHU Yanwei. Simulation and control of the high speed transient blade wind tunnel's pneumatic characteristics [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2007. (in Chinese)
- [11] 朱惠人, 成文娟, 李红才. 短周期风洞叶栅瞬态换热实验数据处理[J]. 航空动力学报, 2011, 26(6): 1301-1309.
ZHU Hui ren, CHENG Wenjuan, LI Hongcai. Data processing of blade's transient heat transfer experiment in short duration wind tunnel [J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(6): 1301-1309. (in Chinese)
- [12] Oldfield M L G. Impulse response processing of transient heat transfer gauge signals[J]. Journal of Turbomach, 2008, 130(2): 021023-1-9.
- [13] Giel P W, Bunker R S, Fossen G J V, et al. Heat transfer measurements and predictions on a power generation gas turbine blade[R]. ASME Paper 2000-GT-0209, 2000.
- [14] 向安定. 涡轮叶片型面气膜冷却的研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2003.
XIANG Anding. Investigation of film cooling on the surface of blade in a turbine cascade[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2003. (in Chinese)
- [15] 朱谷君. 工程传热传质学[M]. 北京: 航空工业出版社, 1989.