

涡轮叶片气膜冷却的研究

中国科学院工程热物理研究所

葛绍岩 刘登 徐靖中
姚永庆 邓素卿 贾建国

【摘要】 本文针对涡轮叶片离散气膜孔结构及叶片表面具有不同曲率的特点,采用传质比拟、数值计算及可视化技术,通过比较平板、弯曲壁面及涡轮叶片的气膜冷却流动及传热特性,系统地研究了离散孔三维效应、壁面曲率及压力梯度诸因素对叶片气膜冷却的影响。在此基础上,提出了估算叶片头部、中弧区及尾缘气膜冷却有效温比的准则公式、实验曲线及计算机程序。

一、平板三维气膜冷却的传质实验研究

涡轮叶片气膜冷却由于结构强度上的考虑,只能采用不连续的离散气膜孔,从而造成孔下游复杂的三维气膜流场。同时,叶片试验件的冷气流路结构使叶片壁面实际上受到外气膜和内腔冷却空气的复合冷却。传统的传热实验方法,由于无法避免叶片本身的导热影响,而得不到准确的绝热壁面边界条件。

根据常物性、不可压流体的能量方程和质量扩散方程,在满足刘易斯数 $Le=1$ (包括分子刘易斯数和湍流刘易斯数)的条件下可以类比的原理,结合叶片表面离散气膜孔的特点,我们首先发展了一套用 CO_2 气体作为二次气体,通过测量平板离散孔下游壁面上的 CO_2 浓度分布来确定绝热壁面气膜冷却有效温比 η 的实验系统^[1]。这种传质类比方法完全避免了壁面的导热影响,为叶片气膜冷却的研究提供了基本的实验手段。

用上述传质类比方法测定了平板单排圆孔、单排斜圆孔和单排长方孔下游 CO_2 浓度场及气膜冷却有效温比分布。图1显示了单排圆孔与单排长方孔下游 η 值的典型分布。由图可见,对于单排圆孔的情况,吹风比应有一个最佳值,吹风比过大,孔口下游近场 η 值会由于射流脱离壁,反而局部下降,这是离散孔二维气膜冷却区别于连续缝槽二维气膜冷却的重要特点。对于长方孔而言,其气膜复盖性能要好得多,甚至在较高的吹风比下也不会发生射流脱离壁面的情况。

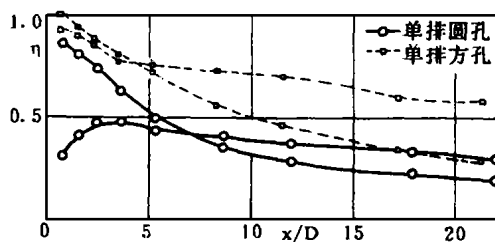


图1 单排圆孔和长方孔有效温比分布

由实验结果得出了一组平板单排圆孔气膜冷却有效温比的准则公式:

当吹风比 $M \leq 1$, 冷却气出口喷射角 $\beta = 30^\circ$, $x/D \leq (x/D)_L$ (即气膜脱体绕流区长度) 时

$$\eta = 0.372M^{-2}(x/D)^{0.235} \quad (1)$$

$$(x/D)_L = -1.029 + 3.564M \quad (2)$$

这组公式可用于叶片尾部区域气膜冷却的计算。

二、弯曲壁面气膜冷却的传质实验研究

涡轮叶片气膜冷却不仅具有离散孔气膜冷却的特点, 而且受到叶片表面曲率及通道压力梯度诸因素的影响, 从而使叶片近孔区气膜流场及有效温比分布较平板的情况更为复杂。为此, 我们通过放大模型较为细微地分析研究了弯曲壁面近孔区气膜冷却规律。

在沿流线运动的局部坐标架下分析弯曲壁面气膜层的运动方程可以得出, 气膜层受到一个垂直于流动方向的类浮升力 P_f 的作用。

$$P_f = (\rho_\infty U_\infty^2 / R) [(\rho_2 U_2^2 / \rho_\infty U_\infty^2) - 1]$$

(3)

其中, 下标“ ∞ ”和“2”表示主流和气膜层, R 为壁面曲率半径。当 $\rho_2 U_2^2 > \rho_\infty U_\infty^2$ 时, P_f 将使凸面 (R 为正) 上的气膜脱离壁面, 而使凹面 (R 为负) 上的气膜贴附壁面。 $\rho_2 U_2^2 < \rho_\infty U_\infty^2$ 时则相反。因此, 对于弯曲壁面气膜冷却, 除考虑其吹风动量比 $I = \rho_2 U_2^2 / \rho_\infty U_\infty^2$ 外, 还必须考虑 R 。

我们用双焦点激光测速仪, 测量了 $M = 0.5, 1.0, 1.5$ 三个工况下

凸壁面气膜孔排下游近场速度矢分布 (图 2) 和湍流度分布^[3] (图 3)。由图 2 可见, 当 $M \geq 1.0$ 时, 由于射流出口动量的增加, 射流脱体倾向加强, 速度矢方向的变化显示了气膜由脱离到

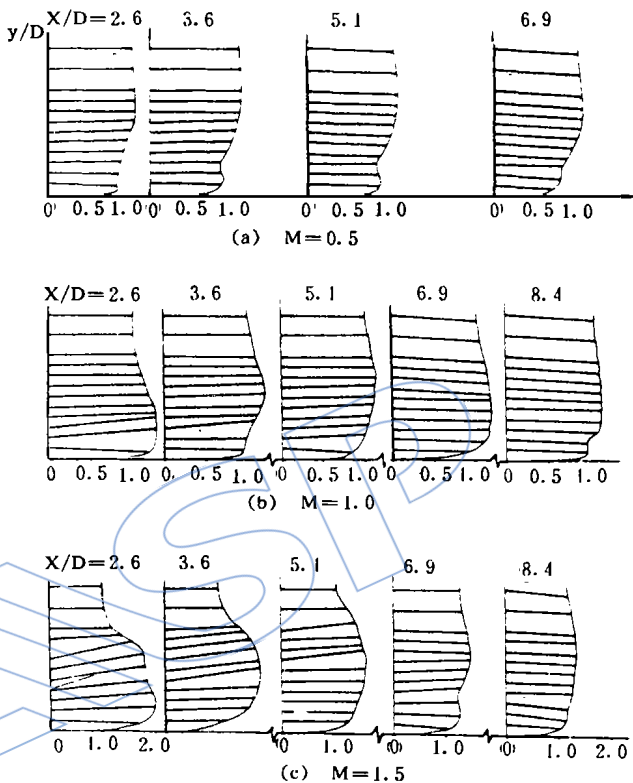


图 2 凸壁面离散气膜孔下游流场速度矢分布

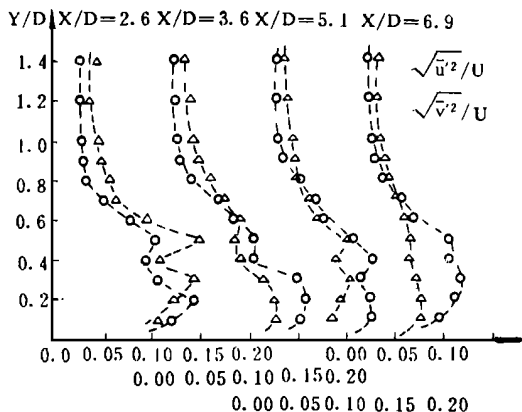


图 3 凸壁面离散气膜孔下游流场强度分布 ($M = 0.5$)

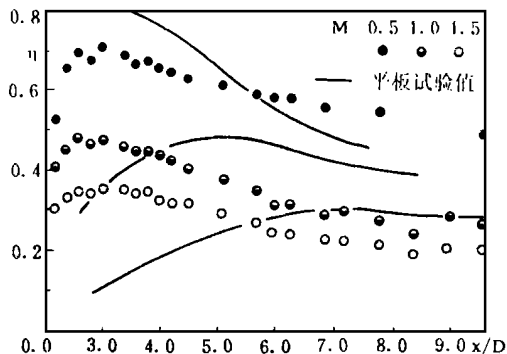


图 4 凸壁面气膜冷却有效温比分布

再附的流动特点。而在 $M < 1.0$ 时,射流脱离壁面的倾向不明显。图 3 给出了当地纵向和横向湍流强度的分布。最大湍流强度发生在射流与主流掺混面上。靠近壁面附近,湍流强度分布是各向异性的。湍流强度直接影响着气膜复盖性能。

图 4 给出了由传质类比实验测得的凸面上气膜冷却有效温比分布与平板结果的比较。可以看出,当 $M = 0.5$ 时,在 $x/d > 6$ 的范围,凸面上的 η 值高于平板相应值;而当 $M > 1.0$ 时,凸面上的 η 值低于平板相应值。这与前述曲率影响的分析是一致的。

为了便于了解弯曲壁面上气膜冷却有效温比的三维分布特性,我们用双坐标系统分别绘出了凸面与凹面上有效温比的三维分布^[3] (图 5)。

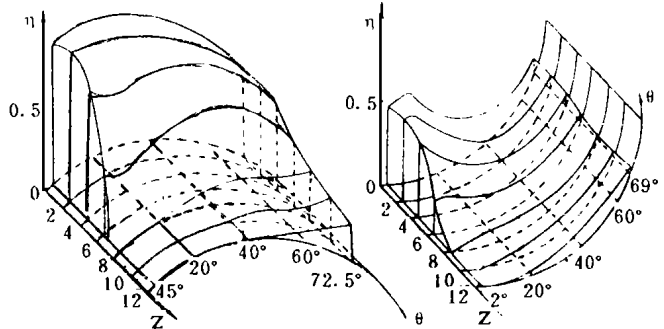


图 5 凸面和凹面上有效温比的三维分布

三、涡轮叶片气膜冷却的传质实验研究

为了研究某实际叶片表面气膜冷却有效温比的变化规律,我们对两种不同叶型共九组

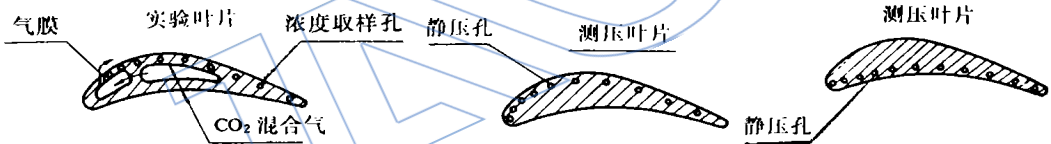


图 6 叶片试验件示意图

不同气膜孔位置与几何结构的试验件进行了较为系统的实验研究。叶片气膜孔几何参数包括孔位置、孔形、孔直径、喷射角及孔排数,详见文献 [4]。图 6 为叶片试验件示意图。用传质类比方法测量叶片表面气膜冷却有效温比分布。根据叶背测量数据,整理成如下准则公式^[4]:

当 $x/d = 15 \sim 150$, $\cos^2 \beta < 0.03$ 时, $(F = \rho_2 U_2^2 / \rho_\infty U_\infty^2)$

$$\eta = 0.8113 \times 10^4 [(x/d) / \cos^2 \beta]^{1.53} \tag{4}$$

当 $x/d = 15 \sim 150$, $0.03 \leq \cos^2 \beta \leq 0.3$ 时

$$\eta = 0.5875 \times 10^2 \times (x/d)^{-1.53} (\cos^2 \beta)^{0.154} \tag{5}$$

比较叶背、叶盆及平板表面单排孔气膜冷却有效温比分布可以看出^[5],在 $x/d > 5$ 的范围内,若 $M < 1.0$,则有: $\eta_{\text{叶盆}} < \eta_{\text{平板}} < \eta_{\text{叶背}}$; 而若 $M \geq 1.0$,则相反。这是因为叶片通道中压力梯度是指向叶背的,气膜贴附壁面的程度取决于压力梯度和壁面曲率引起的离心力的平衡结果。这与前述的分析是一致的。而在 $x/d < 5$ 的范围,由气膜孔喷出的冷却气体的运动轨迹则要取决于压力梯度、壁面曲率、以及冷却气本身出口法向动量和上游来流条件等因素,从而使该区气膜冷却规律复杂得多。此外,叶盆区气膜稳定性较差,气膜有效保护长度亦较短,因此,在设计叶盆气膜冷却时,在设计叶盆气膜冷却时,各排气膜孔的排间距应选得比叶背的短些。

为了说明叶型曲率对 η 的影响, 我们还比较了两种不同曲率的叶型 (工作叶片和导向叶片) 在相应工况及相应位置上的 η 值^[6], 结果表明: 在叶背, 当吹风比较小 (如 $I \cos^2 \beta < 0.014$) 时, $\eta_{JR} > \eta_{KR}$; 而当吹风比较大 (如 $I \cos^2 \beta > 0.014$) 时, $\eta_{JR} < \eta_{KR}$ 。在叶盆, 小吹风吹 (如 $I \cos^2 \beta < 0.03$) 时, 则在 $X/D \leq 15$ 范围内, $\eta_{JR} > \eta_{KR}$; 而在 $X/D > 15$ 范围内, $\eta_{JR} < \eta_{KR}$ 。这可能是在小 R 条件下, $X/D > 15$ 范围的凹面上, 同时还感受到来自出口冷却气的直接冲击效果。因此, 在设计叶片气膜冷却时, 必须小心使用各类计算公式。限于篇幅, 有关数据不在此列出。

四 叶片外换热系数及气膜冷效的数值计算

叶片外换热系数是进行叶片冷却系统设计的重要依据。在参照有关程序的基础上, 我们编制了一个计算叶片外换热系数的计算机程序, 通过求解边界层动量与能量积分方程, 求得边界层速度与温度分布, 进而求得壁面局部换热系数分布^[7]。在前驻点附近, 采用圆柱绕流方程组, 使计算可以从前驻点开始。同时, 由边界层动量厚度雷诺数作为转捩判据, 并加入湍流粘性系数, 使程序具备了较强的适用性。图 7 示出了用上述程序对斯贝高压一级导向叶片外换热系数的计算结果, 可以看出, 湍流区的计算结果与相应的实验数据是吻合的。

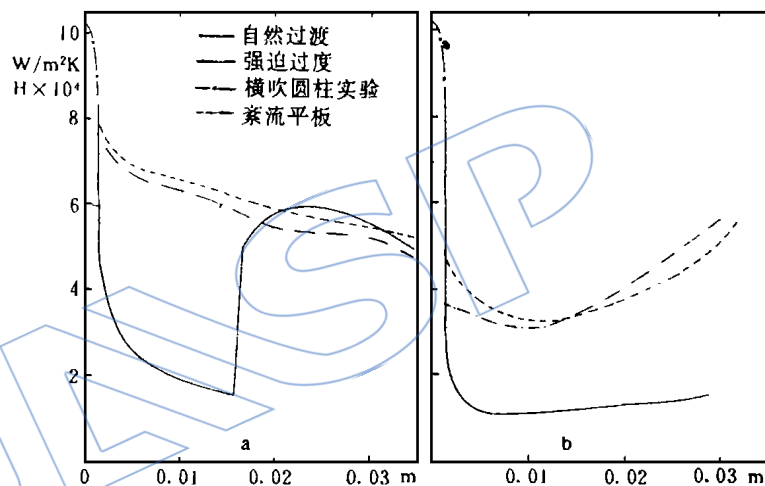


图 7 Spay HP IN GV 叶背 (a) 和叶盆 (b) 外换热系数

弯曲壁面上离散气膜孔下游近场的复杂三维流场集中反映了叶片气膜冷却的特点, 远下游区只是近场气膜逐渐衰减的结果并趋于二维流场。因此, 更进一步地预测近场区三维气膜冷却流场对于准确预测涡轮叶片气膜冷效具有重要意义。我们首先对小吹风比条件下的近场三维流动与传热特性进行了数值计算^[8]。采用部分抛物化假设, 在准正交曲线坐标系 $\xi\eta\zeta$ 下, 其控制方程通用形式为:

$$\left(\frac{1}{\Delta\eta \cdot \Delta\zeta} \right) \frac{\partial}{\partial \xi} (\Delta\eta \cdot \Delta\zeta \cdot \rho_u \eta) + \frac{1}{2\eta \cdot \Delta\eta} \frac{\partial}{\partial \eta} \left[(1 + c\eta\Delta\eta) \left(\rho_v \varphi - \frac{\Gamma\varphi}{2\eta \cdot \Delta\eta} \frac{\partial}{\partial \eta} \right) - \eta \rho_u \varphi \frac{d(\Delta\eta)}{d\xi} \right] + \frac{1}{\Delta\xi} \frac{\partial}{\partial \xi} \left[(1 + c\eta \cdot \Delta\eta) \left(\rho_u \varphi - \frac{\Gamma\varphi}{\Delta\xi} \frac{\partial}{\partial \xi} \right) \right] = S\varphi \quad (6)$$

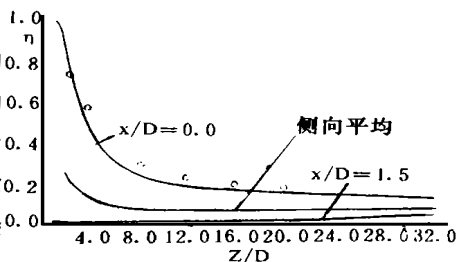


图 8 文献 [9] 计算结果与实验点的比较

其中, $\Delta\eta$ $\Delta\zeta$ 为变换坐标系下求解域的高度和宽度, φ 为需求解的流场参数, c 为壁面曲率, Γ_φ 为相对于 φ 的扩散系数, S_φ 为相应源项。计算结果表明, 在气膜孔下游边附近明显存在一低压区, 而沿流动方向有一递压梯度, 这也是三维气膜流场的特点。与压力梯度相对应, 在低压区, 由于主流的绕流而使当地 η 值呈局部低值。近年来, 我们已将此程序推广到任意吹风比条件下求解完全的 N - S 方程组, 并在美国匹兹堡计算中心的 Cray-II 巨型机上, 得到了计算结果^[11]。图 8 为其中的一个算例, 可以看到, 计算结果和实验吻合得很好。

五、气膜冷却可视化研究

为了对叶片表面气膜复盖情况进行直接观察, 我们分别用纹影仪、激光干涉法^[10]及水洞流场显示等方法对气膜稳定性、气膜侧向扩散及叶片前缘驻点附近冷却膜附着壁面的临界速比^[11], 进行了水洞观测。图 9 显示了叶片前驻点附近冷膜的流动状况及对壁面的复盖情况。在不同来流参数、不同喷射角和不同喷射位置条件下, 对所得的实验数据整理成下列公式:

当 $10^2 \leq Re_D < 4 \times 10^4$, $0 < \beta \leq \pi/2$, $K > 10^{-5}$ 时

$$m_{cr}(2\beta/\pi)^{-0.68}(3.55 + 2.3\lg K + 0.53\lg^2 K + 0.41\lg^3 K) \quad (7)$$

此处, m_{cr} 为临界速比, β 为喷射角, $K = (Y/U^2)(dU/dx)$ 。



图 9

参 考 文 献

- [1] Ko, Shao-Yen, Liu Deng-Ying, Yao Yong-Qing, Li J-Jing Tsou, Fu-Kang, "Film Cooling Effectiveness of Discrete Holes Measured By Mass Transfer and Laser Interferometer", 7th Int. Heat Transfer Conference, Munich, Federal R. Germany (Sept 6~10, 1982).
- [2] 徐靖中、姚永庆、贾建国、葛绍岩、邹福康, "弯曲表面单排孔 30 喷射气膜冷却流场近场特性的实验研究", 工程热物理学报, 第 5 卷, 第 2 期, (1984 年 5 月)。
- [3] 姚永庆、夏彬、葛绍岩、邹福康, "弯曲壁面上双排离散孔的流量不等时气膜冷却特性的试验研究", 中国工程热物理学会第 5 届年会论文, 苏州, 1985 年。
- [4] 葛绍岩、刘登云、徐靖中、李静, "气膜冷却", 科学出版社, 北京, 1985 年。
- [5] 刘登云、葛绍岩、贾建国、杨雅贤, "叶盆双排孔气膜冷却有效温比的实验研究", 中国工程热物理学会第 5 届年会论文, 苏州, 1985 年。
- [6] 贾建国、刘登云、葛绍岩、丘志江、张三多、沙炳华, "气膜孔型与叶型曲率对叶片气膜冷却有效温比的影响", 中国工程热物理学会传热分会年会论文, 扬州, 1986 年。
- [7] 邓素卿、陈焕倬、葛绍岩, "涡轮叶片外换热系数计算方法的改进", 中国工程热物理学会传热分会年会论文, 武汉, 1984 年。
- [8] 徐靖中、葛绍岩, "弯曲壁面离散孔气膜冷却数值计算", 工程热物理学报, 第 4 卷, 第 1 期, 1983 年。
- [9] 徐靖中、葛绍岩, "任意吹风比下单排和双排孔气膜冷却数值计算", 中国工程热物理学会第 6 届年会论文, 上海, 1988 年。
- [10] 姚永庆、夏彬、葛绍岩, "气膜冷却扰流区激光干涉显示实验报告", 工程热物理所研究报告, 1985 年。
- [11] 鄂学全、邓素卿、葛绍岩、李, "涡轮叶片冷却膜稳定性的实验研究", 第二届全国实验流体力学会议, 昆明, 1984 年。
- [12] 刘登云、葛绍岩、邹福康、陈明钧, "气膜冷却有效温比与换热系数的瞬态综合测量", 工程热物理学报, 第 7 卷, 第 2 期, 1986 年。

EXPERIMENTAL INVESTIGATION ON COMPOSITE AIR-COOLED BLADES OF HIGHLY-LOADED TRANSONIC TURBINE

Liu Cunlu, Luo Mingjun, Deng Huayu, Liu Yufang
(Gas Turbine Establishment)

ABSTRACT Four sets of composite air-cooled blades of highly-loaded and high temperature transonic turbine with various schemes of film-cooling holes have been designed and made, and have successfully passed 290 hour test run. Experimental results show that the cooling characteristics of the turbine vanes and blades are superior as their cooling mass flow ratios are 2-8% and 1-6% respectively. The wall temperature of turbine vanes and blades were corrected by measuring the heat losses of the test section. The results are converted to actual engine operation conditions, according to the similarity theory. It is obtained that the cooling effectiveness of the turbine vanes and blades is 335-420K respectively, and the wall temperature distributions are uniform. The effects of the parameters of the air-cooled turbine blades on the cooling effectiveness are also considered systematically, based on a large quantity of data obtained from the experiments of four kinds of composite air-cooled transonic turbine vanes and blades.

EXPERIMENTAL INVESTIGATION ON COMPOSITE COOLING OF A TURBINE BLADE

Zheng Jirui, Ji Honghu, Kong Zukai, Wang Baoguan
(Nanjing Aeronautical Institute)

ABSTRACT In view of the whole process of composite cooling on a turbine blade, this paper is composed of three parts. First the impingement-convection cooling on the internal surface of a blade leading edge is investigated, in result an empirical expression of internal-local heat transfer coefficients at the stagnation point is formulated and regularity of their variations along the leading edge region is found. Secondly, the variations of the film-cooling effectiveness along the external surface of the leading edge are investigated according to various blowing ratios when the film jets ejected from the film holes on the blade. Thirdly, as the film jets impose some disturbances on the main stream, heat transfer is enhanced, as a result a set of empirical expressions for the external-local heat transfer coefficients are formulated.

RESEARCH ON FILM-COOLING OF TURBINE BLADE

Ge Shaoyan, Liu Dengyun, Xu Jingzhong, Yao Yongqing, Deng Suqing, Jia Janguo
(Institute of Engineering Thermophysics)

ABSTRACT The effects of discrete film-cooling holes, wall curvature and the pressure gradient on the turbine blade film cooling are systematically studied by means of heat-mass analogy, numerical methods and flow visualization techniques. The flow and heat transfer performances of the cooling film over the flat plate, curved wall and blade surfaces are investigated. It is proven that the characteristics of discrete-hole film cooling are quite different from those of continuous-slot film cooling in the vicinity of the injection holes because the coolant jets from holes tend to separate from the cooled surfaces.

An optimal blowing ratio is expected for ideal distribution of film cooling effectiveness. Wall curvature exerted an additional force on the cooling film. When momentum blowing ratio $I (= \rho_2 U^2 / \rho_\infty U_\infty^2) > 1$, this force tends to separate the film from the convex surface and to keep it close up to the concave surface, but when $I < 1$, it acts contrary. For a given film cooling scheme, the effectiveness of turbine blade depends on the blowing ratio, wall curvature and the pressure gradient. Some of the correlation formulas, experimental data and computational results are presented to evaluate the film cooling effectivenesses and heat transfer coefficients at the leading edge, mid-chord and trailing edge of the turbine blade.