

涡轮叶片弦中区冲击冷却的模拟实验研究

南京航空学院 李立国 江 军 常海萍 张东来

【摘要】 本文模拟某涡轮叶片弦中区的几何参数,对有初始横流、气膜孔按规定压比排气、和受冲击面带有弦向肋片的冲击冷却进行了实验研究。获得具体的流动和换热规律。同时,对于受冲击面为弧形、带有肋片及气膜孔排气对冲冷却的影响,作了对比实验。并通过液晶显示表明了射孔排列方式、孔靶间距对阵列射流换热的影响。对冷气导流管轴向进气径向喷射造成的射流参数变化也作了实验测量。

一、前 言

随着高温涡轮叶片冷却要求的不断提高,叶片弦中区冲击冷却的结构形式越来越复杂;对阵列射流,除了本身的几何参数和上游射流对下游射流带来的横流影响之外,还有前缘冲击分流带来的初始横流;受冲面成弧形;受冲击面开设气膜出气孔和带有肋片等影响。Dyban, Florschuetz 等人^[1,2]对带有阵列横流和初始横流的平面冲击冷却所作的研究;Mcfarand 等人^[3]对粗糙(刻槽)表面冲击冷却进行的实验,为这些影响因素的研究打下了良好的基础。

本课题是针对某一导向叶片近似模拟其几何形状和无因次流动参数(包括上述因素)进行实验研究的。同时,也结合着进行了一些专项的实验。获得一些具体的流动与换热规律。

二、叶盆内腔冲击冷却的模拟实验

1. 试验模型与装置 根据文献[4]的分析,对于带有初始横流和气膜孔按一定压比排气的叶盆内腔冲击冷却,其传热模拟实验条件,应满足以下的关系式:

$$Nu = f(x_n/d, y_n/d, z/d, Re_j, Pr, m_c/m_j, P_f/p_j) \quad (1)$$

式中: $(x_n/d, y_n/d, z/d)$ 为射孔阵列的几何参数; m_c/m_j 为初始横流与射流流量之比; P_f/p_j 为各气膜孔排气压力与射流总压之比; Re_j, Pr 分别为流动和物性相似参数。

根据叶盆内壁的型面,实验模型可用图1所示的平面冲击冷却来近似。按照几何相似,射流孔板(厚2.4mm)上按顺排方式分布有 $d=2.4\text{mm}$ 的射流圆孔70个;弦向7排,每排10孔。射孔间距:弦向 $x_n=12\text{mm}$,展向 $y_n=16\text{mm}$ 。每排射孔对着一块紫铜块冲击换热。紫铜块上埋置有测量壁面平均温度 T_s 的热电偶,背后用康铜膜加热和泡桐木对外界隔热,并在相邻紫铜块间用石棉橡胶垫片绝缘,以便测量各排射流的局部换热特性。四排气膜孔各用30根内径为2mm的金属管模拟引出,并分别近似安排在相应的射孔位置之间,通过围罩着气膜孔出口的调压室节流调节室内的压力,以便保持要求的气膜孔出口压比数值: $p_5/p_j=0.98$, $p_6/p_j=0.988$, $p_7/p_j=0.986$, $p_8/p_j=0.977$ 。对叶片前缘冲击分流带来的具有一定温升的初始横流流量 m_c ,由另一条空气管道供给,通过沿程的三条康铜膜加热提高它的温度,并按要求

调节保持流量比 $m_c/m_i = 0.35$ 。此外, 在射流孔板的展中位置引出有 8 个静压测量管, 用以了解冲击腔内的压力分布和横流流向。

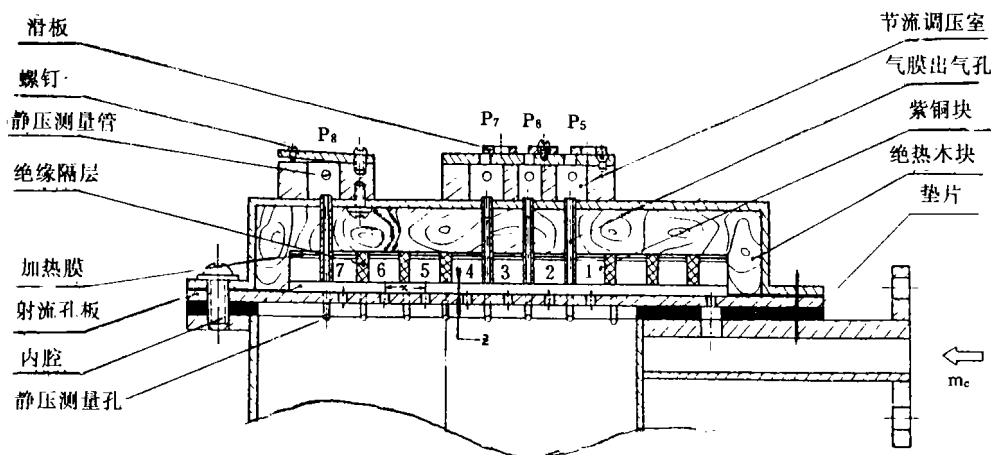


图1 叶盆模拟实验件

受冲击面有光面和肋面两种^[4], 但受冲击面和射流孔板之间横流的截面积保持一样, 以便两者进行对比。

2. 数据处理方法 在这实验模型之中, 任何一排射孔的冲击换热, 都要受到射流温度 T_j , 当地横流混合平均温度 $T_{m,n}$, 及排平均壁面温度 T_s 三个温度的影响, 是一个三温度的传热问题。其中, $(T_s - T_j)$ 是传热的主要温差, $(T_{m,n} - T_j)$ 是次要温差。因此, 对光滑受冲击面第 i 排射孔冲击冷却的传热方程应写成为^[4]:

$$q_i = h_i [(T_s - T_j) - \eta_i (T_{m,n} - T_j)] + \epsilon \quad (2)$$

式中: ϵ 为在 $T_j = T_s = T_{m,n}$ 时, 射流滞止恢复作用产生的热流; η_i 反映 $T_{m,n}$ 与 T_j 之差对冲击换热的影响程度。模拟实验中, q_i , T_j 和 T_s 可以直接测量, $T_{m,n}$ 是由当地上游考虑到气膜孔排气的质量与能量平衡算出 (或测出) 的横流平均温度^[4]。实验需要同时求出对流换热系数 h_i 及 η , ϵ 三个量, 它们可以在同一个稳定流态下, 以 $q_i = 0$, $q_i = q_{max}$, 和 $q_i = (1/2) q_{max}$ 三次测量数据, 代入 (2) 式所形成的三个三元一次方程联立求解确定。

然后, 改变流量, 重复上述实验, 获得不同射流雷诺数 $Re_j = 4m_j / (\pi d \mu N)$ 下各排射孔的冲击换热特性 (μ —粘性, N —射孔总数)。

对于带肋片的受冲击面, 各排射孔冲击冷却的传热方程可以写成为^[4]:

$$Q_i = h_i A_o \eta_i [(T_s - T_j) - \eta_i (T_{m,n} - T_j)] + \epsilon A_o \eta_i \quad (3)$$

式中: A_o 为包括肋片在内的排孔对应传热面积。 η_i 为肋

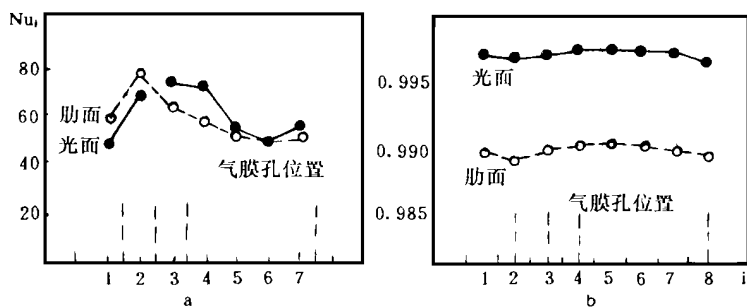


图2 肋面与光面的比较

面的面积效率,其中包含有涉及到 h_i 的肋片效率项,使得联立方程的求解,需用试凑的办法进行。

3. 实验结果 在保持 m_c/m_j 和 p_f/p_j ($f=5, 6, 7, 8$) 为规定值,射流雷诺数 $Re_j=6600$ (设计值) 条件下,实验获得光面及肋面冲击冷却时各排射孔的努谢尔特数 Nu_i 分布和腔内静压比 p/p_j 分布 (图 2)。从图可见: 第 3, 4 排射孔附近的 Nu_i 值肋面的没有光面的高,多次调整实验得到的结果都是这样。正如文献 [3] 实验获得的: 孔靶间距比 $z/d=2$ 时,冲击换热粗糙面强于光面,但 $z/d=1$ 时,却光面强于粗糙面的结果一样,其中的机理还有待于进一步研究。总之,肋化冲击面并不一定能提高换热强度。实验表明: 在不同 Re_j 下,整个受冲击面的 Nu 代数平均值,光面的比肋面的高出约 2~8%。但是,肋面的总面积与面积效率的乘积与光面面积之比却为 1.38 左右,相比之下,肋面带走的总热量仍要比光面的大约 30%。

从内腔压比沿弦向的变化可见: 第 5 排射流可能会向上、上游两个方向分流成不同向的横流; 肋面内腔的压比分布数值比光面的低约 5%; 且压比值都随 Re_j 的增加而下降。

对叶盆光面各排射孔实验获得的 Nu_i 与 Re_j 关系曲线如图 3 所示。在 $Re_j=(4\sim 9)\times 10^3$ 范围内数据处理的结果为:

$$Nu=C(i) Re_j^{0.8} \quad (i=1, 2, \cdots 7)$$

(4)

$C(i)$ 为由射孔排序决定的常数,对肋面和光面有不同的数值 (见下表)。它包括了规定射孔几何参数、横流流量比、气膜孔压比等数值,及空气性质 (P_r) 等的作用,故使结果比较简单。

排序 i	1	2	3	4	5	6	7
光面 $C(i) \times 10^4$	414	599	661	624	477	407	462
肋面 $C(i) \times 10^4$	486	644	525	479	433	414	427

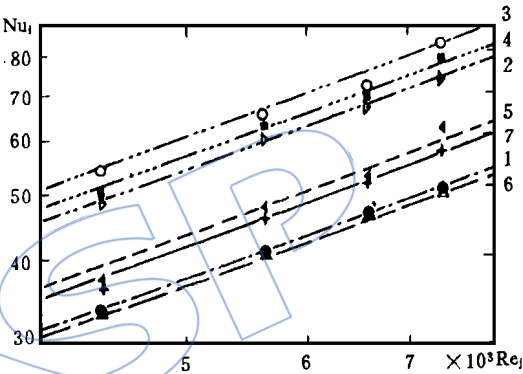


图 3 叶盆光面各排射孔的 Nu_i-Re_j 曲线

三、叶背及弧面冲击冷却的实验研究

1. 叶背的模拟实验结果 在半径为 65mm 的弧形板上,用同样的孔距与孔排方式分布 13 排 (实验只测了 12 排的数据) $d=2.4\text{mm}$ 的射孔,并在 10 与 11, 7 与 8, 和 3 与 4 排射孔之间的

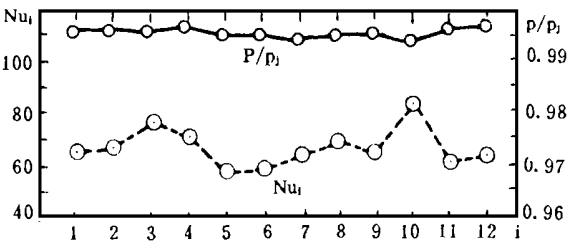


图 4 叶背的模拟实验结果 ($Re_j=7400$)

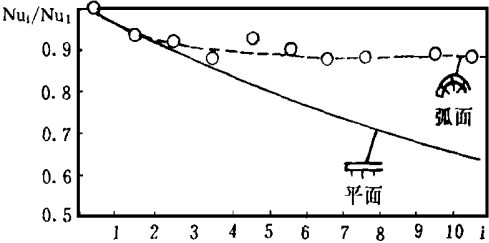


图 5 弧面与平面冲击换热的比较 ($Re_j=104$)

冲击面上安排 1, 2, 3 三排气膜出气孔, 分别保持压比 $p^1/p_i = 0.45$, $p^2/p_i = 0.757$, 和 $p^3/p_i = 0.886$ 排气, 模拟某叶背内腔的冲击冷却^[4]。用 (2) 式处理数据, 获得 $Re_i = 7400$ (设计值) 时的实验结果如图 4 所示。从图可见: 气膜孔附近静压较低, 局部对流换热系数较高。与叶盆的实验结果相似。

$Re_i = (7 \sim 10) \times 10^3$ 范围内, 实验获得的叶背各排射孔的 Nu_i 与 Re_i 准则关系式和前述 (4) 式形式一样。各排射孔的系数 $C(i)$ 如下表所示。

排序 i	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
$C(i) \times 10^4$	524	534	603	558	465	479	510	561	518	671	503	508

2. 弧面与平面冲击换热的比较^[5] 为了弄清叶盆 (平面) 与叶背 (弧面) 冲击换热的区别, 在半径 $R = 14\text{mm}$ 的冲击管上, 按间距 $x_n/d = 4$, $y_n/d = 7$, 以顺排方式分布 $d = 1.2\text{mm}$ 的射孔 120 个, 弦向 12 排, 每排 10 孔, 取孔靶间距比 $z/d = 3$, 实验测量了只有阵列横流时弧面各排射孔的冲击换热数据。把它与 Florschuetz^[1] 等人由平面冲击换热实验获得的准则公式曲线相比较 (图 5)。结果发现: 同一孔排方式和孔距 (x_n/d , y_n/d , z/d), 在同一个射流雷诺数 Re_j 下, 弧面的冲击换热比平面的在下游有明显的增强。预计这是由于下游累积横流作用的结果。弧形冲击面中, 横流通道弯曲, 对下游越来越大的横流, 会额外增加二次流的扰动作用, 从而强化弧面下游的换热。

四、有横流冲击冷却的液晶显示^[6]

为了显示冲击射流阵列的局部换热特性, 研究射孔排列方式、孔靶间距比 z/d 对冲击换热的影响, 利用胆甾型液晶温色效应所显示的黄色等温线位置和所包围的冷却面积的大小, 实验得出了如图 6、7 所示的曲线^[6]。

图 6 表示 $m_j = 0.00215\text{kg/s}$, $z/d = 1$ 时, 在不同电热功率下, 液晶显示的黄色等温线照片叠加起来获得的叉排孔的局部对流换热系数等值线谱图形。这种图形为深入研究冲击冷却的机理提供了条件。

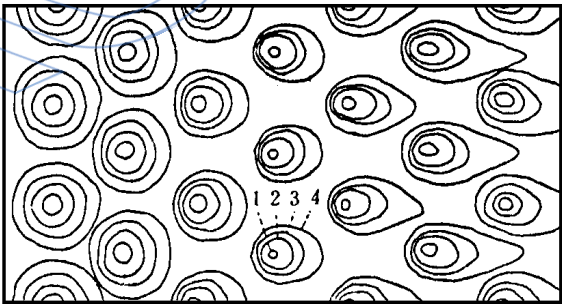


图 6 液晶显示的对流换热系数等值线谱

图 7 是在同一个 m_j 和液晶膜电热功率下, 改变孔排方式和 z/d 值时, 测量各个黄色等温线包围的冷却面积, 所获得的比较结果。曲线表明:

- 1. 在同一个射流流量下, 无论孔靶间距比 $z/d = 1, 2$ 或 3 , 顺排孔的冲击冷却均要比叉排孔的强。
- 2. 在同一个射流流量下, 无论顺排孔或叉排孔, $z/d = 2$ 的射流阵列冲击冷却比 $z/d = 1$ 和 3 的要好。
- 3. 冷却面积沿弦向的变化规律与 z/d 的数值有关: $z/d = 2$ 和 3 时, 面积沿弦向单调减小; $z/d = 1$ 时, 先沿弦向减小, 而后增大, 中间显示出一个临

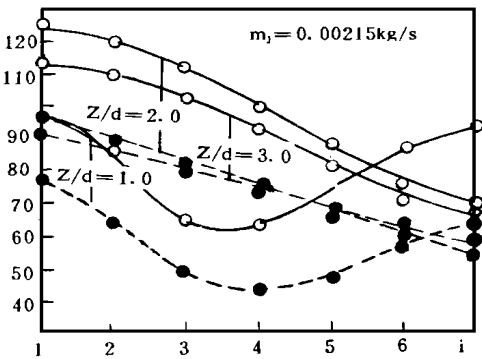


图 7 液晶显示排平均冷却面积的弧向分布

界的极小值。

五、轴向进气径向喷射对射流的影响

在实际涡轮叶片中，冷却气体常是在导流管内一面从径向孔喷出冲击冷却，一面继续轴向流动。造成轴（展）向分布各孔的进气条件有所不同。用内径为 22mm 的导流管，分布周向 6 排，轴向每排 10 个 1.5mm 射孔（孔管截面比为 0.34）进行实验。结果表明：在不同的导流管进气总压 p_o 下，相对这总压的轴向静压差 $\Delta p/p_o$ 是随轴向位置 y/y_n ，而变的（图 8）。当 $p_o = 1.55\text{bar}$ 时，轴向排列的孔从 1 到 10 进气压力下降约 1.5%。各射孔的流量也将发生相应的变化。

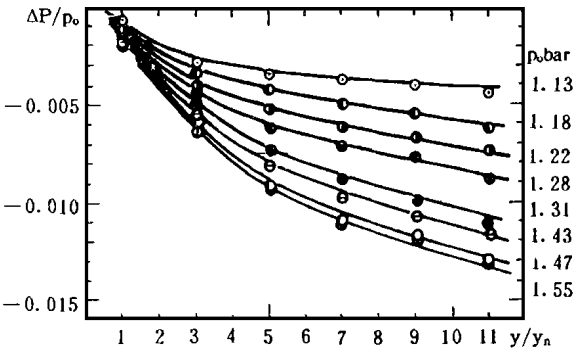


图 8 导流管内静压沿轴向的变化

同时轴流气体对每个射孔的流出情况产生影响。在轴（展）中位置，取一行射孔在其出口，进行迎着轴流方向和背着轴流方向静压测量（图 9）。结果表明：每孔的迎向静压 p_v 高于背向静压 p_w ，同一行射孔的迎背向压差几乎相等，但是都随着 Re_j 的增大，压差值加大。从而显示出轴流冷气对径向射流产生偏流的影响。

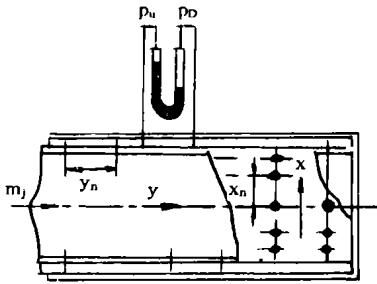
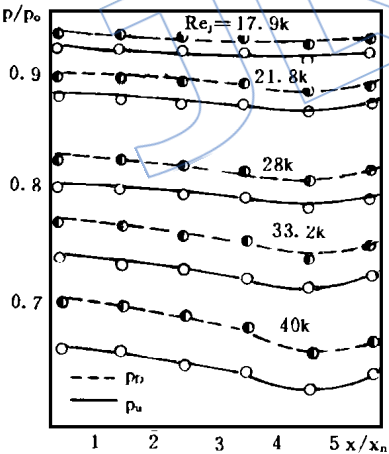


图 9 附孔边迎（背）轴流向压力的变化

六、简要的结论

1. 对某叶片弦中区有初始横流，有气膜孔排气和弦向肋片的靶面，进行冲击冷却模拟实验的结果，获得具体的换热准则关系式和腔内压力分布。给出的印象是：（1）肋面的冲击换

热不一定比光面的强, 但是因为有效换热面的扩大, 总的换热量仍比光面的大; (2) 气膜孔排气要影响到腔内的冲击换热, 不同程度地提高附近射孔的冲击冷却换热系数; (3) 冲击腔内的静压分布, 肋面的比光面的低约 5%, 而且随 Re_j 的增加静压分布下降。

2. 在有阵列横流的冲击冷却中, 弧形靶面, 因横流通道弯曲, 对下游累积的横流产生二次流的扰动作用, 使下游的冲击换热比平直靶面的增强。

3. 在有阵列横流的冲击冷却中, 顺排孔的换热比叉排孔的强; 孔靶间距比 $z/d=2$ 的比 $z/d=1$ 和 3 的好; 弦向换热规律和 z/d 有关。

4. 冷气导流管内, 轴流冷气不仅对轴向始末径向冲击射流的压力和流量有影响, 而且对射流方向的偏流也产生影响。且这影响随着 Re_i (或总压) 的加大而增强。

参 考 文 献

- [1] L. W. Florschuetz, C. R. Truman and D. E. Metzger, "Streamwise Flow and Heat Transfer Distributions for Jet Array Impingement with Crossflow", ASME Journal of Heat Transfer, Vol. 103, 1981.
- [2] Ye. P. Dyban and A. I. Mazur, "A Generalized Method for Calculating Local Coefficients of Heat Transfer on a Wall of a Flat Duct Impinged by an Array of Jets", Heat Transfer-Soviet Research, Vol. 19 No. 6, 1987.
- [3] E. McFarland and W. Tabakoff, Study of Impingement Heat Transfer with Rough Surfaces, ADA022617, 1975.
- [4] 江军, 南京航空学院硕士论文, 1988, 3。
- [5] 李立国, 常海萍, "弧腔内有横流的射流冲击流动与传热特性的试验研究", 中国工程热物理学会讨论会论文, 853036, 1985。
- [6] Li-Gwo Li, Dong-Lai Zhang and Jian-Long Lin: "The Application of the Liquid Crystal Technique to the Experimental Modelling of Impingement Cooling", Heat Transfer on the Second International Symposium, Preprints, Vol. 2, 1988.

EXPERIMENTAL SIMULATION OF IMPINGEMENT COOLING IN MIDCHORD REGION OF TURBINE BLADE

Li Liguo, Jiang Jun, Chang Haiping, Zhang Donglia
(*Nanjing Aeronautical Institute*)

ABSTRACT

The simulating experiments have been completed to research the characteristics of impingement cooling in midchord region of turbine blade in the condiltions of given geometric para-meter of jet array, initial crossflow and pressure ratios of film cooling exhaust. Comparative experiments have been made between curvilinear and flate plate impinged surfaces, and impinged surfaces with and without chordwise fin. Moreover, the thermal patterns from liquid crystal indication show that the jet hole arrangement and distance between cooled surface and jet plate affect the heat transfer distributions for jet array impingement. Finally, the effects of the cooling air axially injected into guide tube on radial jets flow have also been determined by measurements.

EXPERIMENTAL INVESTIGATION ON THERMAL-BARRIER PERFORMANCE OF CERAMIC COATINGS

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

ABSTRACT

Thermal-barrier performance of composite air-cooled vane with ceramic coatings in a highly-loaded transonic turbine has been experimentally investigated. Experimental results show that the average net thermal-barrier effectiveness on the middle section of the coated vane is 167K, but the net thermal-barrier effectivenesses at some points are measured as 145–206K. The effects of gas temperature on thermal-barrier performance of ceramic coatings are also investigated. It is found that the performance is even better at a higher temperature or higher heat flux condition.