

叶片前缘气膜冷却效率的实验研究

西北工业大学 朱惠人* 许都纯 郭 涛 刘松龄

【摘要】 采用放大的半圆柱状表面模拟涡轮叶片前缘的形状,对叶片前缘多排圆柱形孔的气膜冷却效率进行了实验研究。测出了孔排区及其下游的局部冷却效率。研究了主流雷诺数及平均吹风比对冷却效率及二次流(冷气)出流轨迹的影响。实验参数范围是:主流雷诺数 $Re = 42000 \sim 127000$, 平均吹风比 $M = 0.8 \sim 2.0$, 测量分 8 个工况进行。

主题词: 气膜冷却叶片 效率 实验

分类号: V 231.1

在现代高性能航空发动机中,为了提高燃气涡轮机的效率,就必须提高燃烧室出口燃气的温度,这往往会引涡轮叶片的高温腐蚀或损伤,因此必须采取冷却措施对涡轮叶片加以保护。特别是叶片的前缘附近区域,由于边界层很薄,换热很强,是涡轮叶片上需要加以保护的首选部位。目前对涡轮叶片实施防热保护的方法多为气膜冷却技术,因此了解当叶片前缘区域采用气膜冷却后该区域的换热特征及冷却效果如何,就显得特别地重要。最近几年有关这方面的研究逐渐增多了起来, Mehendale 等人^[1]对前缘附近区域有两排孔的气膜冷却情况下的传热及冷却效率进行了测量; Salcudean 等人^[2]对前缘附近区域有两排孔的气膜冷却情况下的冷却效率也进行了实验研究,但孔排的位置与文献[1]中的略有不同; Chen 等人^[3]采用传质技术模拟研究了前缘附近区域有单排孔的气膜冷却情况下的传热特征。本文的主要内容是对前缘附近区域有三排孔的气膜冷却情况下的冷却效率进行实验研究,获取了相应的实验数据,可作为涡轮叶片冷却设计参考之用。

1 实验装置

为了解涡轮叶片前缘带气膜冷却时的规律,本实验参考文献[1]的做法,采用形状如图 1 所示的试验件进行实验。试验件由两个半径为 $R = 60 \text{ mm}$ 的半圆柱面和长度为 500 mm 的两个平行平板组成,其高度为 270 mm ,用优质木材加工制造而成。在模拟叶片前缘的半圆柱面上对称地开有 6 排圆柱形喷孔,以前沿驻点线为基准,各排孔的位置分别在 $\pm 15^\circ$, $\pm$

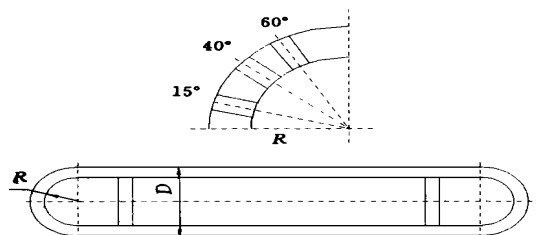


图 1 试验件示意图

40°, ±60° 处, 孔数分别为 6, 5, 6, 孔径 $d = 9 \text{ mm}$, 孔间距 $p = 4d$, 孔长与孔径比 $l/d = 4$, 孔轴线在高度方向上与表面的夹角为 30°, 与表面上气流的夹角为 90°。

试验件上孔排所在的半圆柱面的内腔即为二次流腔室, 为各排孔共用, 这与实际涡轮叶片上前缘区域的多排孔一般均由一个腔室供气的情况相仿。对二次流采用硅碳棒加热系统进行加热, 用浮子流量计测量其总流量。针对试件上多排孔共用一个腔室的特点, 引入平均吹风比对实验工况进行划分: $M = (\rho \cdot \bar{U})_2 / (\rho \cdot \bar{U})_\infty$, 其中 $\bar{U}_2$ 为二次流从多排孔出流时的平均速度。

实验中采用敷设加热带的方法测量排孔及排孔下游区域的冷却效率, 为此, 在试验件的表面上贴有厚度为 0.04 mm, 宽 230 mm 的不锈钢加热带, 考虑到对称性, 只在试件一侧的加热带背面的中部区域焊接了直径为 0.1 mm 的镍铬—镍硅热电偶 95 个, 用于测量试件表面的温度, 各热电偶测点的具体位置表示在图 2 中。实验时需测出试件表面的温度 $t_{i,j}$, 二次流温度 t_2 及主流温度 t_∞ , 按下式来计算冷却效率:

$$\eta_{i,j} = \frac{t_{av,i,j} - t_\infty}{t_2 - t_\infty} = \frac{t_{i,j} - t_\infty}{t_2 - t_\infty} + \frac{q'_{rad} - q'_{cond}}{H_{i,j}(t_2 - t_\infty)}$$

其中 $t_{av,i,j}$ 为绝热壁温, 是无法直接测量的。 q'_{rad} 为试

件表面向周围环境的辐射热量, q'_{cond} 为由腔室内壁导向试件表面的热量, 两者均可通过传热计算得到。 $H_{i,j}$ 为试验件表面的局部的换热系数, 其测量方法及结果可参文献 [4]。

试验件装在实验段尺寸为 $2.2 \text{ m} \times 0.5 \text{ m} \times 0.27 \text{ m}$ 的回流式风洞中进行实验, 实验段进口前收缩比为 7.69:1, 以保证气流质量, 主流速度可在 3~40 m/s 范围内进行无级调节, 主流温度 t_∞ 约为 10°C, 二次流加热后温度比 t_∞ 高出 20°C 左右, 二次流与主流的密度比在各工况中基本保持不变, 为 0.95。

2 实验结果

本实验主要测量了三排孔由同一腔室供气时孔排及其下游的冷却效率。实验的参数范围为主流雷诺数 $Re = \rho U_\infty 2R / \mu = 42000 \sim 127000$, 二次流平均吹风比 $M = 0.8 \sim 2.0$, 在上述范围选取了 8 个工况进行实验。每个工况对应的实验参数列于表 1 中。

表 1 实验的工况参数表

工况号	1	2	3	4	5	6	7	8
$Re/10000$	12.7	6.7	6.7	6.7	4.2	4.2	4.2	4.2
M	0.8	0.82	1.2	1.6	0.87	1.2	1.6	2.0

2.1 主流雷诺数不变情况下, 吹风比对冷却效率的影响

图 3 给出了主流雷诺数 $Re = 44480$ 时, 沿 z 向冷却效率的算术平均值随 x/d 的变化情况。以前沿驻点线为基准, 各排孔的位置分别在 $x/d = 1.74, 4.65$ 及 6.98 处。可以看出:

(1) 在孔排区域, 沿流动方向, 由于二次流的不断增加, 冷却效率增加很快, 并在第三排孔下游附近达到最大值。在孔排区域下游, 沿流动方向, 由于二次流与主流的不断掺混, 冷却效率 η 随 x/d 的增大而下降。这些定性结果与文献 [1] 中针对两排孔进行测量所得的结论

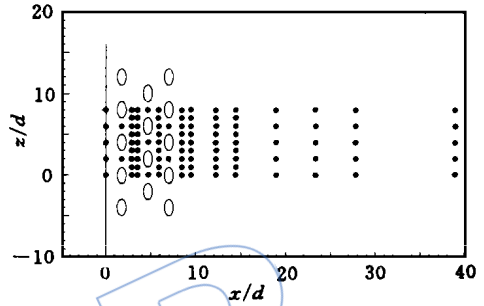


图 2 热电偶测点位置示意图

一致。从定量上看, 本实验采用三排孔, 在相同吹风比下二次流量较大, 孔排区域下游相同 x/d 处的冷却效率比采用二排孔时大一些。例如, 当吹风比分别为 0.87 及 1.2 时, 在 $x/d = 38.89$ 处, 本实验测得的冷却效率约为 0.3, 而对文献 [1] 中采用二排孔的情况, 冷却效率均在 0.2 以下。

(2) 在相同的 x/d 处, 无论在孔排区域或孔排区域下游, 吹风比对冷却效率均有较大地影响。在本实验的吹风比范围内, 随吹风比的增加, 冷却效率呈逐渐下降趋势。这主要是因为吹风比较高时, 二次流会直接喷射进入主流区, 不能很好地附着在壁面所致。

2.2 吹风比不变情况下, 主流雷诺数对冷却效率的影响

图 4 (a) 及 (b) 分别给出了吹风比 $M = 0.8$ 及 1.6 时, 不同主流雷诺数条件下冷却效率分布。从图 4 中可看出, 在吹风比大于 1 时, 主流雷诺数对冷却效率仅有很小影响, 随主流

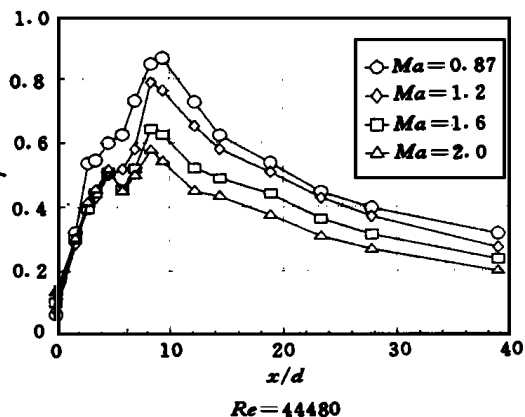


图 3 主流雷诺数不变情况下, 吹风比对冷却效率的影响

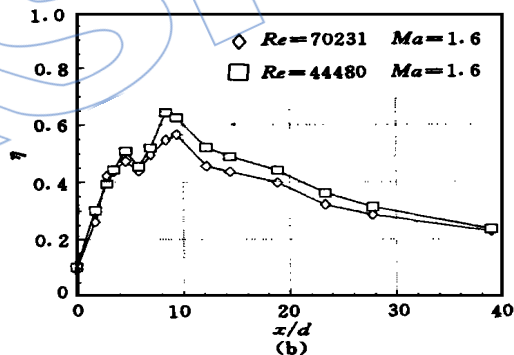
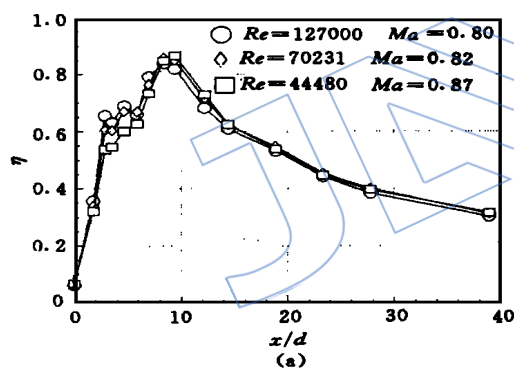


图 4 吹风比不变情况下, 主流雷诺数对冷却效率的影响

雷诺数的增加, 冷却效率略有下降。但在吹风比小于 1 时, 主流雷诺数对冷却效率几乎没有影响。根据吹风比的定义, 当吹风比不变时, 主流速度与二次流速度是同步增加地。主流速度的增加会促使二次流向壁面附着, 但二次流速度的增加, 会使其直接进入主流而不向壁面附着。上述实验说明, 当吹风比不变时, 这两种影响因素的作用幅度是等同地, 但效果相反, 正好互相抵消。

2.3 主流雷诺数及吹风比对冷却的孔排效应的影响

(1) 图 5 (a) 及 (b) 分别给出了 $Re = 70231$ 时, $M = 0.82$ 及 1.6 两种工况下冷却效率的等值线分布图。可以看出: 在喷孔的右上角, 冷却效率有一个极大值区, 该区的位置随吹风比的增加呈逐渐上移趋势, 这种现象在第三排孔附近的下游最为明显。例如, 在 $M = 0.82$ 及 1.6 两种情况下图形中第三排中间孔右上角的极大值区的中心大约分别在 $z/d = 5.5$ 及 7.5 处。原因主要是吹风比较大时, 二次流动量也较大, 沿喷孔出流后, 向上喷射的距离也较远。

(2) 图 5 (c) 给出了 $M = 0.8$ 左右时, $Re = 127000$ 的工况下冷却效率的等值线分布。与图 5 (a) 比较可看出: 冷却效率在喷孔右上角的极大值区的位置基本与主流雷诺数无关, 极值区的中心位置基本都在 $z/d = 5.5$ 处。

在实际的工程设计中, 为了提高冷气的使用效率, 应避免前排孔出流冷气的轨迹与后排孔出流冷气的轨迹相重合。上述冷却效率的极值区的位置, 反映的就是出流冷气的轨迹, 根据以上的实验结果, 出流冷气的轨迹主要受吹风比的影响较大, 受主流雷诺数的影响很小。吹风比越大, 出流冷气的轨迹在主流的作用下向下游的偏斜越小。从图 5 中的两种吹风比图形看, 前后排孔出流冷气的轨迹均有不同程度的重合, 说明在吹风比大于 0.8 时, 采用叉排孔布置的形式不一定合理。

(3) 在孔排区域下游, 当 $x/d > 12$, 冷却效率在 z/d 方向的分布基本趋于均匀, 说明在离开第三排孔 5 个 d 后, 喷孔位置对冷却效率的影响基本上消失了, 此时出流冷气与主流已实现了充分地掺混。

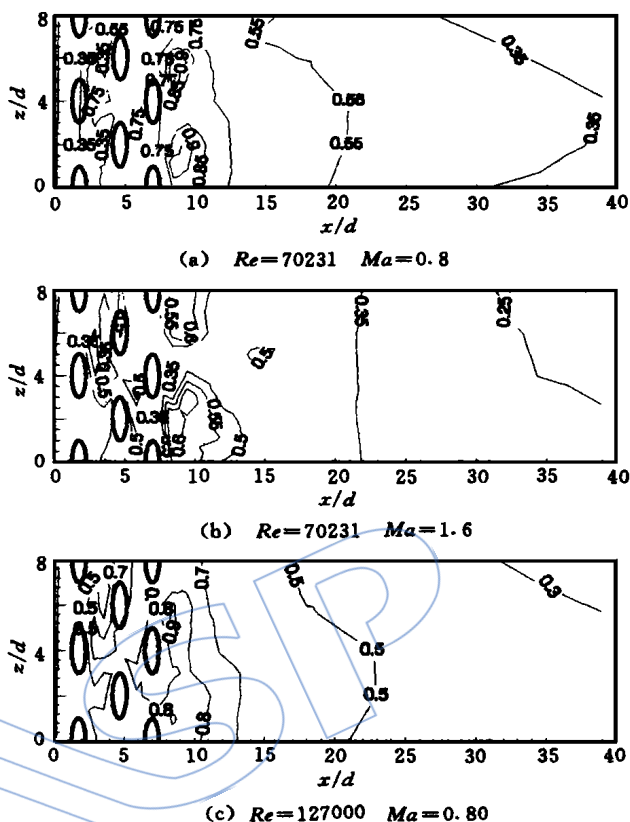


图 5 冷却效率的等值线分布图

3 结 论

(1) 在孔排区域及孔排区域下游, 吹风比对冷却效率均有较大地影响, 且随吹风比的增加, 冷却效率呈逐渐下降趋势, 主流雷诺数对冷却效率几乎没有影响。

(2) 出流冷气的轨迹主要受吹风比的影响较大, 受主流雷诺数的影响很小。在本实验条件下, 采用叉排孔布置的形式有可能造成前后排孔出流冷气轨迹的重合, 降低冷气的使用效率。

(3) 在离开第三排孔 5 个 d 后, 喷孔位置对冷却效率的影响基本上消失了。

参 考 文 献

- 1 Mehendale A B, Han J C. Influence of High Mainstream Turbulence on Leading Edge Film Cooling Heat Transfer. A S M E 90- GT- 9
- 2 Saludean M, Gartshore I, Zhang K, Mclean I. An Experimental Study of Film Cooling Effectiveness Near the Leading Edge of a Turbine Blade. Journal of Turbomachinery. 1994, 116: 71- 79
- 3 Chen P H, Miao Z M, Chen J W. Convective Transport Phenomena for Stagnation Film Cooling. HTD- Vol 300, Heat Transfer in Gas Turbines A S M E 1994
- 4 朱惠人等. 叶片前缘气膜冷却换热的实验研究. 推进技术, 将发表

(责任编辑 杨再荣)

scheme consists of conventional model reference adaptive control and sliding mode control. The adaptive control based on plant's normalized model can match reference model exactly at the design point. The sliding mode control copes with bounded parameter variations and unmodeled dynamics. Signal synthesis is used as adaptive law instead of the conventional integral law. Through introducing linear zone to sliding mode, the chattering phenomenon is eliminated to a great extent. In comparison with conventional adaptive control, the scheme needs only the plant's input-output measurements, and has superiority in fine convergence, strong robustness to parameter variation and unmodeled dynamics. The simulation results indicate that this scheme is applicable to aero-engine control.

Key Words Aeroengine Adaptive control Robustness

TECHNICAL NOTES

DESIGN OF AERO-ENGINE CONTROLLER WITH QUADRATIC STABILITY AND DISTURBANCE-RESTRAINING PERFORMANCE

Tao Tao and Yan Wenbo

(7th Dept. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072)

ABSTRACT A methodology is presented to design aeroengine output dynamic feedback controller. When the state and output matrices of a control system are perturbed, the controller designed in this way can lead the system to be quadratic stable. When disturbances are equal to zero, the system will be of quadratic disturbance-restraining performance when the perturbation of the matrices does not exist. The problem is simplified into a standard output dynamic feedback control problem on the basis of two theorems about quadratic stability and disturbance-restraining performance. From the two theorems, an augmented plant is derived. With the augmented plant, the controller is designed by using control theory. For an example, the flight envelope of the engine is divided into 12 subregions, and in each subregion the simulation under different flying conditions is given. It is shown that the dynamic performance of the control system meets the design target and the robustness of stability is good.

Key Words Aeroengine Controller Robustness

AN EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF FILM COOLING EFFECTIVENESS ON LEADING EDGE OF TURBINE BLADE

Zhu Huiren, Xu Duchun, Guo Tao, Liu Songlin

(7th Dept. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072)

ABSTRACT Film cooling effectiveness of hole-rows on leading edge of turbine blade has been studied experimentally. The model is a blunt body with a half-cylinder leading edge and two flat side-walls. Six rows of round holes were ungradationally located at

and from stagnation on the half- cylinder leading edge. The holes in each row were spaced three hole- diameters apart at angles to the surface spanw ise and streamw ise respectively. The length of hole is of four hole- diameters. Spanw ise and streamw ise distributions of film cooling effectiveness in the leading edge and on the flat side- wall were measured in the range of mainstream Reynolds number (based on leading edge diameter) from 42000 to 127000 and blow ing ratio (average secondary to mainstream mass flux ratio) from 0.8 to 2.0. The results indicate that the film cooling effectiveness decreases with increasing blow ing ratio but does not depend too much on the mainstream Reynolds number. The secondary flow locus is dependent on blow ing ratio but also does not depend on mainstream Reynolds number too much.

Key Words Airfilm cooling blades Efficiency Experiments

HIGH- ORDER INTERPOLATION SCHEME OF CVFEM

Wang Xue and Yan Chuanjun

(7th Dept. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072)

ABSTRACT Even though all upw ind schemes of Control- Volume Finite- Element Method (CV FEM) enhance the accuracy for simulation of advection- dominated fluid flows, but lead to severe false diffusion for flows oblique or skew to the axis direction. A high- order polynomial interpolation scheme is proposed, based on the locally skewed upw ind scheme and an upw ind neighbor element of the interpolated element. The numerical tests of lid- driven cavity flow in three different geometric fields for $Re = 1000$, and with 41×41 uniform grids, proved that the proposed high- order scheme can almost achieve the benchmark solutions that previous researchers obtained with much more refined grids.

Key Words Finite elements Interpolation method flow

AEROELASTIC OPTM IZATION OF A HELICOPTER ROTOR WITH SINGLE- CELL COMPOSITE BLADES FOR VIBRATION REDUCTION

Xiang Jinwu and Zhang Xiaogu

(5th Dept. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

ABSTRACT An unsteady aerodynamic environment and highly flexible rotating blades lead to harmonic loadings on the rotor so as to cause high vibration in the helicopter. An optimization is carried out for a four- bladed, soft in- plane hingeless rotor consisting of a single- cell composite box- beam spar for helicopter vibration reduction. The design variables are the ply angles of the box- beam walls; the objective function is of the vibration hub loads. Constraints are imposed on blade rotating frequencies and aeroelastic stability. As compared to the initial design, the optimum solution results in a 20- 70% reduction of the 4/rev hub loads.

Key Words Rotor blades Aeroelasticity optimization Vibration reduction