

多斜孔壁气膜冷却绝热温比 传热传质类比实验研究

北京航空航天大学 方 韧* 李 彬 林宇震 刘高恩

【摘要】 采用传热传质类比的方法,对多斜孔壁气膜冷却的绝热温比进行了实验研究。多斜孔为规则的叉排形式,小孔与平板表面在主流方向上夹角 α 均为 30° 。在吹风比为 $1.0 \sim 4.0$ 的范围内,研究了具有不同展向间距比 p/d ,流向排距比 s/d 的实验板绝热温比分布;对实验数据进行分析比较,得出了孔距与排距的最佳比值,以及吹风比对绝热温比的影响。

主题词: 冷却 绝热壁温 传热传质学 实验

分类号: V231.1

1 引 言

多斜孔壁气膜冷却方式参见图 1,它是在冷却壁上钻出大量密集的倾斜小孔(小孔的直径比壁厚小,以形成一定的内冷面积,此时孔长径比 $l/d = 3 \sim 8$),冷却气流过小孔时,以强制对流换热的方式主动冷却壁;然后喷射进入主流,在壁燃气侧形成气膜,将壁面与燃气隔离,以充分发挥冷却气流的冷却能力。

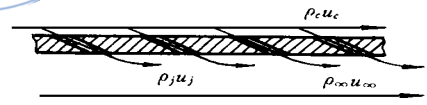


图 1 多斜孔壁气膜冷却方式

多斜孔壁冷却方式的绝热温比是一个非常重要而且基本的参数,它表示了燃气侧某一位置上的气膜冷却能力,其定义式是 $\eta = (T_\infty - T_{aw}) / (T_\infty - T_j)$ 。式中, T_{aw} 绝热壁温,表示在绝热时被冷却壁面附近的气体温度,完全由燃气与小孔冷却气的混合情况来决定。对多斜孔壁气膜冷却的研究,已有公开发表文献大多是针对涡轮叶片的冷却,或属于气膜冷却的基础实验探讨。文献[1~4]所研究的多斜孔阵均为叉排形式,无量纲孔间距 $p/d = 3 \sim 14$,无量纲排距 $s/d = 5 \sim 10$ 。实验的吹风比 M 较小,在 $0.1 \sim 1.5$ 左右。本文作者根据一些现代发动机主燃烧室的几何及性能参数估算了多斜孔壁冷却方式下吹风比及孔阵排布的大致数值。其中吹风比 $M = 2.0 \sim 6.0$ (吹风比的定义为: $M = \rho_j u_j / \rho_\infty u_\infty$),单位冷却表面小孔开孔面积率 $A_p = 0.022 \sim 0.041$ ($A_p = \pi d^2 / 4p s$)。对这个范围的研究不多。为给发动机主燃烧室多斜孔壁冷却方式设计提供设计参数,对密集离散孔阵内的绝热温比分布应予以专门研究。这时 η 的分布,由于各排小孔射流的相互影响和叠加呈现出一些整体特性。经过分析和讨论,设计了多个不同几何参数的实验板,

1997 年 4 月收稿,1997 年 6 月收到修改稿。

* * 男 37 岁 博士 教授 北京航空航天大学 404 教研室 100083

排列方式都为叉排,具体数值见表 1。

表 1 多斜孔实验板几何参数

板号	p/d	s/d	$d(\text{mm})$	α	A_p	l/d
1	5.125	5.125	1.6	30°	0.030	6.3
2	4.100	4.100	2.0	30°	0.047	5.0
3	6.000	3.000	1.5	30°	0.044	6.7
4	3.000	9.000	2.0	30°	0.029	5.0
5	3.000	6.000	2.0	30°	0.044	5.0

2 实验方法及实验系统

本实验采用 CO_2 传质传热类比方法,即在小孔射流(冷却流)中加入异性气体 CO_2 ,通过测量异性气体在非渗透壁面上的浓度分布来换算绝热温比 η 。其理论基础是:当流动及边值条件相似时,传热过程的能量方程和传质过程的质量扩散方程的解具有相同的形式^[5]。文献[6]认为:当采用传质方法时, Sc 数从 0.226~1.54,对测出的 η 值几乎没有影响。本文试验范围内 Sc 数约为 0.98;另外试验时 $|t_\infty - t_2| \leq 3^\circ\text{C}$,热扩散影响可忽略,因此可用传质方法获得绝热温比值。在传质实验时,非渗透壁相应于绝热壁,因而当壁表面的 CO_2 浓度 c_m 测出,并已知冷却气、主流的 CO_2 浓度时,根据上述原理,即可得到绝热温比值 β 通常主流里不掺入 CO_2 ,则 $\eta = c_m/c_j$ (c_j 是冷却气射流的 CO_2 浓度)。 CO_2 传质传热类比实验台包括五个部分:第一部分是主气流供给部分,包括风机、流量调节阀、稳流箱及试验段;第二部分是冷却气供给部分,包括空压机、 CO_2 气瓶、临界小孔及浮子流量计。 CO_2 浓度比例,由 CO_2 气瓶上的减压阀和临界小孔控制;第三部分是移位采样部分,包括多自由度移位机构和采样探针。采样气体由真空泵抽出,经干燥后送入分析仪。探针抽气速度与当地气流流速相当,对上游流动的影响很小;第四部分是 CO_2 样气分析部分。样气分析由 QGS-08 型红外气体分析仪分析;分析仪测量范围为 0~5% (CO_2),精度 0.5%;第五部分是多斜孔实验板。详细的实验系统及操作过程见文献[7]。实验中:冷却气射流出口浓度 $c_j = 3.5 \sim 4.5\%$;射流与主流气体密度比 $\rho_j/\rho_\infty \approx 1.02$;主流速度 $u_\infty = 20 \sim 25 \text{ m/s}$ 。

3 实验结果与分析

为了使测点富有代表性,实验中基本上是在上游(前几排孔)测量一些点,再在下游(后几排孔)测量一些点。测量点分布在两列孔的中心线及在这两列孔的中间。由于对称性,这些点可代表整个实验板展向的情况。吹风比 $M = 1.0 \sim 4.0$,这样接近实际燃烧室工况下的多斜孔壁气膜冷却情况,可为工程设计及数值计算提供数据。

为了分析多孔射流叠加的效果,测量了单孔及单排孔下游绝热温比 η 的分布。图 2 为单孔射流下游 η 的分布,其中吹风比 $M = 4.0$,孔径 $d = 1.5 \text{ mm}$ 。结果发现: η 在孔的正下游迅速下降,而在孔两侧 η 几乎为零。这表明单孔射流在吹风比 $M = 1 \sim 4$ 的范围内,由于小孔射流速度较大,射流对主流的穿透强烈,脱离壁面;而主流也绕过射流到达壁面,所以单孔射流几乎不能形成对壁面的保护性气膜。

图 3 为单排孔射流下游的绝热温比 η 分布。当 $x/d < 10$ 时,排中各孔射流仍呈现出单孔特

征,相互之间影响很小, $x/d \geq 10$ 后,由于各孔射流扩展、混合、叠加,减小了主流的绕流,绝热温比反而上升,呈现出与二维缝槽气膜相似的情况。而且 η 值在 $x/d = 20 \sim 45$ 的范围展向均匀并且几乎保持不变,这表明当多斜孔阵无量纲排距为 $s/d = 3 \sim 6$ 时上游排孔会影响到下游8~10排孔后 η 的分布。为了便于进一步讨论多斜孔阵绝热温比分布的变化规律,采用展向平均绝热温比 $\bar{\eta} = \left(\sum_{i=1}^n \eta_{(x/d)i} \right) / n$ 。其含义是在相同 x/d 的一排测量点上各 η 值的算术平均值,该值反应出 x/d 位置上气膜冷却的面积平均效果, η 越大说明该 x/d 处气膜冷却能力越强。

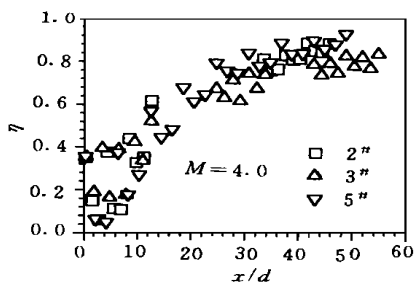
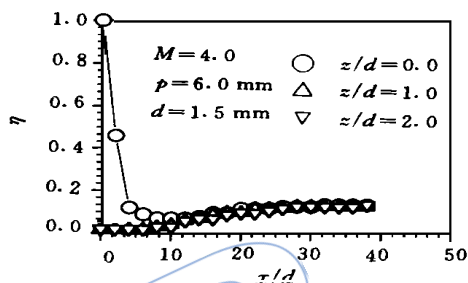
图2 单孔射流下游 η 的分布图3 单排孔射流下游的 η 的分布

图4为5个不同吹风比下, $1^\#$ 板展向平均绝热温比 $\bar{\eta}$ 的比较。由图可看出不同吹风比下 $\bar{\eta}$ 的分布是相似的,呈现为锯齿状分布,锯峰为排孔出口位置,锯谷为两排孔之间偏下游的位置。孔阵上游锯峰与锯谷的值差别较大,而到下游就比较平缓,充分体现了多排孔叠加的整体特性。在多斜孔阵上游,当吹风比 $M = 1$ 时, η 值略大,在下游当 $M = 4$ 时, η 较大。但从总体上看特别是孔阵下游,各吹风比下 η 值的差别不大,并且大致在9~10排孔处, η 值接近于饱和状态,这与前面单排孔的实验结果,即单排孔会影响到下游8~10排孔 η 分布是相吻合的。

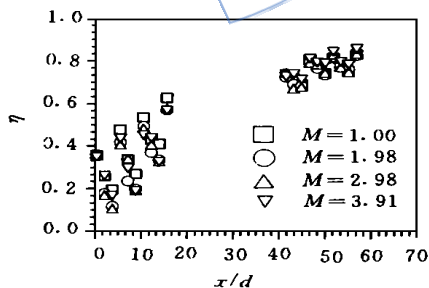
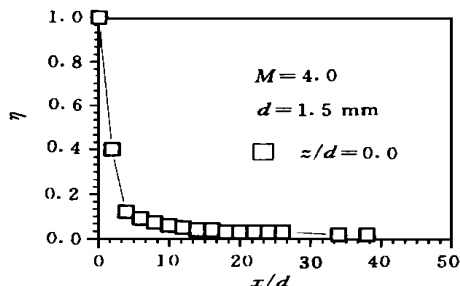
图4 不同吹风比 η 值的比较图5 $2^\#$, $3^\#$, $5^\#$ 板 η 值的比较

图5为 $2^\#$, $3^\#$, $5^\#$ 实验板在吹风比为4时的 η 比较。这3个实验板的几何参数 A_P 分别为0.047, 0.044和0.044,大致相等;这样在相同吹风比下,当主流流速不变时,实验的冷却气流量基本相同。其中 $2^\#$ 板展向孔距与流向排距之比 $p/s = 1.0$,称为正菱形板, $3^\#$ 板 $p/s = 2.0$,称为扁菱形板, $5^\#$ 板 $p/s = 0.5$,称为长菱形板,从图5可看出: $5^\#$ 板 η 值在上游偏低,而在下游最高,并且有上升的趋势; $2^\#$ 板 η 值在上下游均属中等水平, $3^\#$ 板在孔阵下游 η 值最低,且已

达到饱和状态。这表明在相同的冷却气流量下,长菱形的孔阵排列形式能获得最佳的气膜覆盖效果。

图 6 为 1[#] 板与 4[#] 板 η 值在吹风比 $M = 4$ 时的比较。这两块实验板的几何参数 A_p 分别为 0.03 和 0.029。1[#] 板 $p/s = 1.0$, 为正菱形板; 4[#] 板 $p/s = 0.33$, 称为超长菱形板。从图中看到孔阵上游 4[#] 板 η 值偏低, 而在下游两个实验板的 η 值大致相当。当 p/d 越小时, 排孔下游的 η 分布越接近于连续缝槽的绝热温比分布, 所以这个值原则上是越小越好, 但要受到结构和强度的限制。当 s/d 较小时, 孔与孔射流沿流向的合并和相互作用较激烈, 对主流的扰动也大, 不利于冷却气膜的发展; 而当 s/d 较大时, 由于叠加排数少且排孔后 η 值下降较快, 数值不大, 所以不能体现多斜孔阵多排叠加的优点。

从以上分析可看到这样的趋势, 即展向孔间距与流向孔间距之比 p/s 的值应有一最佳值, 这个值大致在 0.3 到 0.5 之间。

4 小 结

航空发动机主燃烧室火焰筒采用多斜孔壁冷却方式时, 应充分发挥冷却小孔内强制对流换热和气膜冷却两方面的作用。(1) 对高温升、高压燃烧室来讲, 多斜孔壁单位冷却表面小孔开口面积率 A_p 大致在 0.022~0.041 之间。 A_p 一定时, 小孔孔径减小, 小孔侧壁总面积增大, 小孔内换热效果增强。但小孔孔径要考虑加工难度、成本和火焰筒积炭阻塞等问题, 所以较适当的小孔孔径为 $\Phi 0.5 \text{ mm} \sim \Phi 1.0 \text{ mm}$ 。(2) 叉排形式的孔阵结构能达到较好的气膜冷却效果。本文从孔阵的 η 值进行分析, 得出孔距与排距之比有一优化值, 大约 0.3~0.5。叉排孔阵的 η 值要在 8~10 排孔后才接近饱和状态。(3) 燃烧室火焰筒多斜孔壁冷却方式的吹风比 M 大约 2.0~6.0, 这个范围内, 对一个均匀孔阵排布的多斜孔壁而言, 吹风比对气膜冷却效果的影响不明显。

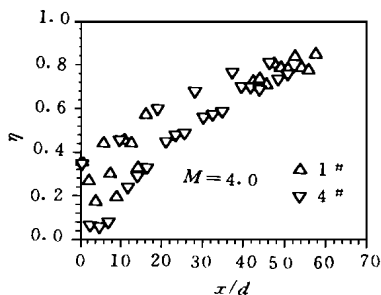


图 6 1[#], 4[#] 板 η 值的比较

参 考 文 献

- 1 Mayle R E, Camarata F J. M. Multihole Cooling Film Effectiveness and Heat Transfer. ASME Journal of Heat Transfer, 1975, 197
- 2 Sasaki M, et al. Film Cooling Effectiveness for Injection from Multirow Holes. ASME Paper 78- GT- 32, 1975
- 3 Crawford M E, et al. Full- Coverage Film Colling Part 1: Comparison of Heat Transfer Data for Three Injection Angles. ASME 80- GT- 43, 1980
- 4 Kumada M, et al. Studies of Full- Coverage Film Cooling Part 2: Measurement of Local Heat Transfer Coefficient. ASME Paper 81- GT- 38, 1981
- 5 李立国. 传质传热的类比及其在薄膜冷却研究中的应用. 中国工程热物理学会 1981 年学术报告会, 编号: 81- 3114 (1981)
- 6 葛绍岩等. 气膜冷却. 北京: 科学出版社, 1985
- 7 宋波. 燃烧室多斜孔壁冷却方式研究: [硕士学位论文]. 北京航空航天大学, 1995

factors of discharge coefficients are considered. The results show that the momentum ratio I_1 and Reynolds numbers of little holes have important effect on discharge coefficients but momentum ratio I_2 has no influence. Parameters of the geometrical configuration P/D , S/D , α , β and L/D have great influence, but the rows of holes has little effect on discharge coefficients.

Key Words Combustion chambers Cooling Flow coefficients

AN EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF ADIABATIC EFFECTIVENESS OF INCLINED MULTIHOLE WALL FULL- COVERAGE FILM COOLING WITH HEAT- MASS TRANSFER ANALOGY METHOD

Fang Ren, Li Bin, Lin Yuzheng, Liu Gaoen

(4th Dept. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

ABSTRACT

Using the method of heat- mass transfer analogy, experimental research was carried on to investigate adiabatic film effectiveness of inclined multi- hole full-coverage film cooling. The hole configurations were regular patterns of staggered discrete circular holes, and holes inclined at an angle of 30 deg to the surface of experimental plate. Spanwise hole- to- hole spacing range is from 6.0 mm to 9.0 mm, streamwise row- to- row spacing from 4.5 mm to 18 mm, and hole diameter from 1.0 to 2.0 mm. Within the range of blowing ratio from 1.0 to 4.0, the experimental results of the adiabatic film effectiveness distribution for five plates were compared and analyzed. Finally, the optimum number of hole spacing and row spacing as well as the influences of blowing ratio on the adiabatic film effectiveness were obtained.

Key Words Airfilm cooling blades Adiabatic wall temperature
Heat and mass transfer theory Experiment

INVESTIGATION OF SINGLE FILM COOLING HOLE WITH COMPOUND- ANGLE ORIENTATION

Xu Hongzhou and Wang Sanglin

(College of Energy and Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049)

Liu Songling and Cheng Fuqun

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

ABSTRACT

The effects of blowing ratio at $M = 1.0$ and 2.0 on downstream flow field single film cooling hole with compound- angle orientations have been investigated experimentally. It is found that a pair of counterrotating vortices, one of which is strong and another is weak, were observed in the downstream region of jet exit. The hole with a fan-shaped angle of 0° or 15° was oriented so that its angles with respect to the test surface are 60° in a stream/normal plane projection, and 30° or 45° in a spanwise/normal plane projection. Contours of longitudinal velocity show asymmetric kidney shape. The fan- shaped hole effectively decreases the strength of longitudinal vortex and increases the spreading of jet so