

全离散孔气膜冷却实验研究

航空燃气轮机研究所
南京航空航天大学

吴伟民*
张青藩 李亚峰

【摘要】 模拟加力燃烧室工况,采用两种不同开孔率的离散孔板,研究了在不同温度、压差等情况下的冷却效率和换热系数,得到了一些有价值的冷却换热规律及相应的实验公式。

主题词: 气膜冷却 冷却效率 实验 燃烧室

分类号: V235.113

1 试验设备及方法

Andrews 等人针对主燃烧室的工作条件,对全离散孔气膜冷却问题进行了研究^[1~3],得到了这类冷却方式的冷却效率及对流换热系数,并提出了离散孔射流流动物理模型。但在加力燃烧室中,工作温度高,二股冷流与主燃流间的静压差小,使壁面的冷却面临更大的困难。由于设备条件所限,采用低温等密度比原则进行试验,其密度比约为 2.8。本文针对某加力燃烧室所采用的“全离散孔”隔热屏开孔尺寸,通过试验研究有关参数对其冷却效果的影响,提出了计算对流换热系数的半经验公式,为工程应用提供依据。

试验设备主要包括两部份:主流管道和二股冷流管道系统。主流管道上有两套加热器,以提供试验所需进口燃气温度,其进口管段上装有一套流量喷嘴。二股冷流管道上设有一套电加热器,其进、出口管段上各装有一套流量喷嘴,由两者之差可以确定通过离散孔板进入主流的冷却气量。通过阀门可调节试验工况,所有的压力、温度参数可通过微机自动采集。

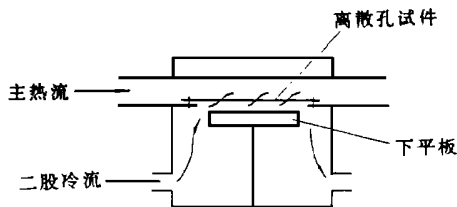


图 1 试验段结构简图

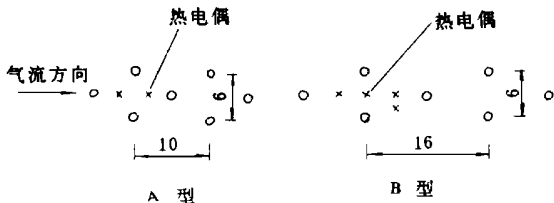


图 2 试验件的离散孔分布

试验段如图 1 所示。上通道接主流管道,下通道接二股冷流管道。主流及二股流进口处装有总温、总压测量座,主流通道侧壁设有静压测量座,二股流通道内离散孔板的下方设有静压测孔。离散孔板分 A、B 两种(见图 2, A 型开孔率 2.6%, B 型开孔率 1.6%),板厚 1.5mm,长 $\times$ 宽为 185mm $\times$ 125mm,中部开有直径为 1mm 的冷却孔,孔板表面埋有镍铬—镍硅铠装电

偶,用以测量离散孔板的壁温 T_w ,图中给出了热电偶安装位置。试验状态见表 1。

表 1 试验状态(冷流温度 300K,冷流速度 50m/s)

主流流量(kg/s)	0.3				0.4				0.5			
静压差 (Pa)	0	980.665	2451.6625		0	980.665	2451.6625		0	980.665	2451.6625	
		3922.66	5393.6575			3922.66	5393.6575			3922.66	5393.6575	
主流温度(K)	600				750				900			

二股冷流的温度、速度基本保持不变。在给定的主热流流量及温度下,通过微机的自动控制,达到表 1 中二股冷流与主热流之间的静压差要求,然后测取所需各参数。

2 试验结果与分析

2.1 全离散孔的气膜冷却效率

气膜冷却效率常用绝热壁温表示。对全离散孔板气膜冷却,冷却气流与离散孔侧表面的对流换热不容忽略,因此难以确切地定义气膜冷却的绝热壁温。为了比较不同工况的冷却效果,本文利用下式表示冷却效率: $\eta=(T_g-T_w)/(T_g-T_c)$ 。其中 T_g 、 T_w 、 T_c 分别表示热气流温度、孔板壁温和冷却气流温度。

图 3 给出了试件 A 在不同静压差下冷却效率沿轴向的变化。在起始段,冷却效率增加较快,当冷却距离大于 80mm 后,冷却效率基本不变,表明离散孔板的后段,气膜的流态已达到稳定,这种变化趋势与文献[1,4]一致。图中,曲线中段出现峰值,可能与试验段的流道有关。如图 1 所示,由于冷却空气流道在离散孔板初始段突然收缩,对孔板前段有“冲击冷却”作用,因而导致局部气膜冷却效率有所增加。在孔板后段,随着气膜冷却长度的增大,这种冲击冷却效果消失,冷却气流沿着离散孔板趋于平行流动,冷却气膜充分发展,离散孔板的壁温基本保持不变(当 $l>100\text{mm}$)。这时所得的冷却效率 η 才真正反映了全离散孔气膜冷却的效果。

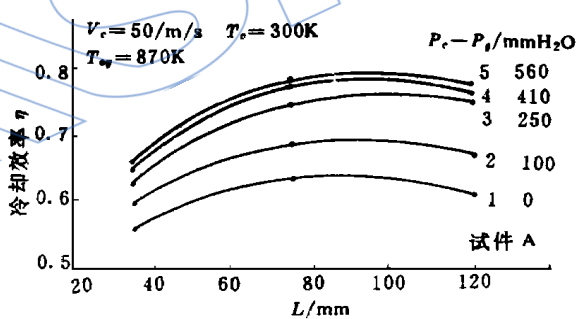
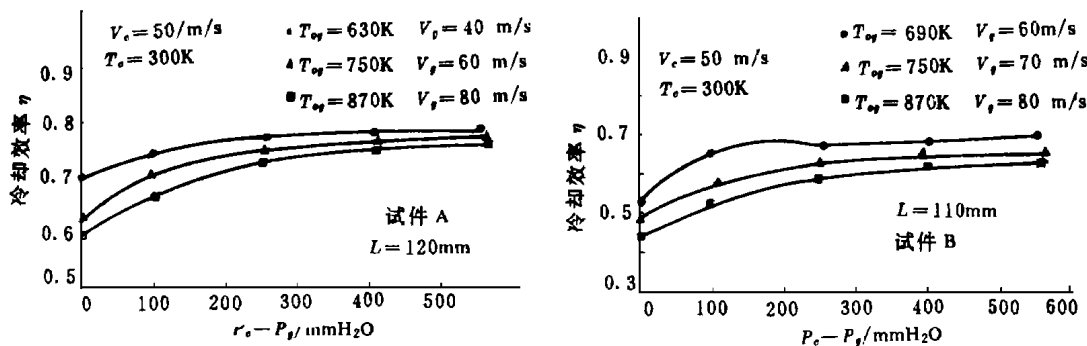


图 3 不同压差的冷却效率 η 沿轴向变化

图 4(a、b) 分别表示 A、B 两种试件的冷却效率随静压差的变化。冷却效率随冷热气流之间的静压差增加而提高,但当压差较高时,冷却效率的升高率很小,这种趋势与小孔射流的穿透深度有关。实际上,穿透深度随压差增高而加大,当穿透深度较大时,连续的冷却气膜被破坏,部份高温气体被吸卷到壁面,因此尽管压差很大,冷却效果却得不到明显的改善。此外,对比图 4(a、b) 可以看出,在相同条件下,试件 A 的冷却效率高于试件 B,这表明离散孔板的开孔率对冷却效率有明显影响,开孔率越大,冷却效率越高。

图 5 给出了不同冷却流量($\text{kg}/(\text{s} \cdot \text{m}^2)$) 下的冷却效率。不难看出,冷却流量相同时,试件 B 的射流速度较高,穿透深度较大,冷却效率下降。因此,增大开孔率,有利于孔板壁温的降低,

图 4 不同主流速度的冷却效率 η 随压差变化

使冷却效率提高。如果按典型加力燃烧室参数计算, 火焰温度为 2100K , 二股冷流温度为 750K , 隔热屏材料的最高使用温度为 1200K , 则火焰锋与隔热屏相碰时的最小冷却效率 η 应为 0.67 。从图中可以看出, 试件 A 在很宽的冷却流量范围内能满足要求, 而试件 B 的冷却效率不够。对于两种试件, 当冷却流量达到 $2\text{kg}/(\text{s} \cdot \text{m}^2)$ 时, 进一步增大流量并不能改善冷却效果。而相对于试验件 B, 试验件 A 在较小的冷却流量下就能得到较高的冷却效率。因此, 对于不同开孔率的离散孔板, 分别有一个较佳的冷却流量。此外, 文献[5]认为, 低温模拟试验所得的冷却效率比高温情况下的冷却效率高, 所以在具体应用时, 应当留有一定安全余度。

2.2 全离散孔气膜冷却的对流换热系数

由于难以确切地定义这类冷却的绝热壁温, 也就不能采用常规方法计算其对流热流。本文利用试验结果, 通过试件壁面的热平衡条件直接求出全离散孔冷却时的对流换热系数。根据试验条件, 离散孔板的热平衡方程为: $q_{1c} + q_{1R} = q_{2c} + q_{2R}$ 。式中 q_{1c} 为主热流与离散孔板间的对流换热量, q_{1R} 为主热流对离散孔板的辐射换热量, q_{2c} 为离散孔板与二股冷流间的对流换热量, q_{2R} 为离散孔板背面与二股冷流通道冷壁间的辐射换热量。热量 q_{1R} 、 q_{2c} 、 q_{2R} 可以用常规方法计算, 因此在实验条件下, 可以通过下式求得对流换热系数: $h_g = q_{1c}/(T_g - T_w)$ 。其中 T_g 、 T_w 分别为热气流温度和壁面温度。

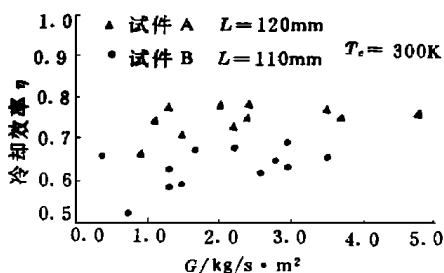
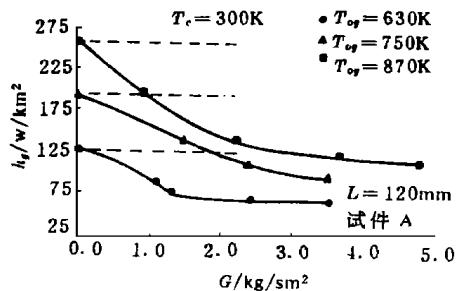
图 5 冷却效率 η 随冷却流量 G 的变化图 6 换热系数 h_g 随冷却流量 G 的变化

图 6 给出对流换热系数随冷却空气流量的变化, 图中的水平虚线表示对应条件下无气膜冷却时主热流与离散孔板间的对流换热系数值, 即二股冷流与主热流静压差为零时的情况。当冷却空气流量较小时, 增大流量可以明显降低对流换热系数, 但当冷却流量超过 $2\text{kg}/(\text{s} \cdot \text{m}^2)$

后, 换热系数变化率很低, 这一变化趋势与前述的结果完全一致。

因次分析表明, 离散孔板的小孔尺寸及开孔率对冷却效率有明显影响, 而对于几何参数已定的试件 A, 影响换热系数的主要气动参数是吹风比, 其定义为: $M = (\rho_c U_c) / (\rho_g U_g)$ 。其中 ρ 、 U 分别表示气流的密度和速度, 注脚 c 和 g 分别表示冷却流和热燃气。

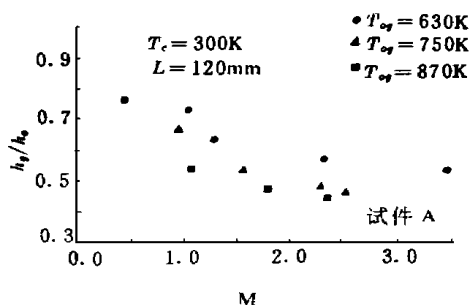


图 7 换热系数比随吹风比 M 的变化

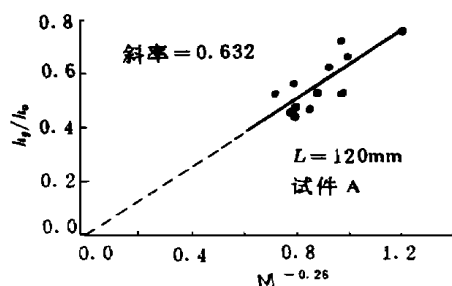


图 8 换热系数比与 $M^{-0.26}$ 的关系

图 7 表示换热系数相对值随吹风比的变化, 其中 h_o 表示无气膜冷却时的换热系数。可以看出, 3 种工况下试件 A 的换热系数变化基本一致。经进一步处理, 可得图 8, 如果用直线表示各试验点的分布, 可以得到如下的半经验表达式: $h_g/h_o = 0.632M^{-0.26}$, 此式可以用于与试件 A 开孔规律一致的隔热屏壁温计算。

参 考 文 献

- 1 Andrews G E, et al. Full Coverage Discrete Hole Film Cooling: The Influence of the Number of Holes and Pressure Loss. ASME 90-GT-61, 1990
- 2 Andrews G E, et al. Full Coverage Discrete Hole Wall Cooling: Cooling Effectiveness. ASME 84-GT-212, 1984
- 3 Andrews G E, et al. Full Coverage Discrete Hole Wall Cooling: Discharge Coefficients. ASME 83-GT-79, 1983
- 4 铃木和雄等. 燃烧器ライブ冷却构造の比较. 航空宇宙技术研究所资料 500号
- 5 Andrews G E, et al. Full Coverage Discrete Hole Wall Cooling: The Influence of Hole Size. International Journal of Turbo and Jet Engines, 1985: 213- 225
- 6 陈森木等. 燃气轮机燃烧室发散壁的试验研究. 中国航空学会(动力)第六届燃烧与传热学术讨论会, 1988
- 7 葛绍岩等. 气膜冷却. 科学出版社, 1985

(责任编辑 杨再荣)

ty under bending load is obtained from researching the event. Two new random variables K_w and D_w are proposed to describe the random event of bending fatigue failure of the gear. K_w is the fatigue damage strength which indicates the inherent ability of the gear to resist the fatigue damage under bending load. D_w is the overall fatigue damage quantity which indicates the fatigue damage degree of the gear under bending load in the life span. A cumulative fatigue damage probabilistic model of the gear fatigue strength estimation under bending load is established by means of K_w and D_w . Based on the model, a predicting method is provided for the gear bending fatigue reliability.

Key words Gears Rotational bending fatigue Computational methods Reliability

EXPERIMENTAL INVESTIGATION ON CONVECTIVE BURNING IN A BED OF GRANULAR PROPELLANT BED

Yang Tao

(1th Dept., National University of Defense Technology, Changsha 410078)

Jin Zhiming

(Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210016)

ABSTRACT

A semi-closed bomb with 100MPa pressure limits was designed to investigate the ignition transient, flame spreading, and pressure wave propagation in a packed bed of granular propellant charge. The influences of parameters such as propellant properties, porosity, and blow-out diaphragm thickness on the convective burning characteristics were examined. The 1-D pressure wave propagation was observed in the experiment. The dynamic impaction of the bed exists during the flame spreading process, which is a main factor to cause the pressure wave. The 1-D combustion wave can not be formed in the bed with low loading density.

Key words Propellant combustion Pressure waves Internal ballistic tests
Combustion stability

EXPERIMENTAL INVESTIGATION ON FULL COVERAGE DISCRETE HOLE FILM COOLING

Wu Weiming

(Aero-gas Turbine Establishment)

Zhang Qingfan and Li Yafeng

(2nd Dept., Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016)

ABSTRACT

A heat shield with full coverage discrete hole film cooling has practical application in some afterburners. Effects of geometric parameters and flow parameters of the heat shield on effectiveness of film cooling were investigated experimentally. A convective heat transfer coefficient of the film cooling was defined as $h_g = q_c / (T_g - T_w)$, where q_c is heat flux obtained by solving heat balance equation for the tested plate with discrete holes, and T_g and T_w are gas temperature and tested plate wall temperature, respectively. A semiempirical expression for calculating heat transfer coefficient is provided for a given diameter of the discrete holes and their distribution. It might be useful to calculating heat shield temperature.

Key words Airfilm cooling blades Cooling Experiment Combustion chambers

MULTI-HOLE COOLING TECHNOLOGY ANALYSES

Meng Xiangtai and Liu Gaoen

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

ABSTRACT

This paper is to analyse the advantage of the multi-hole cooling technology. The calculation showed that the combustor liner temperature with multi-hole cooling technology would be 150K to 200K less than the wall temperature with film cooling technology, and the term