

文章编号: 1000-8055(2006) 03-0533-05

不同缝槽进气孔间距的纯气膜 绝热温比试验研究

张弛, 许全宏, 林宇震

(北京航空航天大学 航空航天大学能源与动力工程学院
航空发动机气动热力重点实验室, 北京 100083)

摘要: 通过传热试验法对不同缝槽进气孔间距的纯气膜冷却效率进行研究。研究所用气膜缝槽结构无收缩, 进气孔与舌片垂直。试验中主流湍流强度在 10% 以上, 测量气膜绝热壁温以确定其重要冷却效率描述参数——绝热温比。试验结果表明: 缝槽进气孔间距对气膜冷却效率影响很大, 减小进气孔间距, 可以减小缝槽几何特征参数 MIX_N , 明显提高气膜的绝热温比。

关键词: 航空、航天推进系统; 航空发动机; 燃烧室; 气膜冷却; 绝热温比; 缝槽几何特征参数
中图分类号: V 231. 2 **文献标识码:** A

Experimental Investigation on the Film-Cooling Adiabatic Effectiveness with Different Slot Inlet Hole Pitches

ZHANG Chi, XU Quan-hong, LIN Yu-zhen

(National Key Laboratory on Aero-Engines, School of Jet Propulsion,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: The film-cooling adiabatic effectiveness was investigated by the heat-transfer experimental method with different pitch between inlet holes of the slot film. The adiabatic wall temperature was measured to calculate the important parameter for film-cooling effectiveness, defined as adiabatic effectiveness. The slot film configurations featured no convergence and inlet holes perpendicular to slot lip. The main stream turbulent level was higher than 10% in all experiments. The experimental results indicate that the pitch between inlet holes plays important role in film-cooling effectiveness. The adiabatic film-cooling effectiveness increases with the decrease of the pitch between the inlet holes and the slot geometric parameter MIX_N .

Key words: aerospace propulsion system; aircraft engine; combustion chamber;
film cooling; film-cooling adiabatic effectiveness; slot geometric parameter

气膜冷却技术作为航空发动机燃烧室的重要冷却手段, 对其工作性能和可靠性起到了至关重要的作用。随着航空发动机燃烧室高增压比、高温

升以及高热容的发展方向, 冷却气量受到严格限制, 在低冷却气量条件下提高常规气膜冷却效率的要求日趋强烈。纯气膜冷却对被冷却壁面的主

收稿日期: 2005- 06- 22; 修订日期: 2005- 09- 10

作者简介: 张弛(1979-), 男, 四川成都人, 北京航空航天大学能源与动力工程学院航空发动机气动热力重点实验室博士生, 主要从事航空发动机燃烧室传热传质及燃烧的研究。

表1 纯气膜试验件缝槽结构
Table 1 Slot configuration of the experimental film-cooling nuggets

几 何 参 数	方案1	方案2	方案3
气膜进气孔直径 <i>d</i> /mm	1.5	2.4	2.8
气膜进气孔间距 <i>p</i> /mm	2.15	5.5	7.48
缝槽出口高度 <i>s</i> /mm		3	
缝槽舌片厚度 <i>t</i> /mm		1.6	
气膜孔出口到冲击面长度 <i>I</i> /mm		3	
缝槽内部流道高度 <i>D</i> /mm		3	
缝槽内部流道长度 <i>L</i> /mm		11.5	
气膜进气孔与舌片夹角 <i>α</i> /(°)		90	
缝槽几何特征参数 <i>MIX_N</i> = <i>p s I / d D L</i>	0.374	0.6	0.697

动换热热量小,主要是靠在壁面覆盖冷却气膜以防止高温燃气与壁面直接接触而起到冷却的作用。因此,被冷却壁面在高湍流度条件下形成高绝热温比的冷却气膜,是提高其冷却效率的关键途径。

通常用绝热温比描述气膜冷却效率,定义如下^[1]:

$$\eta = \frac{T_g - T_{w,ad}}{T_g - T_a}$$

式中: T_g 是主流燃气温, T_a 是冷却气温度, $T_{w,ad}$ 为气膜绝热壁温。图1是一个典型缝槽气膜结构示意图,其中标出了缝槽高度,进气孔直径和孔间距等重要的缝槽结构几何描述参数。本文所研究的具体缝槽气膜几何结构可参见表1所列。

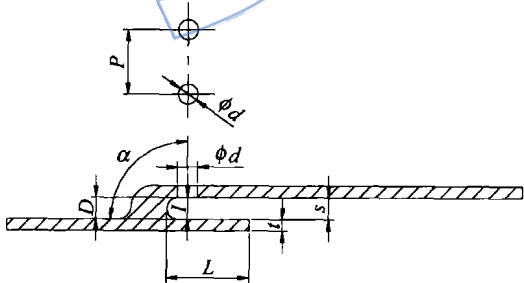


图1 缝槽气膜几何结构

Fig. 1 Slot film geometrical configuration

气膜的缝槽几何结构对其绝热温比有很大的影响,国内外这方面的研究众多^[1~6],如下所述。

Sturgess G J 提出缝槽气膜冷却几何特征参数 $MIX_N = p s I / d D L$ ^[1,2], 综合考虑缝槽结构对气膜冷却效率的影响。对于完全缝槽(clean slot), $p = 0, d \leq s, d \gg s, I = 0, L \gg s$, 故 $MIX_N = 0$; 对于无

唇缝槽(lipless slot), $D = s, L = 0$, 故 $MIX_N = \infty$ 。试验结果^[1]表明: 气膜效率随 MIX_N 值的增大而减小。

Mongia H C 研究了冷却气入射角度、舌片收缩角度、缝槽出口起始角度和舌片厚度对气膜绝热温比的影响^[3~5], 对进气孔间距的影响作用没有进行研究。文献[6]对缝槽结构中气膜通道收缩度、气膜孔相对孔间距以及气膜孔与主流轴向夹角进行了较深入的研究, 但文中所研究的气膜进气孔与舌片夹角范围为 $10^\circ \sim 30^\circ$; 对大冷却气入射角度的气膜绝热温比没有进行研究。在不同进气方式下, 对不同缝槽结构内部的换热和气膜出口温度、速度分布也有研究^[7]。

本文的主要研究内容是在保证缝槽进气面积一定的条件下(即冷却气量一定), 减小进气孔大小和孔间距, 可以减小 MIX_N 值, 从而提高气膜冷却效率。这就为航空发动机燃烧室的冷却优化设计提供更有效更实用的方法与手段。

1 试验方法简介

本试验研究为了获得气膜绝热温比, 采用传热法测量绝热壁面上的绝热壁温。主要研究缝槽几何特征参数 MIX_N 中不同进气孔间距、加温比以及吹风比下气膜的绝热温比。

气膜绝热温比试验系统如图2所示。

主流由风机供气, 用电加热器加温到 500 K, 试验段主流流速保持 15 m/s 不变。主流燃气的湍流强度对气膜冷却效率有相当大的影响^[8], 为了模拟燃烧室内主流燃气湍流强度, 在试验段进口

处安装了按一定尺寸设计的湍流隔栅,设计湍流强度为14.7%^[9]。冷却气采用0.5 MP 低压起源供气,玻璃转子流量计测量其流量,精确度1.5%。绝热壁面温度传感器采用直径0.3 mm 镍铬镍硅热电偶,通过数字采集系统定时采集试验温度数据。为了营造绝热壁面,气膜下游壁面用厚度仅1 mm 的不锈钢片制成,背面用80 mm 厚导热系数0.06 W/(km) 石棉毡保温层包裹,减少试验板壁面与外界环境的换热损失。在不锈钢片背面以焊接方式布置两列横向并排热电偶,测量得到的算术平均温度作为试验绝热壁温。

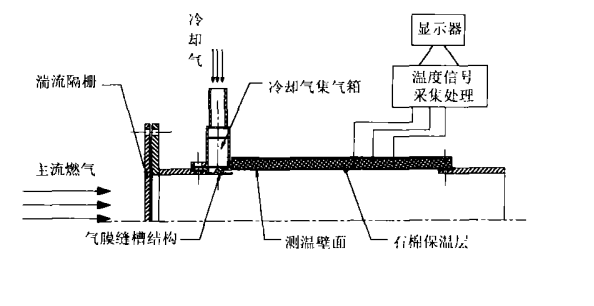


图2 气膜绝热温比试验简图

Fig. 2 Schematic diagram of the experimental system for film-cooling adiabatic effectiveness

本文所研究的3种纯气膜缝槽结构见表1,为了保持进气面积不变,在减小进气孔间距的同时必然要减小进气孔大小。

2 试验结果比较分析

图3~图5 分别是气膜缝槽结构方案1~3 在不同吹风比下的绝热温比。在小吹风比($m < 1$) 时,气膜绝热温比在 $x/s < 20$ 范围内迅速下降,之后变缓逐渐稳定。而在较大吹风比时,气膜绝热温

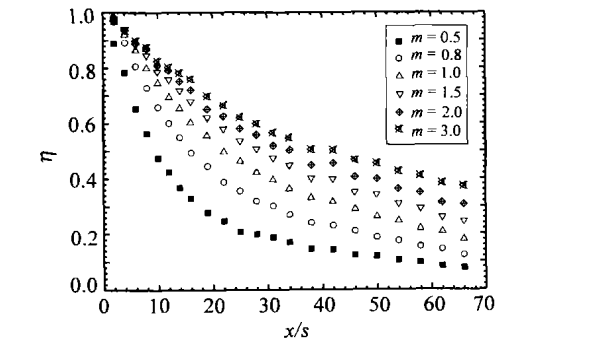


图3 方案1 气膜绝热温比

Fig. 3 Film-cooling adiabatic effectiveness of configuration 1

比随轴向距离的下降速度明显变小,这就扩大了实际可用气膜带的宽度。随着吹风比的增大,气膜绝热温比明显提高,但当吹风比增大到一定程度后,绝热温比升高幅度变小。因此,过度增大吹风比以得到较高气膜绝热温比的方法,缺点是增大了冷却气需求量,更降低其冷却潜力的发挥。建议实际应用中气膜吹风比不宜超过4。

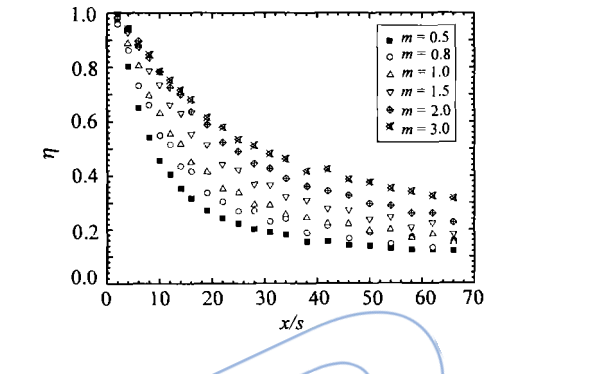


图4 方案2 气膜绝热温比

Fig. 4 Film-cooling adiabatic effectiveness of configuration 2

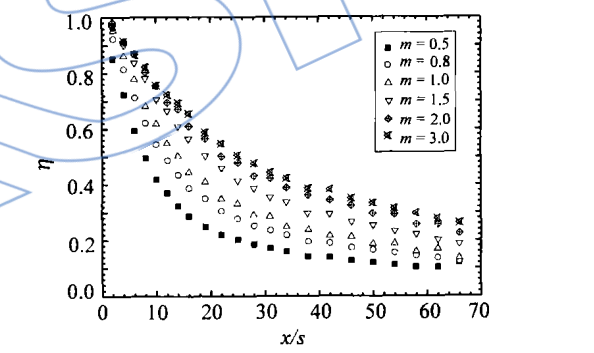


图5 方案3 气膜绝热温比

Fig. 5 Film-cooling adiabatic effectiveness of configuration 3

图6 展示出在不同吹风比下方案1~3 的气膜绝热温比比较。相对于方案3,方案1和2 的气膜绝热温比都有不同程度的升高,但方案2($p/d = 2.29, MIX_N = 0.6$) 与方案3($p/d = 2.67, MIX_N = 0.697$) 的气膜孔间距比和缝槽几何特征参数值都相差不大,故绝热温比变化很小,仅当吹风比较大时($m = 3$) 才可看出两者的差别。

方案1($p/d = 1.43, MIX_N = 0.374$) 较方案3 气膜绝热温比变化很大,有明显的升高,最多提高达40%。并且发现,吹风比 $m = 0.5$ 时,方案1 与方案3 气膜绝热温比很相近,只是在处稍有不同;吹风比 $m = 0.8$ 时,在 $x/s = 50$ 之前的范围内,方

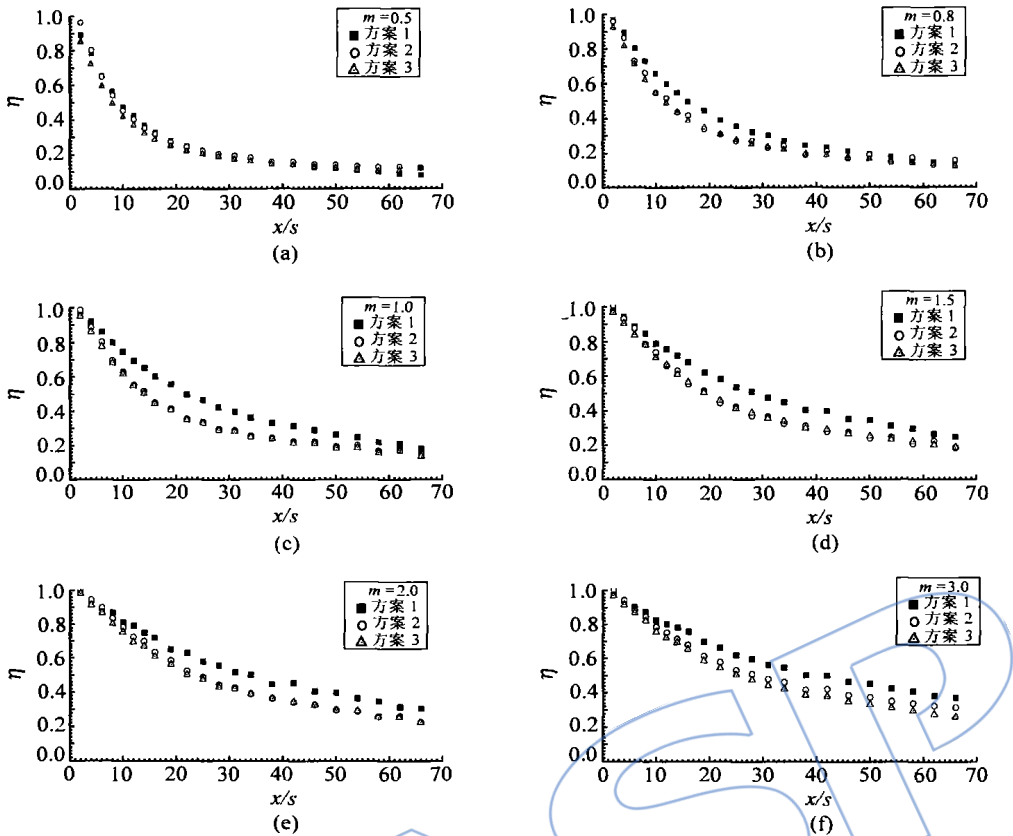


图6 不同吹风比下3种试验方案气膜绝热温比比较

Fig.6 Comparison of film-cooling adiabatic effectiveness of three experimental configurations for different blowing ratios

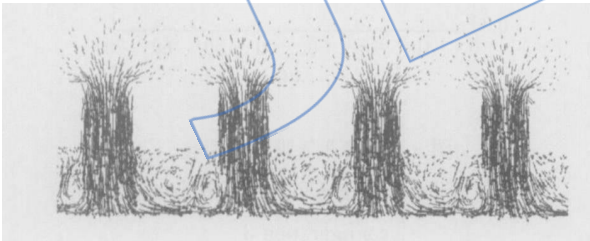


图7 缝槽进气孔截面速度矢量图

Fig.7 Velocity vector of slot inlet holes section

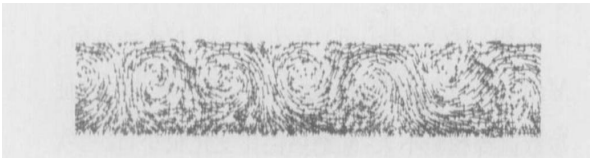


图8 缝槽出口速度矢量图

Fig.8 Velocity vector of slot exit

案1 气膜绝热温比明显比方案3高,但在 $x/s>50$ 后两者趋于相同;随着吹风比的逐渐增大,方案1较方案3气膜绝热温比变化范围逐渐向下游扩张。

图7~图9 是对方案3进行CFD 数值模拟得到的缝槽气膜速度矢量图。冷却气通过气膜进气孔入射到缝槽内进行掺混,掺混均匀后充满整个缝槽,由缝槽出口射出形成均匀而严密的贴壁射

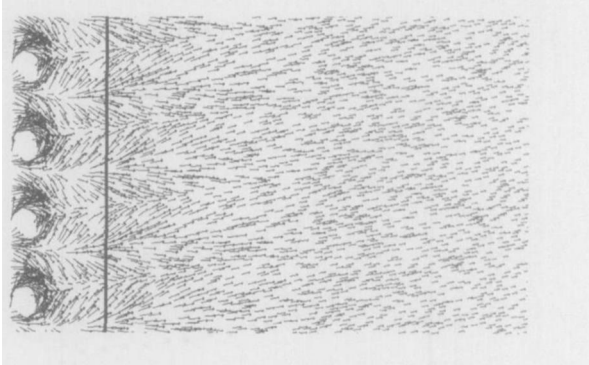


图9 缝槽附近气膜速度矢量图

Fig.9 Velocity vector of film in near-slot regions

流气膜对壁面进行防护。如果进气孔相邻孔间距过大,气流从进气孔进入缝槽会产生周期性的展向回流,见图7。冷却气在缝槽气膜出口出射之前

掺混不够均匀,在横向上不能充满整个缝槽,并不是均匀的轴向射流,也存在周期性的展向回流,则形成的贴壁射流必然存在周期性流动间隙,如图8和图9所示。图9中竖直粗线位置是缝槽出口,可见气膜射流在缝槽出口下游一段距离后才渐渐变得均匀。主流高温气流便会从气膜射流间隙处进入气膜内部,直接与壁面接触。并且由于射流间隙的存在,主流高温气流与冷却气膜的掺混也会加强,导致气膜绝热温比迅速下降。

从试验数据来看,在小吹风比状态下,方案1较方案2和3,其缝槽出口贴壁射流气膜更均匀,该处的绝热温比有所提高;随着吹风比增大,方案1均匀贴壁气膜表现出更强的抗主流掺混性能,与方案2、3相比,其绝热温比差异性延伸至气膜下游。减小气膜缝槽进气孔孔间距比 p/d 和几何特征参数 MIX_N ,则可使缝槽内冷却气掺混均匀,在壁面形成均匀的贴壁气膜,气膜的冷却效率更高。另外,随着主流湍流强度的增加,与冷却气膜的掺混更加剧烈,气膜绝热温比还会进一步降低,因此,主流湍流强度对气膜绝热温比的影响不可忽视。

3 结 论

在冷却气量一定的条件下,不同缝槽进气孔间距的纯气膜冷却效率有明显差别,进气孔间距越小,相应的缝槽几何特征参数 MIX_N 值也会越小,气膜绝热温比就越高。并且当吹风比由小变大时,该变化从气膜缝槽出口向下游扩张,影响范围逐渐扩大。因此,通过减小缝槽进气孔间距,减小缝槽几何特征参数 MIX_N 值,从而提高气膜冷却效率的冷却优化设计方法是切实可行的。

参考文献:

[1] Sturgess G J. Design of Combustor Cooling Slots for High Film Effectiveness: Part I - Film General Development [J]. *Transactions of the ASME, Journal of Engineering for Gas Turbine and Power*, 1986, 108: 354~360.

[2] Sturgess G J, Pfeifer G D. Design of Combustor Cooling Slots for High Film Effectiveness: Part II - Film Initial Region [J]. *Transactions of the ASME, Journal of Engineering for Gas Turbine and Power*, 1986, 108: 361~369.

[3] Li S C, Mongia H C. An Improved Method for Correlation of Film-Cooling Effectiveness of Gas Turbine Combustor Liners [R]. *AIAA Paper* 2001- 3268, 2001.

[4] Mongia H C, Kumar G N. Validation of An Advanced Turbulence Model with DoE Film-Effectiveness Test Data on a Machined Ring Liner [R]. *AIAA Paper* 2001- 3269, 2001.

[5] Kumar G N, Duncan B S, Mongia H C. Results of a DOE on the Film-Cooling Effectiveness of a Modern Combustor with Machined Ring Liners [R]. *AIAA Paper* 2000- 3354, 2000.

[6] 赵强,刘庆国:火焰筒壁气膜冷却效果试验研究[J]. *航空发动机*, 1999, (3): 51~56.
Zhao Qiang, Liu Qinguo. An Experimental Investigation of Film-Cooling Effectiveness of Combustor Liners [J]. *Aeroengine*, 1999, (3): 51~56.

[7] Hyung Hee Cho, Jin Ki Ham. Influence of Injection Type and Feed Arrangement on Flow and Heat Transfer in an Injection Slot [R]. 2000- GT - 0238, *ASME Turbo Expo* 2000.

[8] James E Mayhew, James W Baughn, Aaron R Byerley. The Effect of Freestream Turbulence on Film Cooling Adiabatic Effectiveness [R]. GT- 2002- 30172, *ASME Turbo Expo* 2002.

[9] Lefebvre A H. Weak Extinction Limits of Turbulence Heterogeneous Fuel/Air Mixtures [J]. *Transactions of ASME, Journal of Engineering for Power*, 1980, 102: 416~421.