

文章编号: 1000-8055(2000) 01-0081-04

燃烧室掺混气流与缝槽气膜相互作用初步研究

孟祥泰 刘高恩
(北京航空航天大学 四系, 北京 100083)

摘要: 对缝槽气膜冷却在不同吹风比情况下的气膜冷却效率采用 CO_2 传热传质类比方法进行了试验研究。根据湍流混合模型及气膜效率试验数据归纳了计算缝槽气膜冷却气膜效率的经验关系式。在此基础上, 采用相同试验方法进行了掺混气流与气膜相互作用的初步研究, 明确了掺混气流对其下游区域气膜的干扰作用。试验结果还表明, 不同类型的掺混气流对气膜的影响存在较大差异。

关键词: 航空发动机; 燃烧室; 气膜; 冷却

中图分类号: V 231.2 文献标识码: A

1 引言

现役发动机燃烧室大量采用缝槽气膜冷却。通过层叠环带或机加工冷却环带形成二维贴壁冷却气膜^[1]。这种冷却方式能够保证在燃烧室出口温度低于 1600 K, 总温升 800 K 以下时, 火焰筒壁温在其材料耐温水平以内。但为保证燃烧室主燃区的高效燃烧以及维持燃烧室出口温度水平和分布在要求的范围内, 需要引入主燃孔掺混气流以及掺混孔掺混气流。掺混气流的引入, 不可避免的对缝槽气膜穿透和干扰, 导致了掺混气流正下游区域气膜冷却效率发生改变。这使火焰筒壁温在周向产生了温度梯度, 而温度梯度正是火焰筒壁失效的根本原因。通常在燃烧室工作了一段时间后, 可发现主燃孔下游边缘出现裂纹和掉块。因此, 研究掺混气流与缝槽气膜相互作用的重要性是不言而喻的。

本文是该问题的初步研究的小结, 研究包括: (1) 采用 CO_2 传热传质类比方法研究缝槽气膜冷却效率, 取得基准数据。(2) 采用同样方法研究主燃孔掺混气流及掺混孔掺混气流与气膜的相互作用。关于缝槽气膜的冷却效率及换热系数已有过较多的研究, 见文献[1~3]。而关于掺混气流与气膜相互作用的研究开展较少^[4], 对此展开详细的研究很有必要。

2 掺混气流与缝槽气膜相互作用机理

掺混气流与缝槽气膜相互作用的过程可作如下描述: 掺混气流的引入, 破坏了气膜的连续性, 气膜流动只能绕过掺混气流, 在掺混气流的正下游贴壁处, 气膜的流动变得十分复杂, 既有绕流的混合, 又可能存在回流。而掺混气流本身与主流相交, 在射流内形成双肾形对涡, 带动整个掺混气流下游在展向平面内的大尺度涡流运动, 也会将主流燃气卷吸到贴壁处, 这同样影响该区域气膜对壁面的保护效果, 即气膜冷却效率(见图 1)。

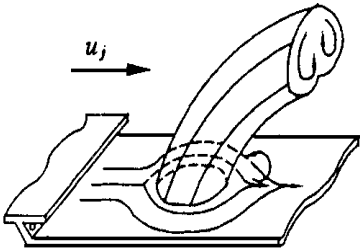


图 1 流动示意

其次, 对于主燃孔和掺混孔形成的掺混气流对气膜的相互作用亦有区别。主燃区内是液雾燃烧区域, 焰锋不仅在回流区内存在, 并且, 由于主燃孔掺混射流引入, 焰锋扩展到射流与主燃区燃

气射流的剪切层中。这对主燃孔掺混气流的温度确定带来了困难。因此,从工程上扩大安全系数考虑,假定主燃孔掺混气流的温度与燃气主流的温度相同,是一个有裕度的假设。燃烧在掺混孔掺混气流引入之前,已经完成,因此,该掺混气流温度与缝槽气膜的温度一致。显然,不同性质掺混气流对其下游区域的气膜相互作用情况大不相同。

3 试 验

试验参数范围依据燃烧室水平来确定。一般而言,缝槽气膜吹风比 M_s 在 0.5~4.0 之间(定义为: $\rho_s u_s / \rho_g u_g$),掺混气流动量比 I_j 在 4~64 之间(定义为: $\rho_j u_j^2 / \rho_g u_g^2$)。试验时的这两个无量纲流动准则应在上述范围内。缝槽气膜与掺混气流的几何关系如图 2 所示,气膜缝高为 s ,舌片厚度 t ,气膜出口处距掺混孔前沿的距离为 s_j ,掺混气流孔孔径 d_j ,孔间距 P_j 。从上述几个参数可组合出的无量纲几何参数为: s/d_j , s_j/d_j , t/d_j , P_j/d_j , 这是设计试验件的几何参数。同时,由于只研究展向一个头部宽度的范围,相比与环形燃烧室直径,其曲率非常小,可以将火焰筒壁近似为二维平面。相应的,试验装置的主流通道、环腔通道可以近似为矩形通道。

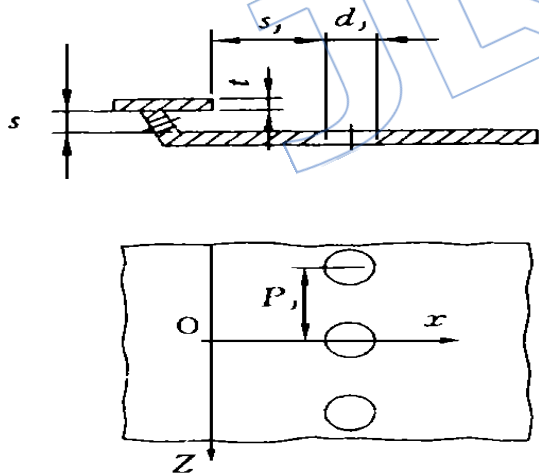


图 2 结构以及测量坐标

前面述及,采用 CO_2 传热传质类比方法研究缝槽气膜的气膜冷却效率以及掺混气流与气膜的相互作用,实质上,相互作用也是体现在气膜受到掺混气流干扰时的气膜效率。气膜冷却效率的定义式为: $\eta = (T_g - T_f) / (T_g - T_c)$, 式中: T_g 是燃气主流的温度, T_f 是气膜在绝热壁面条件时的壁温, T_c 是环腔通道冷气的温度,亦即气膜出口温度。有的文献亦称气膜效率为绝热壁温。 CO_2 传

热传质类比方法研究气膜效率始于 70 年代中后期,其核心思想是传热过程与传质过程的控制方程完全相似,若流动过程也一样,边界条件相似(对绝热壁而言其相应的传质壁面条件为非渗透壁),则传热与传质的过程可以类比,即可由传质试验得出相类比的传热过程结果。该方法已成功的研究了离散孔气膜冷却效率^[5]。本文作者曾经用该方法研究了多斜孔壁气膜冷却效率^[6],取得了大量有价值的成果。该试验方法的原理详见文献[3]。考虑到该方法测量误差及系统误差,试验结果的精度在 $\pm 5\%$ 以内。

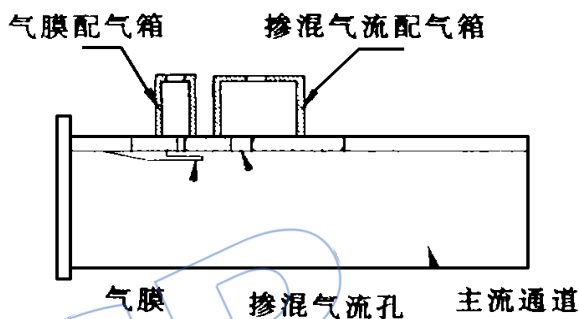


图 3 试验段示意

为明确相互作用的影响程度,试验考虑了一个最简单的几何结构,即单个掺混气流与气膜的相互作用。测量坐标系如图 2,试验段简图如图 3 所示。主流通道为矩形(120×150 mm²),在主流通道一侧安装试验件,缝槽气膜以及掺混气流供气分别提供,单独调控。用采样探针抽吸贴壁处气体,用红外分析仪分析样气浓度。试验时,主流速度 10~20 m/s,温度为常温。

4 试验结果及分析

首先,进行了缝槽气膜冷却的冷却效率试验。主要目的是与已有的经验公式相对照,二是为以后掺混气流与缝槽气膜相互作用的研究提供基准数据。在文献[2]中,根据可用的燃烧室试验数据总结的经验公式为:

当 $0.5 < M_s < 1.3$ 时

$$\eta_k = 1.10 M_s^{0.65} (\mu_k / \mu_g)^{0.15} (x/s)^{-0.2} (t/s)^{-0.2}$$

当 $1.3 < M_s < 4.0$ 时

$$\eta_k = 1.28 (\mu_k / \mu_g)^{0.15} (x/s)^{-0.2} (t/s)^{-0.2}$$

在文献[3]中,作者总结的经验公式为:

当 $1.0 \leq M_s < 2.0$ 时

$$\eta = 1.96 M_s^{0.65} (x/s)^{-0.38} (x/s < 150)$$

当 $2.0 \leq M_s < 3.5$ 时(与吹风比无关)

$$\eta = 2.71 (x/s)^{-0.38} (x/s < 150)$$

本文在气膜吹风比为 2.0 时, 多个试验结果与经验公式对比如图 4。由图可见, 本文试验结果与经验公式之计算值的一致性。文献[2]计算的结果, 势核区长度($\eta_k = 1.0$)与试验结果基本一致, 但在势核区下游位置, $6.0 < x/s < 40.0$, 试验值高于经验公式之计算值。文献[3]经验公式的计算值表明, 势核区的长度大于本文试验结果, 气膜在大于势核区长度范围外, 气膜效率下降的幅度比本文试验结果大。

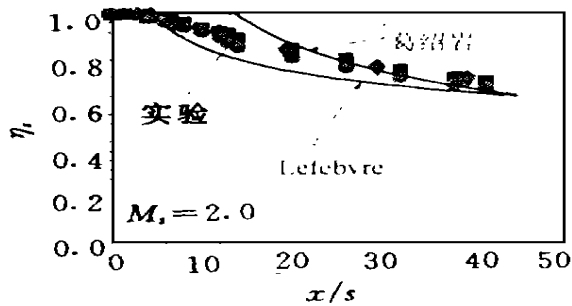


图 4 试验结果与文献中经验公式对照

另外, 本文研究了缝槽气膜吹风比在 0.5~2.5 时, 9 种吹风比情况下的气膜冷却效率。应用湍流混合模型^[7], 用本试验数据归纳出的经验公式为: $\eta_k = [1 + C_m(x - x_p)/M_s s]^{-1.0}$, 式中 $C_m = 0.024$, C_m 反映了主流的湍流强度。该公式计算结果与试验值的最大误差为 $\pm 6.1\%$ 。经验公式与试验值的对照见图 5。这为研究掺混气流与气膜的相互作用打下了良好的基础。

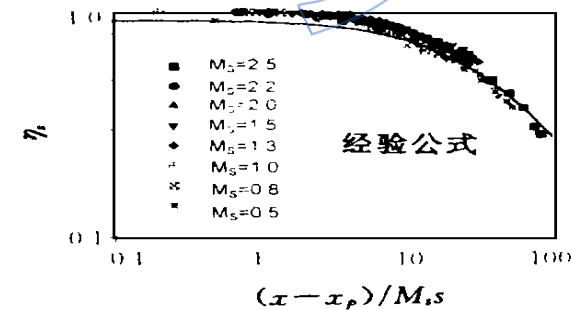


图 5 试验结果及其总结出的经验公式

对掺混射流的两种情况, 即主燃孔掺混气流与掺混孔掺混气流与气膜的相互作用进行了初步研究。研究中掺混气流孔为一个, 该孔上游边缘距缝槽出口距离为一倍掺混气流孔径, 即 $s_i/d_i = 1.0$ 。试验测量了距该掺混气流孔下游孔边缘距离为 2 mm 和 16 mm 处的受到干扰后的气膜冷却效率。相应的无量纲坐标为 $x/s = 9.0$ 和 16.0。图 6 和图 7, 分别是主燃孔掺混气流和掺混孔掺混气流对气膜的干扰作用。图中点线图是有掺混气流

后的气膜效率, 图中横线是纯粹气膜的效率, 画出此横线是为了比较方便。由图 6 和图 7 可见, 在 $x/s = 9.0$ 处, 主燃孔掺混气流对气膜效率的影响与掺混孔掺混气流的影响大不相同。主燃孔掺混气流后气膜的效率在中心处下降很多, 气膜效率从 0.94 降至 0.81, 下降了 13.8%。而相同位置的掺混孔掺混气流使气膜的效率有所提高。在 $x/s = 16.0$ 处, 主燃孔掺混气流后受到干扰的气膜冷

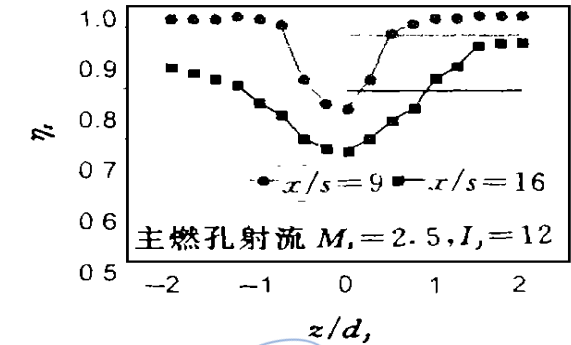


图 6 主燃孔掺混气流后气膜效率展向分布

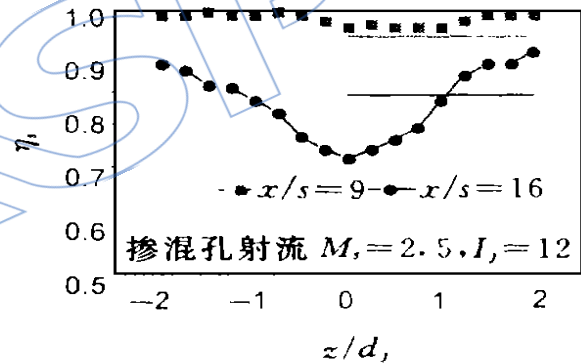


图 7 掺混孔掺混气流后气膜效率展向分布

却效率比无干扰时下降了 14.0%, 掺混孔掺混气流受到干扰的气膜效率比无干扰时下降了 14.3%。二者的在此位置上的展向影响宽度都为 $\pm d_j$ 。原因是掺混孔掺混气流为冷气, 气膜绕流后并不损失太多能量。主燃孔掺混气流是燃气, 因而气膜被加热, 显然离掺混气流孔很近距离里二者显示了很大差异。在离掺混气流孔较远的位置, 主要是掺混气流中的对涡卷吸燃气影响气膜冷却效率。因此二者之影响相差不多。另外一点, 虽然在掺混气流正下游区域气膜效率降低, 而在此区域外侧, 气膜效率却比无干扰时上升。对主燃孔掺混气流, $x/s = 9.0$ 处, 在 $z/d_j < -0.5$ 和 $z/d_j > 0.5$ 区域, 气膜效率平均上升了 4.1%; $x/s = 16.0$ 处, 在 $z/d_j < -1.0$ 和 $z/d_j > 0.95$ 区域, 气膜效率最高上升了 11.6%。对掺混孔掺混气流, $x/s = 9.0$ 处, 气膜效率都上升, 平均上升幅度 3%; $x/s =$

16.0 处, 在 $z/d_j < -1.1$ 和 $z/d_j > 1.1$ 区域, 气膜效率最高上升 10.5%。可见, 在掺混气流非正下游区域, 气膜效率反而上升, 原因可能是掺混气流中的对涡卷吸主流从而影响气膜内气流运动方向, 即气膜存在展向流动, 导致了气膜效率分布中间低、两面高的特点。这尚需对流场的进一步研究才能肯定。

5 结 论

通过对缝槽气膜冷却气膜效率的研究以及主燃孔、掺混孔掺混气流与气膜相互作用的初步研究, 得到了与文献发表的缝槽气膜冷却效率经验公式相当一致的结果。并且证实了掺混气流对其下游气膜冷却效率存在很大的影响。对于不同类型掺混气流, 在掺混气流孔下游近孔处的气膜效率存在显著差异, 而较远的下游处, 影响程度相差不多。

参 考 文 献

- 1 Mellor A M. Design of Modern Turbine Combustor[M]. Academic Press, 1990
- 2 Ballal D R, Lefebvre A H. A Proposed Method for Calculating Film Cooled Wall Temperatures in Gas Turbine Combustion Chambers[C]. ASME-WA/HT-24, 1972
- 3 葛绍岩, 刘登瀛等. 气膜冷却[M]. 北京: 科学出版社, 1985
- 4 Button B L. Effectiveness for a Cooling Film Disrupted by a Single Jet[C]. ASME 83-GT-250, 1983
- 5 Pedersen D R, et al. Film Cooling with Large Density Difference Between the Main Stream and Secondary Fluid Measured by the Heat-Mass Transfer Analogy[J]. Transactions of the ASME, Journal of Heat Transfer 1977, 99: 20-62
- 6 林宇震. 燃烧室多斜孔壁气膜冷却研究: [博士学位论文][D]. 北京航空航天大学, 1997
- 7 Marek C J, Tacina R R. Effect of Free-Stream Turbulence on Film Cooling[R]. NASA TN D-7958, 1975

(责任编辑 杨再荣)

Interaction Between Mixing Flow and Slot Film of a Combustor

Meng Xiangtai, Liu Gaoen

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

Abstract: The experimental investigation on slot film cooling effectiveness was conducted with different blowing rates of the sample gas—CO₂, by using Heat-Mass Transfer Analogy method. The empiric formulas for calculating slot film cooling effectiveness were derived from the test data according to the turbulence-mixing model. The same experiment was also conducted with the mixing jet flow normal to the wall, and the disturbing action on film cooling downstream of the jet flow was determined. The results showed a great difference between the effects of different mixing flows on the film cooling.

Key words: aeroengine; combustion chambers; gasfilms; cooling