

文章编号: 1000-8055(2000) 04-0381-04

冲击加多斜孔双层壁冷却方式 气膜绝热温比研究

许全宏, 张宝华, 林宇震, 刘高恩
(北京航空航天大学 热动力工程研究所, 北京 100083)

摘要: 采用传热传质类比方法, 对冲击加多斜孔双层壁冷却方式气膜绝热温比进行了实验研究。主要考虑了双层壁夹缝高度、冲击壁、吹风比、孔排列方式、以及孔间距对局部绝热温比的影响。并且给出了根据 5 种几何结构实验板的展向平均绝热温比沿流向的分布运用最小二乘法拟合公式。研究结果表明: 对某一确定几何结构的多斜孔实验板, 加冲击壁与否以及双层壁间夹缝高度的变化对相同吹风比下的绝热温比影响甚小, 局部绝热温比的分布主要取决于吹风比和孔阵排列方式。从绝热温比考虑, 叉排长菱形排布比较理想。

关键词: 传热传质学; 燃烧室; 冷却; 绝热壁温
中图分类号: V 231.1 文献标识码: A

1 前言

目前解决先进燃气涡轮发动机高温升燃烧室火焰筒耐热的主要技术途径是采用先进的冷却方案。发展趋势是由纯气膜到高效的主动冷却。冲击加多斜孔双层壁冷却方式结构简图见图 1, 冷却空气成为保护气膜之前, 先对多斜孔壁冷侧进行冲击冷却, 然后在多斜孔内进行内对流冷却, 成为多次冷却。

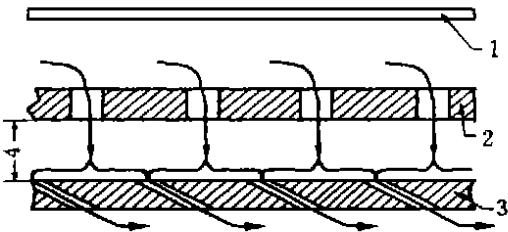


图 1 双层壁结构简图
(1. 机匣 2. 冲击壁 3. 多斜孔壁 4. 缝高)

早期的文献, 如 Webster^[1], Goldstein R J^[2] 和 Metzger^[3] 等都侧重于多斜孔壁单排及双多斜孔的冷却研究或基础的单孔传热研究, 试验和计

算中的吹风比 M 都较小, 大致从 0.1~1.5。Pederson^[4]等在满足传质传热类比的条件下分别将氦、二氧化碳和氟里昂-12 掺入射流, 采用在下游壁面取样分析壁面气体浓度的方法, 测定了排孔的气膜冷却有效温比。Hyams^[5]等研究了在典型燃气轮机工作状态下, 倾斜圆孔冲击冷却机理, 并给出一定范围的吹风比和密度比下不同进出口形状模型的流场、温度场结果。葛绍岩^[6]等用传热传质类比方法, 测定了三种几何结构(斜圆孔、带复合角的斜圆孔、斜方孔)单排下游的气膜冷却有效温比。宋波^[7]采用传热传质类比方法测定了吹风比为 0.75~2.96 时, 顺排、叉排、叉排加复合角三种结构形式的多斜孔阵内的气膜冷却有效温比以及射流对主流的穿透情况。

气膜冷却有效温比的定义见文献[6]。双层壁多斜孔壁热侧气膜冷却有效温比不仅是下游距离而且还是展向坐标的函数。影响它的主要因素有流动参数和几何参数, 见文献[8, 9]。

2 研究方法及实验设备

本研究中采用 CO₂ 传质传热类比方法。即通过传质实验来求得传热结果。它的最突出的优点

收稿日期: 1999-10-25; 修订日期: 2000-01-26

基金项目: 国防重点试验室基金资助项目

作者简介: 许全宏(1969-), 男, 北京航空航天大学热动力工程研究所, 博士研究生

是消除了传热实验中无法消除的三维导热影响,因此可以获得更高的精度。对于常物性、不可压流体,在稳态不存在内热源和内质量源条件下,其能量方程和质量方程完全相似;当边界条件不变,同时存在 $\alpha = D$ (即分子 Lewis 数 = 1), 以及 $\epsilon = \epsilon_0$ (即湍流刘易斯数 $Le = Sc/Pr = 1$) 时,则传热方程与传质方程具有完全相同的解。文献[10]指出空气湍流流动中,湍流刘易斯数通常为一常数。本实验用 CO_2 的 Sc 数为 0.94,另外主流是常流,所以用传热传质类比方法可得到可靠数据。对于气膜冷却,绝热温比的影响因素主要有流动、物性、几何参数及边界条件。其边界条件是绝热壁 $\left(\frac{\partial T}{\partial y}\right)_w = 0$, 如果将混入的异性气体作为冷却气射流,并已知射流与主流中异性气体的浓度 C_j 和 C_g ,再在小孔射流下游固体壁面上测得异性气体浓度 C_{iw} ,固体壁面为非渗透壁 $\left(\frac{\partial C}{\partial y}\right)_w = 0$ 。经分析可知,当描述流动过程的雷诺数 Re 相同,几何形状及边界条件相同,控制射流温度与主流温度一致既只有传质而无传热时,此时可得到 η_m 与 η_w 相等,即: $\eta_m = \eta_w$ 。

实验系统的主流为常温空气,通过稳流段以后进入试验段,在试验段上由总压管测量流体流速。试验段为一矩形截面通道,尺寸为 130 mm × 130 mm。在试验段一侧安装双层壁实验板。冷却气流亦为常温空气,由中压气源提供。实验板表面浓度测量由红外气体分析仪 1 完成,该仪器型号为 QGS-08 型,精度为 0.5%,其原理可参见文献[11]。

3 实验结果及分析

3.1 分析方法

测量坐标系和测点的位置如图 2。沿流向是

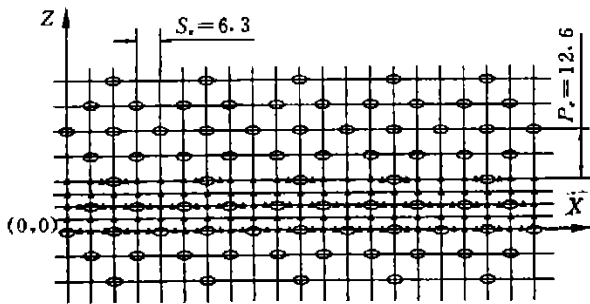


图 2 多斜孔实验板测量坐标系和测点位置

X 向,展向是 Z 向。对于叉排孔排列方式,取 5 条测量线,由于多斜孔孔阵排列沿展向是周期性重

复,因此这样的考虑代表了多斜孔壁表面上的绝热温比的分布。

实际中常常把展向平均绝热温比 η_w 作为衡量气膜冷却品质的主要参数,展向平均绝热温比

可以定义为:

$$\eta_w = \frac{\int_{P_e} \eta(x) dz}{P_e} \tag{1}$$

3.2 冲击壁的影响

对于 2 号实验板,将缝高从 1 倍 d_m 变化到 2.28 d_m ,与不加冲击壁的实验结果相对比。从实验结果来看,无论是吹风比 M 变化还是缝高 h 变化,有无冲击壁对多斜孔壁的展向平均绝热温比影响不大。由 $M = 1.6$ 的图 3 可见,在 $6 < x/d < 40$ 的范围内,不同的夹缝高度使展向平均绝热温

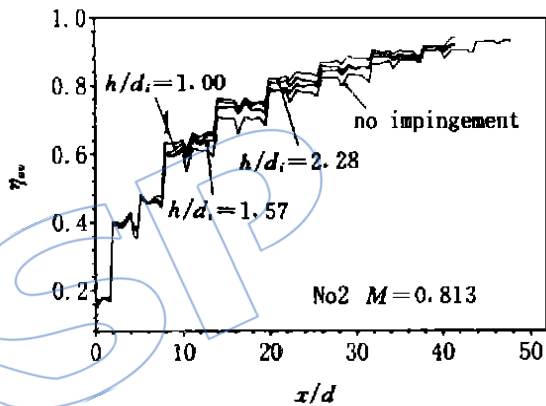


图 3 No.2 实验板展向绝热温比随缝高的变化

比略有增大。在 x/d 增加时,其增加幅度最大为 3.5%。这主要是由于对于同等的吹风比来说,其射流的流量相同,因此通过多斜孔板的射流速度基本相同,由此导致展向平均绝热温比大致相同。而展向平均绝热温比的微小差别主要是由于加冲击壁后,射流的紊流度增大造成的。因此对于以后的实验均采用不加冲击壁的形式。

3.3 局部绝热温比分布特点

No. 1 实验板:该板为叉排正菱形排布, $N_i/N_m = 1/3$,实验时吹风比为 0.413, 0.829 和 1.609。从 M 为 0.829 的实验结果可以看出有孔线上的局部绝热温比值明显高于无孔线上的值(如图 4),其原因如下:射流中由于掺入 CO_2 ,因此射流浓度高于主流浓度(主流 CO_2 浓度近似为零),射流从多斜孔出来,其浓度扩散有一个过程。

No. 2 实验板:该板为叉排长菱形排布, $N_i/N_m = 1/3$,实验时吹风比为 0.813 和 1.635。虽然 No. 2 实验板五条测量线上的值变化规律与 No. 1 相似,但其值明显提高,而且在三四排孔后,无孔线已经升至有孔线中间。说明三四排孔后,其掺混

趋向均匀, 在六排孔后, 局部绝热温比值趋于饱和。No. 1 实验板孔间距 $P_m = 7.5$, 虽然 No. 2 实验板与 No. 1 实验板同为叉排结构, 但 No. 1 实验板正菱形, No. 2 实验板是长菱形, 即 No. 2 实验板的孔间距小于 No. 1 实验板。

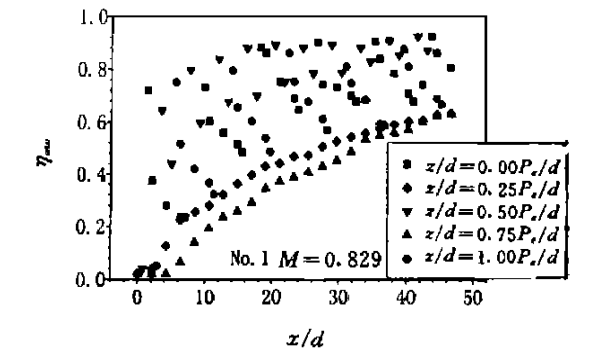


图 4 No. 1 实验板局部绝热温比分布

No. 3 实验板: 该板为顺排正方形排布, 实验时吹风比为 0.789。与前所述的 No. 1 和 No. 2 实验板比较, No. 3 实验板的各测量线有很大分散性, 而无孔线的展向平均绝热温比值很低。这主要是由于 No. 3 的排列方式为正方形排布, 孔间距比较大, 展向影响比较小, 无孔线上各点的 CO_2 浓度值只是随掺混区的变化而变化。

No. 4 实验板: 该板为顺排长方形排布, $N_i/N_m = 1/3$, 吹风比为 0.781。绝热温比的分布与 No. 3 实验板大致相似, 但略高一些, 而且其均匀性也有所改善。虽然 No. 3 与 No. 4 实验板同是顺排结构, 但 No. 4 实验板的孔间距 $P_m = 5.3$ 。No. 3 实验板的孔间距 $P_m = 7.5$ 。这说明孔间距的减小可以增大有孔线对无孔线的展向影响。

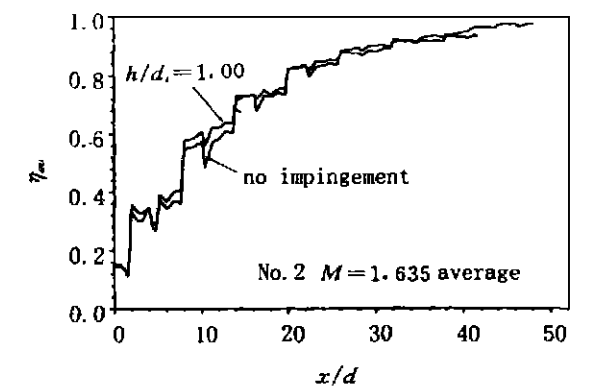


图 5 No. 2 实验板展向平均绝热温比随吹风比的变化

No. 5 实验板: 该板为叉排正菱形结构, $N_i/N_m = 1/7$, 吹风比为 0.969。各测量线有很大的分散性, 无孔线上的局部绝热温比值很低, 并且上升

缓慢, 有孔线起伏波动很大, 并且一直持续到 x/d_p 仍没有很好的改善。No. 5 虽然也是叉排结构, 但远没有 No. 1 实验板好, 因此正菱形排布不如长菱形排布好。

3.4 吹风比的影响

No. 1 和 No. 2 实验板在不同吹风比下的展向平均绝热温比沿流向的分布实验结果表明, 小的吹风比使射流贴壁良好。但无论其吹风比如何变化, 展向平均绝热温比值的分布趋势是一致的, 大小也相差不大。这说明吹风比对其影响不占主导作用, 如图 5 所示。

3.5 几何结构的影响

将 5 块实验板在吹风比为 0.8 的展向平均绝热温比沿流向的分布进行比较。No. 1 和 No. 2 两块实验板在 $XL_{dm} > 10$ 时, 其均匀性已很好, 排列方式都为叉排。No. 3 和 No. 4 实验板的分布曲线则表现为大的锯齿形, 且起伏很大, 起伏衰减比较缓慢。而绝热温比值较高处则为孔下游附近, 这两种结构都为顺排, 这说明顺排结构没有很好的改善无孔线上的局部绝热温比值, 从而使局部区域出现薄弱环节。而 No. 5 实验板则呈现出与同为叉排形式的 No. 1、No. 2 实验板不同的绝热温比分布曲线, 呈现出山峦状波动, 它的波动虽比顺排小, 但其绝热温比值比顺排还低。No. 5 与 No. 1、No. 2 不同之处在于同是叉排但孔阵本身不同。可见孔阵排列形式对展向平均绝热温比有非常大的影响。适当减小孔间距的值, 不仅可以提高绝热温比值, 而且还可以提高分布的均匀性。

表 2 实验板展向平均绝热温比拟合公式系数

实验板	吹风比	$\frac{x}{d_e}$ 范围	a	e
No. 1 实验板	0.413	0~52	0.264688	0.263417
	0.829	0~52	0.227392	0.322280
	1.609	0~52	0.201301	0.375645
No. 2 实验板	0.813	0~26	0.222425	0.402379
		26~50	0.354153	0.251277
	1.635	0~26	0.165159	0.510545
		26~50	0.482031	0.182866
No. 3 实验板	0.779	0~50	0.309180	0.188228
No. 4 实验板	0.781	0~50	0.260751	0.281982
No. 5 实验板	0.969	0~50	0.193969	0.294244

3.6 分布曲线与拟合公式

从实用的角度, 本文给出了根据最小二乘法

得出的展向平均绝热温比分布曲线的拟合公式,它虽不能真实反应原曲线的波动形状,但却使人了解其变化趋势及范围,而且对于曲线波动小的就更有意义,从而为设计和科研提供一定的依据。

其拟合公式如下:

$$\eta_w = a(x/d_e)^e \quad (2)$$

其中: a 为拟合系数, e 为拟合指数, a 和 e 具体数值见表 2。

4 结 论

通过对双层壁绝热温比的研究,得到以下结论:(1) 气膜冷却特征参数吹风比对多斜孔壁气膜影响并不显著。(2) 双层壁之间距离的变化 ($1.0 < H/d < 2.5$), 基本无影响。也与是否安装冲击壁无关。绝热温比值高低取决于多斜孔壁结构。(3) 无论是顺排还是叉排多斜孔壁结构,沿流向方向长排布优于正排布。对同一种排布方式,叉排优于顺排。从流向和展向均匀性来看,叉排好于顺排。单从绝热温比考虑,长排布叉排孔结构是一个好的选择。

参考文献:

- [1] Webster W P, Yavuzkurt S. Measurements of Mass Transfer Coefficient and Effectiveness in the Recovery Region of a Film-cooled Surface[R]. ASME 86- GT-134

- [2] Eriksen V L, Goldstein R J. Heat Transfer and Film Cooling Following Injection Through Inclined Circular Tubes[J]. Journal of Heat Transfer or ASME Paper 74-HT- V, 1974
- [3] Metzger D E, Takeuchi D I, Kuenstler P A. Effectiveness and Heat Transfer with Full Coverage Film Cooling[R]. ASME Paper 73- GT- 18, 1973
- [4] Pedersen D R, Eckert E R, Goldstein R J. Film Cooling with Large Density Differences between the Mainstream and the Secondary Fluid Measured by the Heat-Mass Transfer Analogy[J]. Journal of heat transfer, 1977
- [5] Daniel G Hyams, Kevin T McGovern, James H Leylek. Effects of Geometry on Slot - Jet Film cooling Performance[R]. ASME 96- GT- 187
- [6] 葛绍岩, 刘登瀛, 徐靖中, 李静. 气膜冷却[M]. 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][D]. 北京航空航天大学, 1995
- [8] 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
- [9] 李彬. 燃烧室火焰筒多斜孔壁冷却方式的实验研究和理论分析[硕士学位论文][D]. 北京航空航天大学, 1997
- [10] 李立国. 传质与传热的类比及其在薄膜冷却研究中的应用[R]. 中国工程热物理学会 1981 年学术报告会, 编号: 81-3114(1981)
- [11] QGS-08 型红外气体分析仪安装使用说明书[R]. 北京分析仪器厂, 1987

(责任编辑 杨再荣)

The Adiabatic Film Effectiveness of the Double Wall with Inclined Multihole and Discrete-hole for Combustor Liner

XU Quan-hong, ZHANG Bao-hua, LIN Yu-zhen, LIU Gao-en

Thermal Power Institution, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: The adiabatic wall film cooling effectiveness of double wall with impingement of cooling air through discrete-hole wall to the inclined multihole wall were investigated experimentally, on the basis of the heat-mass transfer analogy. The mass transfer measurements were conducted for film cooling mass flow ratios ranging from 0.5 to 2.0, different hole pitch-to-diameter ratios, and the spacing of double wall. Finally, the formulas for five different structures of double wall were fitted by the least square method according to the distribution of average lateral adiabatic wall film cooling effectiveness. The results of the investigation show that the adiabatic wall film cooling effectiveness is affected very little by the distance between the double wall for the same blowing ratio and the same geometry of the inclined multihole wall. But its distribution is determined mainly by the blowing ratio and the hole arrangement of the inclined multihole wall. The long rhombus hole arrangement of the inclined multihole wall is a better way in view of the adiabatic wall film cooling effectiveness.