

文章编号: 1000-8055(2001) 04-0365-05

冲击加多斜孔双层壁冷却方式 多斜孔内换热研究

俞文利, 林宇震, 刘高恩
(北京航空航天大学 热动力研究所, 北京 100083)

摘要: 研究了航空发动机燃烧室火焰筒冲击加多斜孔双层壁冷却方式中两种不同孔排列方式、不同位置处斜孔内的局部和平均换热情况。方法是在相似理论指导下的实验研究。结果显示: 多斜孔进口区附近的换热有明显的增强, 其局部换热和平均换热情况与冲击作用密切相关。由于冲击的影响, 多斜孔进口区附近的换热系数差别明显, 冲击的影响范围一直可达 $X/D = 3.0$ 处; 在远离进口区的相应位置上, 几种情况下换热系数差别不大。

关键词: 燃烧室; 气膜冷却; 多斜孔; 冲击; 对流换热

中图分类号: V 231.1

文献标识码: A

1 引言

冲击加多斜孔双层壁冷却方式是一种先进的冷却方式^[1], 能满足当代高推重比的航空发动机主燃烧室火焰筒壁的冷却要求, 其特点是: 火焰筒壁为双层壁结构, 在冷却气这一侧为冲击壁, 在火焰筒燃气这一侧为多斜孔冷却壁。冲击加多斜孔双层壁气膜冷却最显著的换热特点是在多斜孔壁的冷侧存在强烈的冲击换热。由于冲击的作用, 使多斜孔内的换热情况产生一定的变化, 尤其是多斜孔进口区的变化更是显著。无冲击时的多斜孔内对流换热规律^[4,5]无法直接用于双层壁的设计、计算。对于冲击/发散这种先进冷却方式的基础研究国际上已发表的文献较少, 文献[2, 3]研究了发散孔倾角为 90° 直孔时的总换热系数。本文细致地研究了两种不同结构的冲击加多斜孔双层壁斜孔内的局部换热系数和平均换热系数, 总结其换热规律, 为双层壁火焰筒的设计、计算提供依据。

2 研究方法实验系统

2.1 双层壁的结构及几何参数

冲击加多斜孔双层壁具体的几何结构参数定

义如下: (1) 单位面积上多斜孔数为 N_m , 冲击孔数为 N_i ; (2) 多斜孔孔径 d_m , 冲击孔孔径 d_i ; (3) 多斜孔壁厚 t_m , 冲击壁厚 t_i ; (4) 多斜孔壁面与多斜孔中心线夹角—孔倾角 α ; (5) 同一排多斜孔中, 相邻两个孔中心距离定义为孔间距 P_m , 对于冲击孔为 P_i ; (6) 相邻两排多斜孔之间的孔中心距离定义为孔排距 S_m , 对于冲击孔为 S_i ; (7) 多斜孔壁与冲击孔壁之间夹缝的距离为缝高 H ; (8) 孔排列方式有叉排和顺排两种, 叉排定义为相邻两列孔顺序的两排孔中心坐标 Y 相差半个孔间距, 而顺排则是相同的。本文所采用的两种双层壁结构分别为叉排正菱形和叉排长菱形方案, 其孔数比均为 $N_i/N_m = 1/3$, 称 $P_m/S_m = 1.0$ 的为长菱形排布, 称 $P_m/S_m = 2.0$ 为正菱形排布。处于对称位置处的多斜孔称为中孔, 非对称位置处的多斜孔称为边孔。

2.2 研究方法

本文是在相似理论指导下的实验研究, 判断 2 个同类现象相似的条件是: (1) 同名的已定特征数相等; (2) 单值性条件相似。已定特征数是由所研究问题的已知量组成的特征数。对于对流换热

收稿日期: 2000-11-28; 修订日期: 2001-02-05

基金项目: 国防重点实验室基金资助项目(99JS48.4.1.8S4801)

作者简介: 俞文利(1969-), 男, 北京航空航天大学热动力研究所, 硕士研究生

现象, Re 数和 Pr 数是已定特征数, 而 Nu 数为待定特征数, 因为其中的表面对流换热系数是需要求解的未知量。所谓单值性条件, 是指使被研究的问题能被唯一地确定下来的条件, 它包括: 初始条件、边界条件、几何条件和物理条件。在进行模化实验时, 要使模型中的试验结果能应用到实物中去, 应使模型中的过程与实际装置中的相似。这就要求实际装置及模型中所进行的物理现象的单值性条件相似, 已定准则相等。但要严格做到这一点常常是很困难的, 因而工程上广泛采用近似模化的方法, 即只要求对过程有决定性影响的条件满足相似原理的要求。对于稳态的对流换热相似的要求可减少为流场几何相似、边界条件相似、 Re 数相等、 Pr 数相等、而物性场的相似则通过引入定性温度来近似地实现。

本模化实验截取双层壁结构的一个单元进行模拟, 采用原型放大 10 倍的实验件, 定性准则是斜孔内雷诺数、斜孔倾角、缝高孔径比、孔间距比、孔排距比, 由此可以保证模化实验同实际过程流场的几何相似、边界条件相似、 Re 数相等、 Pr 数相等, 也即保证了两过程的相似。我们知道, 相似的对流换热现象的努塞尔数相等, 即 $Nu_1 = Nu_2$, 因此可以认为, 对流换热模化实验所得出的 Nu 数与实际过程中的 Nu 数相等。

多斜孔内部换热系数 h_{hc} 定义为: $h_{hc} = q_{hc} / (T_{hw} - T_c)$ 。式中温差选择为孔内表面温度 T_{hw} 与冷却气进口温度 T_c 之差, 若热流 q_{hc} 确定, T_{hw} 测出, 则 h_{hc} 随之确定。计算物性时定性温度采用冷却气的进口温度。实验方法为恒热流法, 实验时给定加热功率, 测出管壁局部温度及冷却气温度, 即可用上式计算出换热系数 h_{hc} , 最终将结果表达成一个相似系数: 努塞尔数 $Nu_{hc} = h_{hc}d / \lambda_c$, 式中, d 是多斜孔直径, λ_c 是冷却气导热系数。

2.3 实验系统

模拟多斜孔的实验管材料为 1Cr18Ni9Ti, 内径为 15 mm, 壁厚 1 mm, 端面之间相互平行, 与管中心线成 30 夹角。壁温测量用直径 0.1 mm 的镍铬—镍硅热电偶, 沿 A, B, C, D 四条圆管母线上布置, 每条线上 10 个, 共 40 个。母线 B, D 相对称。见图 1。电加热层用绝缘电阻丝均匀缠绕在管外壁上, 其外再包裹绝热材料。

模拟冲击壁和多斜孔壁的试验件采用 14 mm 厚的夹布胶木板, 共加工 2 套试验板, 分别模拟长菱形排布和正菱形排布的双层壁结构。试验板的几何尺寸见表 1。

表 1 试验板的几何参数

排列方式	叉排长菱形	叉排正菱形
Nm / Ni	3	3
d_i / mm	13	13
P_i / mm	90	126
S_i / mm	90	63
d_m / mm	15	15
P_m / mm	45	63
S_m / mm	45	31.5

整个试验系统的装置结构见图 2, 由气源来的冷却空气通过管路进入集气箱中, 再进入冲击

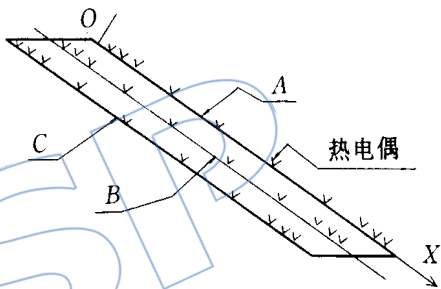


图 1 双层壁冷却结构试验原理图

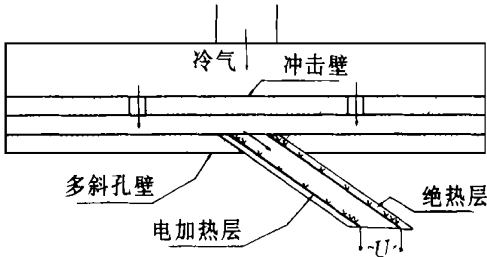


图 2 热电偶分布图

板上的冲击小孔, 对多斜孔板形成冲击冷却, 最后通过多斜孔, 排入大气。并对模拟多斜孔的试验小管进行冷却。

2.4 误差分析

为提高实验的精度, 保证数据的可靠性, 在正式实验开始前, 先进行一个预备实验, 即热损失实验, 以确定通过外壁面散失的热量, 这部分热量在计算实际加热热流量时, 必须从总的电加热功率中除去。由于在计算对流换热热量 q 的时候已经将热损失考虑在内, 故这部分误差主要是由测量仪

器的精度所决定的。在测量电加热功率时使用的是数字万用表, 其电压测量精度为 $\pm 0.01\text{ V}$, 电阻测量精度为 $\pm 0.01\text{ }\Omega$ 。实验时加热电压范围在 $5\sim 30\text{ V}$ 之间, 加热丝电阻为 $48.9\text{ }\Omega$, 故测量误差不会超过 $\pm 1\%$, 再考虑到热损失的计算误差, 这部分总的误差不会超过 $\pm 2\%$ 。

T_f 的测量使用水银温度计, 温度测量精度是 0.2°C , 试验时冷却气的温度在 15°C 左右, 由于读数造成的误差为 $\pm 1.5\%$ 。

T_w 由镍铬—镍硅热电偶测出, 其测量误差为 $\pm 0.75\%$, 热电偶输出值采用数字万用表测量, 其测量精度为 0.01 mV , 相当于 0.25°C , 壁温 T_w 的测量范围在 $20^\circ\text{C}\sim 30^\circ\text{C}$ 之间, 故测量误差为 $\pm 1.25\%$ 。综上所述, T_w 测量的总体误差在 $\pm 2\%$ 左右。

将上述各项误差累加在一起, 按绝对值法则, 总计为 $\pm 5.5\%$, 再考虑到其他一些未知因素所造成的误差, 本实验总体误差不会超过 $\pm 8\%$ 。

3 试验结果和分析

3.1 局部分布特点

图3~图4为长菱形结构的试验板在雷诺数 $Re=15000$ 左右时不同位置处的局部努塞尔数分布图。在进口区附近局部努塞尔数比充分发展段的努塞尔数有较大增强, 并且在不同位置上有较大的差别, 多斜孔排列方式不同, 位置不同都对进口区附近的局部努塞尔数有较大影响。在 $X/D>3.0$ 后, 各测量线上局部努塞尔数逐渐趋于一致,

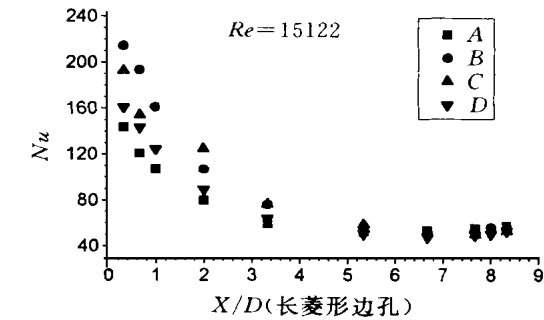


图3 长菱形边孔局部 Nu 数

管进口区的流动情况对换热的影响逐渐削弱。直到 $X/D=6$ 处, 各测量线上局部努塞尔数值基本相等。可见, 孔进口区的影响要持续到 $X/D=6$ 处。在出口段附近, 各测量线上的局部努塞尔数又有所增加, 说明受到出口射流的影响。再分别看

A, B, C, D 四条测量线上的局部努塞尔数, 测量线 A 最低, 这是由于测量线 A 没有直接暴露在冲击射流下, 所受冲击换热影响最小。 B, D 两条测量线在几何上完全对称, 当气流流动情况也相同时, 其局部努塞尔数也一致, 即见图4长菱形中孔

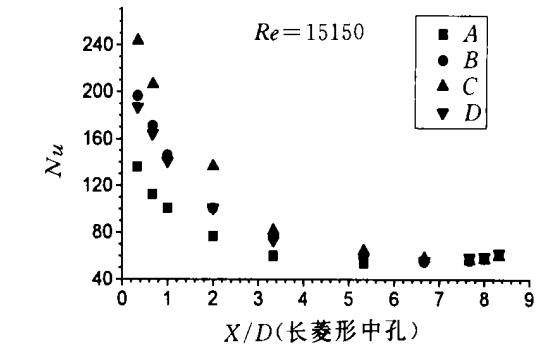


图4 长菱形中孔局部 Nu 数

的情况; 当气流流动情况不相同, 其局部努塞尔数也出现差别, 见图3长菱形边孔的情况, 这是由于所受冲击气流不对称所引起的。从图3中可以明显看出测量线 B 上的局部努塞尔数要高出测量线 D 很多, 可见冲击对局部换热的影响相当的大。对于冲击作用对局部换热的影响范围, 也可以从 B, D 两条测量线上局部努塞尔数的走势得出, 在 $X/D=2.0$ 处, B, D 两条测量线上局部努塞尔数已相差不大, 到 $X/D=3.0$ 处就已趋于一致, 这说明冲击的影响只持续到 $X/D=3.0$ 处。

对于正菱形结构, 其局部努塞尔数的分布规律与长菱形结构相同, 不再重复叙述并给出努塞尔数的分布图。

3.2 平均分布特点

图5是长菱形边孔周向平均努塞尔数分布图, 周向平均努塞尔数定义为:

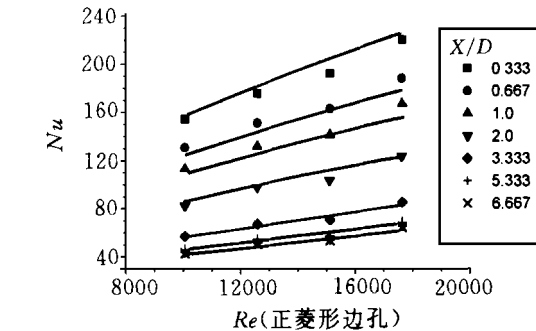


图5 平均努塞尔数分布图

$$\overline{Nu} = \sum_{i=1}^4 Nu \frac{(x/d)_i}{4}$$

由图可知,随着管内雷诺数 Re 增加,周向平均努塞尔数值也增加,在雷诺数 Re 大于 10000 时,其增长与雷诺数基本呈线性关系,并且沿轴向位置上各点的周向平均努塞尔数随雷诺数变化的

斜率也大致相同。
对于长菱形中孔、正菱形边孔和正菱形中孔这几种情况,其周向平均努塞尔数分布规律与长菱形边孔的分布相类似,故不再分别讨论。现将各种情况下多斜孔进口区平均换热公式拟合成如下形式:

$$Nu = C \cdot Re^n \cdot (D/X)^m$$

其中 C, n, m 为拟合系数,具体数值见表 2。

表 2 多斜孔进口区平均努塞尔数拟合公式系数

多斜孔位置	X/D	C	n	M
长菱形边孔	0~3.0	0.4212	0.58	0.3207
	3.0~7.0	0.1444	0.68	0.4256
长菱形中孔	0~3.0	0.1087	0.73	0.351
	3.0~7.0	0.0685	0.76	0.3908
正菱形边孔	0~3.0	0.2588	0.64	0.3352
	3.0~7.0	0.1536	0.68	0.4233
正菱形中孔	0~3.0	0.3422	0.59	0.2706
	3.0~7.0	0.1653	0.65	0.2835

图 6 是几种情况下沿轴向不同位置处的周向平均努塞尔数的比较,在进口区附近,即 $X/D < 3.0$ 时,周向平均努塞尔数相差较大,其中正菱形边孔在各雷诺数下其周向平均努塞尔数略高,而正菱形中孔其值最低,明显低于其他 3 种情况。这可以解释为进口区附近换热增强主要受冲击作用的影响,对两种排布形式的双层壁结构,正菱形中孔距冲击孔的距离最远,所受冲击作用最小,故其所受到的换热增强也最小。在远离进口区处,即 $X/D > 3.0$ 时,各种情况下的周向平均努塞尔数趋向一致,差别不大。

4 结 论

总结冲击加多斜孔双层壁冷却方式多斜孔内换热研究表明:

- (1) 不同多斜孔排布方式、不同位置的情况下,随管内雷诺数 Re 的增长,管内换热增强,其局部努塞尔数和周向平均努塞尔数都随之增长;
- (2) 进口区附近局部和周向平均努塞尔数与管内充分发展段相比有较大增强,进口区的影响范围一直可达 $X/D = 6.0$ 处;
- (3) 进口区附近局部努塞尔数分布与多斜孔的排布方式和位置有关,并在很大程度上受冲击作用的影响,冲击的影响在 $X/D < 3.0$ 的范围

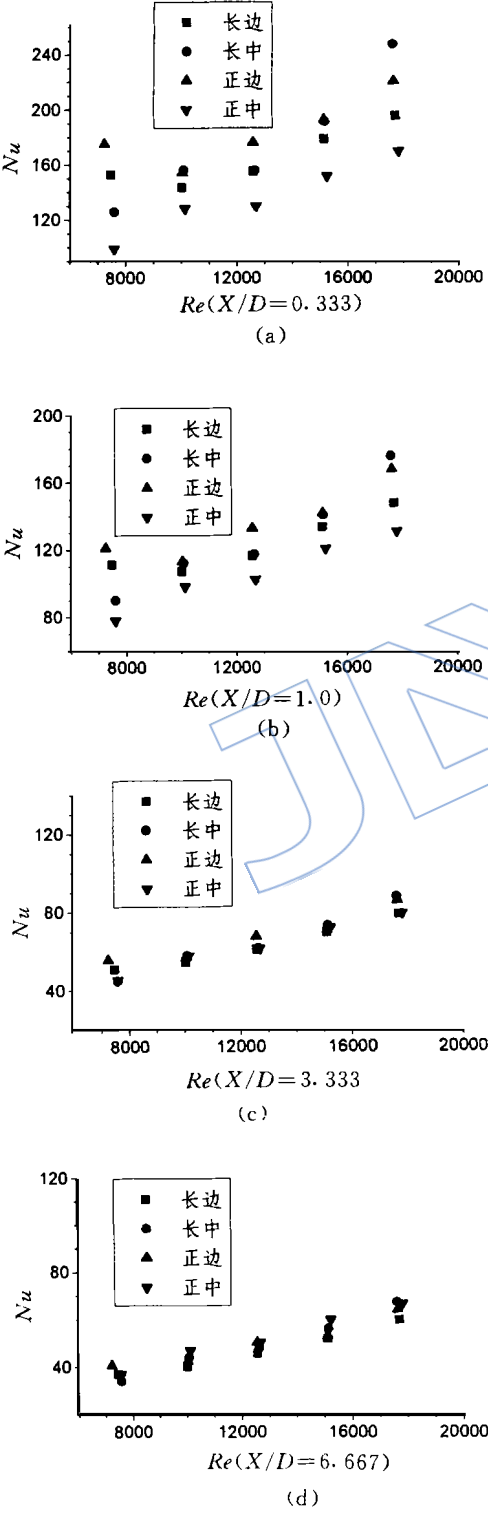


图 6 平均 Nu 变化趋势比较

内;
(4) 在出口段, 由于受出口射流的影响, 局部及周向平均努塞尔数与管内充分发展段相比略有增强, 但增加幅度很小。

参考文献:

[1] Sokolowski D E, Rohde J E. The E3 Combustor Status and Challenges[R]. NASA- TM - 82684, 1981.
[2] Andrews G E, Aldabagh A M, Asere A A, et al. Impingement/ Effusion Cooling[R]. ASME 89- GT - 188, 1989.

[3] Aldabagh A M, Andrews G E, Abdul Husain R A A, et al. Impingement/ Effusion Cooling-The Influence of the Number of Impingement Holes and Pressure Loss on the Heat Transfer Coefficient[R]. AGARD, Heat Transfer and Cooling in Gas Turbines, N93- 29926 11- 07, 1993.
[4] 林宇震. 燃烧室多斜孔壁气膜冷却研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 1997.
[5] 林宇震, 李彬, 宋波, 刘高恩. 多斜孔壁冷却方式不同进气角度小孔内对流换热研究[J]. 推进技术, 1999(1): .

(责任编辑 杨再荣)

Investigation of Heat Transfer Inside Inclined Multihole
in the Impingement/ Inclined Multihole Double Wall

YU Wen-li, LIN Yu-zhen, LIU Gao-en

(Inst. of Thermal-Power Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: The local and overall heat transfer inside inclined multihole has been investigated experimentally with two types of hole distributions and different locations in the impingement/ inclined multihole double wall of aeroengine combustor liner under the guidance of similarity method. The results demonstrated that the heat transfer near the entrance was enhanced greatly with the local heat transfer coefficients, and the average heat transfer coefficients were related closely with the impingement. The heat transfer coefficients vary greatly in the region of entrance due to the influence of impingement. The influential area can reach down to some where X/D being equal to 3. 0, but vary little in the region far from the entrance.

Key words: combustor; film cooling; inclined multihole; impingement; convective heat transfer

更正: 第 16 卷第 3 期 208 页图 3 ‘第二代, 第一代’图字互换。