

文章编号: 1000-6893(1999)03-0201-04

不同倾斜角多斜孔壁冷却方式绝热温比研究

林宇震, 宋波, 李彬, 刘高恩

(北京航空航天大学 热动力工程研究所, 北京 100083)

INVESTIGATION OF ADIABATIC WALL EFFECTIVENESS OF THE INCLINED MULTIHOLE WALL FILM COOLING WITH DIFFERENT ANGLES TO THE WALL SURFACE

L N Yu-zhen, SONG Bo, L I Bin, L I U Gao-en

(The Thermal Power Institute, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

摘要: 对具有不同倾斜角多斜孔壁冷却方式绝热温比进行了研究。研究方法为传热传质类比实验方法。多斜孔壁由多斜孔试验板模拟。多斜孔试验板中小孔方向与主流夹角为 0° ;小孔与板表面夹角分别为 30° ; 45° 及 150° 。各多斜孔板的孔排距比与孔间距比保持一致。实验结果反映了不同孔倾斜角对多斜孔壁冷却方式气膜绝热温比的影响。并讨论了在航空发动机中采用多斜孔壁冷却方式时选择孔倾角的考虑。

关键词: 航空发动机; 燃烧室; 冷却

中图分类号: V 231.3 **文献标识码:** A

Abstract: An investigation of adiabatic wall effectiveness of the inclined multihole wall with different angles to the wall surface was conducted using the experimental method of heat mass transfer analogy. The inclined multihole walls are simulated by the inclined multihole testing plate. The inclined holes of all plates are angled 0° to the mainstream and 30° ; 45° and 150° to the surface respectively. The ratio of hole spacing to the hole diameter and the ratio of row spacing to the hole diameter are equal in all testing plates. The experimental results revealed the influence of different angles to the wall surface on the adiabatic wall film effectiveness of the inclined multihole wall. And the considerations of the selection of the hole angle to the surface are discussed when the inclined multihole wall cooling is utilized in the combustion chamber of the aeroengine.

Key words: aircraft engines; combustion chambers; cooling

多斜孔壁冷却方式作为航空发动机主燃烧室先进冷却方案之一, 满足了航空发动机日渐提高的性能对火焰筒冷却提出的苛刻要求。对该种冷却方式的绝热温比研究, 国内外都开展了一些工作^[1-5]。文献[1~4]所研究的多斜孔阵均为叉排形式, 无量纲孔间距 $p/d = 3 \sim 14$, 无量纲排距 $s/d = 5 \sim 10$ 。实验的吹风比 M (吹风比 $M = \rho_j u_j / (\rho u)$) 较小, 在 $0.1 \sim 1.5$ 左右, 与主燃烧室实际工作情况差别较大。在文献[5]中, 本文作者研究了在燃烧室吹风比范围内吹风比对多斜孔壁气膜冷却绝热温比分布的影响, 并且研究了不同孔排距比、孔间距比等几何参数对绝热温比的影响。但对于不同小孔与壁表面夹角即倾斜角 α 的影响, 尚未见到有关文献的报道, 因此对其展开研究很有必要。

1 多斜孔试验板几何参数、实验方法简介

多斜孔壁冷却方式火焰筒壁基本构造的主要特征是: 在被冷却的火焰筒壁上运用激光钻孔技术钻出大量密集、离散的倾斜小孔, 小孔直径小于壁厚以形成较大的内部冷却能力。一般而言, 小孔直径为 $0.5 \sim 1.0 \text{ mm}$, 火焰筒壁厚为 $1.2 \sim 2 \text{ mm}$, 小孔长径比 $l/d = 3 \sim 8$, 孔间距比 $p/d = 3 \sim 6$, 孔排距比 $s/d = 3 \sim 12$, 孔倾角 $\alpha = 20^\circ \sim 30^\circ$; 偏转角 $\beta = 0^\circ \sim 45^\circ$; 各几何参数含义参见图 1。其冷却基

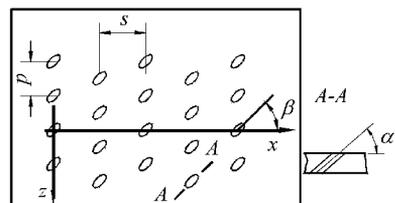


图 1 多斜孔试验板及测量坐标系

本过程是: 冷却气在环腔流动冷却火焰筒壁冷却侧,

收稿日期: 1998-05-05; 修订日期 1998-07-03



遇到小孔,冷却气流入小孔,以强制对流换热的方式主动冷却壁;然后喷射进入主流,形成气膜。多斜孔壁冷却方式绝热温比是一个非常重要而且基本的参数,它表达了冷却气膜在被保护表面上冷却效果的一个无因次温度比值,其定义式为 $\eta = (T - T_{aw}) / (T - T_j)$ 。式中:绝热壁温 T_{aw} 是被冷却壁面在绝热时壁面附近的气体温度,完全由燃气与小孔冷却气的混合情况来决定。

现代航空燃气涡轮发动机基本采用环形燃烧室,绝热温比值在一定工况下以及在确定的轴向位置上沿周向是周期性重复变化的,因此只需采用包含6~10列孔的一个局部进行研究即可。这样一个局部的弧度非常小,则多斜孔壁可用矩形多斜孔试验板来模拟。相应的环腔通道以及火焰筒通道可用矩形通道来模拟。用相似理论分析可得吹风比及多斜孔壁的几何参数是相似量,试验时必须模拟。本文研究3种不同倾角多斜孔试验板的几何参数是:各试验板排距比 s/d 相等,均为8;间距比 p/d 亦相等,均为4;孔偏角 β 都为 0° ;孔排列方式均为叉排,小孔孔径比 l/d 均大于5,都有10排孔。所不同的是孔倾角 α 分别为 30° 、 45° 及 150° 分别命名为1号板、2号板和3号板。

对于多斜孔壁气膜冷却这样一类具有复杂几何边界条件的流动传热过程,理论分析和计算研究尚不能给出令人满意的结果,因此采用实验研究。该方法是 CO_2 传质传热类比方法,即在小孔射流(冷却流)中加入异性气体 CO_2 ,通过测量异性气体在壁面上的浓度分布来换算绝热温比 η 。其理论基础及试验结果可靠性的分析见文献[6,7]。相比于传热方法研究,可以避免三维导热不易处理的困难。本文实验范围内 Sc 数约为0.98;另外实验时温度 $|t - t_j| < 3$,热扩散影响可忽略,因此可用传质传热类比方法获得绝热温比 η 值。在传质实验时,非渗透壁相应于绝热壁,因而当非渗透壁表面的 CO_2 浓度 c_m 测出,并已知冷却气、主流的 CO_2 浓度时,即可得到绝热温比值。通常主流里不掺入 CO_2 ,以降低实验难度,则 $\eta = c_m / c_j$, c_j 是冷却气射流的 CO_2 浓度。详细的实验系统布局及操作过程见文献[8], CO_2 传质传热类比方法用于多斜孔壁绝热温比研究的精度分析见文献[9]。

2 实验结果及分析

图1同时给出多斜孔试验板测量坐标系。第1排孔中间一列孔中心为原点,展向为 z 轴,流向

为 x 轴。测量 $z = 0, z = p/4, z = p/2$ 三条测量线上的绝热温比。考虑到多斜孔板结构,认为这些测量线上测量点反应出整个多斜孔板展向绝热温比分布。同时定义展向平均绝热温比 η_v $\eta_v = 2 \int_0^{p/2} \eta_{(x/d)} dz / P$ 。其含义是在相同 x/d 位置各 η 平均。该值反应出某一 x/d 位置上气膜冷却的平均效果。 η_v 越大,表明该处气膜覆盖好,冷却潜力大。

图2、图3是1号试验板($\alpha = 30^\circ$)在吹风比 M 分别为2.01及3.84时局部绝热温比的分布。从图可见,由于该板孔排列方式为叉排,相邻两排孔中心 z 坐标相差 $p/2$,因此对不同孔排中,奇数排后 $z/d = 0$ 这条测量线是孔中心线,偶数排中, $z/d = (p/d)/2$ 这条测量线是孔中心线, η 在这两条线中交错上升,即在孔后绝热温比 η 从最高值开始下降,直到下一个孔前,然后在这个孔后,绝热温比 η 又从最高值开始下降。并且在启始1,2,3排孔后可以看出孔中心线上单排孔分布的影响。即在孔后 η 先下降,然后在离孔 $5d$ 距离后又上升。并且由于叉排板中小孔射流交叉喷射,绝热温比 η 上升很快。在两列孔中间的测量线 $z/d = (p/d)/2$ 上,绝热温比 η 一直单调上升。仔细比较,可以发现1号板在这两个吹风比下,各测量线对应测点位置上绝热温比值基本相等,说明吹风比 M 大于1后,对绝热温比基本无影响。

图4是2号试验板($\alpha = 45^\circ$)在吹风比 M 为3.94时局部绝热温比的分布。从图中可见,在每排孔后孔中心线上绝热温比 η 值迅速衰减,如第1排孔后, $z/d = 0$ 这条测量线上,在 $x/d = 3$ 这一点 $\eta = 0.056$,说明射流穿透主流程度要比 $\alpha = 30^\circ$ 的孔大。而在相同位置相应吹风比情形下的1号板 $\eta = 0.35$,差别很大。并且由于多排孔叠加使 η 上升程度亦不及1号板。并且在孔排间,3条测量线上的值基本相同,这与1号板不同,1号板在孔排间孔下游的值是逐步下降的,3条测量线上的值有较大差别。同时进行了吹风比 $M = 2.04$ 的试验,最终结果表明,在本试验的吹风比范围内,绝热温比值基本无变化,限于本文篇幅,这里就不给出其分布图,具体结果可参见文献[9]。

图5与图6是3号试验板($\alpha = 150^\circ$)在吹风比 M 分别为1.97及3.95时局部绝热温比的分布,与倾斜角 $\alpha = 30^\circ$ 、 45° 的1号、2号试验板绝热温比局部分布不同。1号板、2号板的孔排间的绝热温比是沿着主流的方向逐步递增的,而3号板

孔排间的绝热温比表现的特征是沿着主流方向先上升, 然后下降; 孔下游的绝热温比值亦迅速衰减, 这与2号板有相同之处。从总体的分布规律来看, 吹风比对倾斜角 $\alpha=150^\circ$ 的影响非常大, 二者呈现出完全不同的分布规律。在吹风比较小($M=1.97$)的情形下, 第1排孔前($-8 \leq x/d \leq 0$)绝热温比 η 值接近于0, 而在吹风比较大($M=3.95$)

的情形下, 第1排孔前($-8 \leq x/d \leq 0$)绝热温比 η 值在0.28至0.38之间。对倾斜角 $\alpha=30^\circ, 45^\circ$ 的1号、2号试验板, 第1排孔前的绝热温比 η 值一定为零。孔排间的峰值位置, 在吹风比 $M=1.97$ 时在第3排至第4排孔间, 在吹风比 $M=3.95$ 时, 在第1排至第2排孔之间。

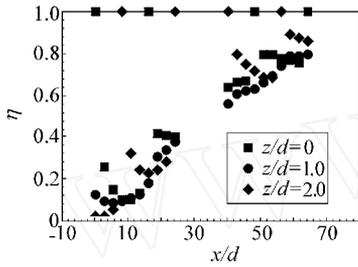


图2 1号板绝热温比分布 ($M=2.01$)

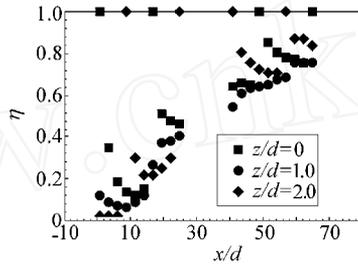


图3 1号板绝热温比分布 ($M=3.84$)

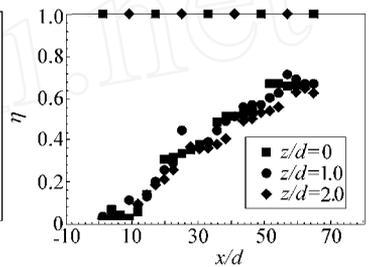


图4 2号板绝热温比分布 ($M=3.94$)

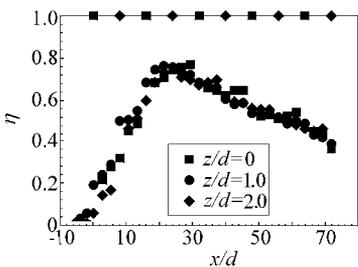


图5 3号板绝热温比分布 ($M=1.97$)

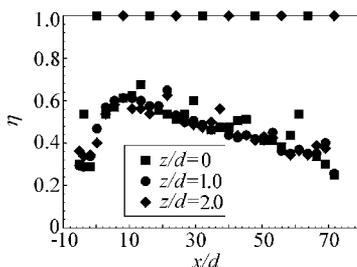


图6 3号板绝热温比分布 ($M=3.95$)

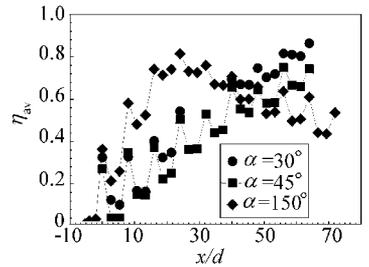


图7 3种试验板 η_{av} 分布 ($M=2.0$)

图7与图8分别是3种试验板在 $M=2.0$ 及 $M=4.0$ 时的平均绝热温比 η_{av} 分布。对1、2号板, 其平均绝热温比在这2个吹风比情况下基本无差别, 规律亦完全相同, 都是从第1排孔后呈阶梯状逐渐上升。其中, 1号板平均绝热温比值上升较2号板快。3号板的平均绝热温比随着 x/d 增加时, 先上升至一个峰值后然后下降。随着吹风比增加, 峰值位置的越往上游孔排移动, 并且峰值减小。

透不如孔倾角较大时(如 $\alpha=45^\circ$)对主流的穿透严重, 因此孔下游绝热温比值衰减较慢, 并且多排孔的叠加使得靠后孔排后的绝热温比值亦较高。小孔倾角大于 90° 后, 小孔射流对主流逆向穿透, 因此在高吹风比情形下, 第1排孔上游绝热温比值亦相当高, 这与相应情况下小孔倾角是锐角时绝热温比完全不同。可以认为是气膜逆向叠加而造成上述现象, 并且吹风比越高, 逆向穿透越严重, 造成了平均绝热温比值的峰值下降, 但带来的收益是前面几排孔后的绝热温比值增加。

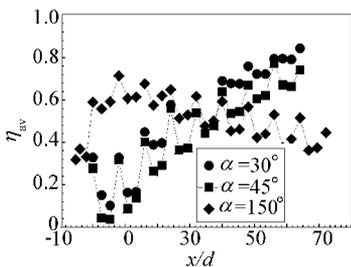


图8 3种试验板 η_{av} 分布 ($M=4.0$)

造成上述分布的根本原因是: 由于孔倾角的变化而导致的小孔冷却气射流与主流掺混的流态不同。孔倾角小时(如 $\alpha=30^\circ$), 小孔射流对主流的穿

透不如孔倾角较大时(如 $\alpha=45^\circ$)对主流的穿透严重, 因此孔下游绝热温比值衰减较慢, 并且多排孔的叠加使得靠后孔排后的绝热温比值亦较高。小孔倾角大于 90° 后, 小孔射流对主流逆向穿透, 因此在高吹风比情形下, 第1排孔上游绝热温比值亦相当高, 这与相应情况下小孔倾角是锐角时绝热温比完全不同。可以认为是气膜逆向叠加而造成上述现象, 并且吹风比越高, 逆向穿透越严重, 造成了平均绝热温比值的峰值下降, 但带来的收益是前面几排孔后的绝热温比值增加。

对燃烧室采用多斜孔壁冷却方式而言, 在主燃区气膜典型吹风比 $M=4.0 \sim 6.8$ 之间, 主燃区的辐射换热最强, 因而采用倾角是锐角的多斜孔壁, 前几排孔后的低绝热温比值容易造成这个区域的壁温偏高。因此, 若采用前 $8 \sim 10$ 排孔的倾角为钝角, 后面孔排倾角为锐角的组合多斜孔壁的方式, 可以结合二者的特点, 使得多斜孔壁冷却方式总冷却效率提高, 壁温分布更均匀。

3 结论

(1) 孔倾角为锐角时, 孔的倾角越小, 绝热温比值越高, 并且吹风比变化对绝热温比值基本无影响, 平均绝热温比随着 x/d 增加, 逐步增加。因此在采用多斜孔壁冷却方式时, 尽量选择小的孔倾角。

(2) 孔倾角为钝角时, 平均绝热温比随 x/d 增加, 先迅速达到一个峰值, 然后逐渐下降, 同时还有前几排孔的绝热温比值要高于相同吹风比时孔倾角为锐角的情况。吹风比对绝热温比值有较大影响, 吹风比越高, 绝热温比值总体水平下降, 但峰值的 x/d 位置前移。

(3) 可以考虑在实际主燃烧室为多斜孔壁冷却方式时, 采取组合冷却方式的特点, 避免通常小倾角多斜孔壁前几排孔绝热温比值低的不足, 提高多斜孔壁冷却方式的总冷却效率。

参考文献

- [1] Mayle R E, Camarata F J. Multi-hole cooling film effectiveness and heat transfer[J]. Trans of the ASME, Journal of Heat Transfer, 1975, 97(2): 534~538
- [2] Sasaki M, Takahara K, Kumagai T, et al. Film cooling effectiveness for injection from multirow holes[R]. ASME Paper 78-GT-32, 1978
- [3] Crawford M E, Kays W M, Moffat R J. Full-coverage film cooling, Part I: Comparison of heat transfer data for three injection angles[R]. ASME Paper 80-GT-43, 1980
- [4] Kumada M, Kasagi N, Hirata M. Studies of full-coverage film cooling, Part 2: Measurement of local heat transfer coefficient[R]. ASME Paper 81-GT-38, 1981
- [5] 方韧, 李彬, 林宇震, 等. 多斜孔壁气膜冷却绝热温比的传热传质类比实验研究[J]. 航空动力学报, 1998, 13(1): 65~68
- [6] 李立国. 传质与传热的类比及其在薄膜冷却研究中的应用[A]. 中国工程热物理学会 1981 年学术报告会, 编号 81-3114[C], 1981
- [7] Pedersen D R, Eckert E R G, Goldstein R J. Film cooling with large density difference between the main stream and secondary fluid measured by the heat mass transfer analogy[J]. Trans of the ASME, Journal of Heat Transfer, 1977, 99(2): 620~627
- [8] 宋波. 燃烧室多斜孔壁冷却方式研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 1995
- [9] 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

作者简介:



林宇震, 29 岁, 航空发动机专业博士, 讲师, 研究方向航空发动机燃烧室与燃烧工程。电话: (010) 82317425。



宋波, 28 岁, 工程热物理专业硕士, 讲师, 研究方向航空发动机燃烧室与燃烧工程。电话: (010) 82317425。

飞机发展与总体设计第二届学术交流会征文

中国航空学会飞机总体专业分会飞机发展与总体设计专业委员会拟于 1999 年三季度召开第二届学术交流会。

一、中心议题: 飞机总体综合设计技术和发展

二、征文内容:

(1) 飞机总体综合设计概念和方法研究; (2) 未来军机、民机总体发展研究; (3) 飞机总体设计技术研究; (4) 飞机总体和子系统发展研究; (5) 高生存力设计技术在总体设计中的应用; (6) 隐身技术在飞机总体设计中的应用; (7) 推力矢量技术在飞机总体设计中的应用; (8) 飞机总体设计专业其它有关技术研究。

三、征文要求:

(1) 论文论点明确, 文字简洁, 数据准确, 图文清晰, 篇幅一般不超过 5000 字, 并附有 200 字以内的摘要; (2) 凡在全国性会议上交流过的论文, 或在公开刊物上发表过的论文恕不录用; (3) 应征论文不退稿, 请作者自留底稿, 并写清作者单位、姓名、通讯地址; (4) 征文截止日期: 1999 年 5 月 30 日; (5) 论文请寄: 沈阳市 725 信箱 201 分箱(邮编: 110035)王永庆(收); (6) 联系人: 王永庆 024-86722541-315(O), 024-86782276(H); 陈森彪 024-86782275(H)。

(李铁柏)