

燃烧室多斜孔壁流量系数研究

北京航空航天大学 方 韧* 林宇震 李 彬 刘高恩

【摘要】 对 5 种不同几何结构多斜孔试验板展开了流量系数研究。讨论了流量系数的物理本质及影响因素。在变化各种几何因素及流动因素的情况下由实验得出了流量系数值。讨论并分析了各种因素对流量系数的影响程度。该结果对多斜孔壁气膜冷却的设计、研究有重要意义。

主题词: 燃烧室 冷却 流量系数

分类号: V 231.1

研究了主燃烧室火焰筒采用多斜孔壁气膜冷却时多斜孔壁流量系数。其方案如图 1, 是在被冷却的火焰筒壁上钻出大量密集离散倾斜小孔, 小孔直径 $0.5 \sim 0.8 \text{ mm}$ 之间, 冷却气经过倾斜小孔时先以强制对流换热方式主动冷却壁, 然后喷入主流形成气膜将壁与燃气隔离, 充分发挥冷却气流冷却能力。目前发表的多斜孔壁研究文献大多是关于绝热温比的研究, 对流量系数研究较少。文献[1]关于全覆盖离散孔气膜冷却流量系数研究, 但离散小孔与壁面垂直, 与本文研究的多斜孔壁几何结构不同。文献[2]是单排小斜孔流量系数研究, 其研究对象是涡轮叶片; 文献[3]亦是单排小孔流量系数研究, 但对孔排距, 倾角变化, 孔排数及主流存在是否影响流量系数未作研究。

1 多斜孔壁流量系数分析

参见图 1, 燃烧室冷却气流流经多斜孔壁时, 存在进口损失, 摩擦损失, 出口突扩损失以及加热损失, 所有这些损失导致实际通过小孔气流流量 $\dot{m}_{re}$ 比相同流动情况下理论流量 $\dot{m}_{th}$ 小, 由此引出流量系数的定义: $C_D = \dot{m}_{re} / \dot{m}_{th}$ 。由于影响实际流量的因素很多, 因此实际流量由实验确定, 理论流量用连续方程及柏努利定律计算。

由图 1 分析影响流量系数 C_D 的流动因素。流动因素有: 环腔内气流速度 V_a , 小孔内气流速度 V_j , 火焰筒内燃气主流速度 V_∞ 。根据动量方程以及相似理论可得到 3 个准则关系: 环腔气流动量与小孔气流动量之比 $I_1 = \rho_a V_a^2 / \rho_j V_j^2$; 小孔气流雷诺数 Re ; 燃气主流动量与小孔气流动量之比 $I_2 = \rho_\infty V_\infty^2 / \rho_j V_j^2$ 。由图 2 可知影响流量系数 C_D 的几何因素: 无量纲孔间距 P/d , 无量纲孔排距 S/d , 小孔与壁面的夹角 α , 小孔与主流方向偏角 β , 对于多排孔, 考虑孔排数 n 的

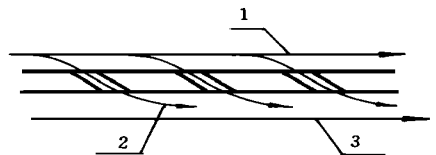


图 1 多斜孔壁气膜冷却方案

影响,孔排列方式的影响,例如是叉排还是顺排(图 2 是叉排排列),无量纲孔长度 L/d 影响。

2 试验

2.1 试验参数确定

多斜孔壁火焰筒上主燃孔与掺混孔将火焰筒分成动量比 I_1 和 I_2 差别较大的 3 段,每段有 10~20 排冷却小斜孔。由于在实际燃烧室进行流量系数测量既困难又不精确,所以试验方案是降工况对多排倾斜小孔试验板进行流量系数试验,即在一块长方形板上加工出多排倾斜小孔并在常温常压下进行试验。多斜孔试验板的结构形式参见图 2。试验板小孔直径放大到 1.5 mm,其它几何特征参数保证不变,以此模拟主燃烧室多斜孔壁。通常主燃室壁厚在 1.5~2 mm,按孔倾角 α 为 30 计算, L/d 在 3.75~8 之间。5 种不同试验板几何参数见表 1。所有试验板小孔直径 D 为 1.5 mm,孔排列方式为叉排。

表 1 试验板几何参数

参数	P/d	S/d	α	β	n	L/d
1 号板	5.67	5.67	30°	0°	20	8
2 号板	4	8	45°	0°	14	5.67
3 号板	4	8	135°	0°	14	5.67
4 号板	4	8	30°	0°	14	8
5 号板	4	8	30°	45°	14	8

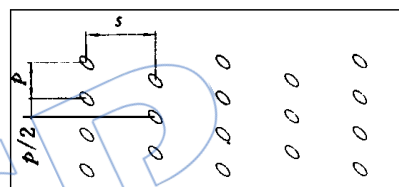


图 2 多斜孔壁几何构造

根据对一些燃烧室参数计算,发现动量比 I_1 在 0.001~0.6 之间,小孔 Re 数在 6000~15000 之间,动量比 I_2 在 0.06~1.0 之间,因此试验基本上在上述参数范围内进行。

2.2 试验台

试验台中试验段如图 3 所示。试验段主气流由风机提供,主气流流量可以调节。模拟环腔的配气箱横截面为 120 mm × 21 mm,进出配气箱流量 m_{c1} 、 m_{c2} 由孔板 1 和 2 测量。孔板 1 和 2 在试验前用 LWQ-15 型涡轮流量计仔细的标定。孔板测量精度在±2.0%~3.2%,当 m_{c1} 和 m_{c2} 测出后,实际通过小孔气流量就被确定了。通过多斜孔试验板的理论流量可以通过测量配气箱与试验段的压力,温度后用伯努利定律及质量连续方程进行计算。变化各种流动参数和更换试验板,即可得到不同参数影响下的流量系数 C_D 值。

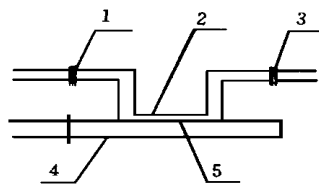


图 3 试验段简图

3 试验结果分析与讨论

3.1 流动因素影响

主流影响: 试验时首先进行了主流改变对流量系数影响的试验。试验时保持动量比 I_1 与小孔 Re 数不变,变化动量比 I_2 。试验板是 1 号板。试验结果见下表 2。试验点 1 主流动量为零,试验点 2~5 主流动量由小变大。试验结果表明,主流改变对流量系数 C_D 影响不大,表明小孔射流出损失绝大部分是突扩损失,掺混损失极小。另外随着主流动量增加,流量系数 C_D 呈减

小趋势,说明掺混损失逐渐增加,但幅度极其微弱,如试验点 5 比试验点 1 的流量系数值减小 0.4%。因此以后的试验可以不考虑主流的影响,图 4 是主流不存在但冷却气流存在横向流动时多斜孔试验板 1~5 号的流量系数 C_D 试验结果。

表 2 存在主流时 1 号板流量系数 C_D 值

	I_1	I_2	Re	C_D
1	0.240	0.000	8745	0.7983
2	0.240	0.107	8745	0.7954
3	0.240	0.147	8745	0.7959
4	0.240	0.204	8745	0.7954
5	0.240	0.237	8745	0.7949

I_1 较大时,流量系数 C_D 在低 Re 数时增幅较大,而在高 Re 数时增幅较小,与小动量比情况呈相反的变化。小孔 Re 数增加导致流量系数 C_D 增加的原因是小孔内气流摩擦损失的影响相对的减小。这个结果与文献[1-3]给出试验结果趋势是一致的。

环腔流动影响:环腔流动影响归结为环腔气流与小孔气流动量比 I_1 。动量比 I_1 对流量系数影响与多斜孔试验板小孔与壁面夹角有关。当 $\alpha < 90^\circ$ 时,见图 4 和 5 随着动量比 I_1 增加,小孔流量系数 C_D 增加,但在动量比 $I_1 < 0.06$ 时,动量比 I_1 变化对流量系数 C_D 影响不大。当 $\alpha > 90^\circ$ (见图 4(d)),是试验板 3 号的试验结果,随着

小孔 Re 影响:从图 4 可以看出小孔 Re 数对流量系数 C_D 的影响。随着小孔 Re 数增加,流量系数 C_D 值增加,这个结果与多斜孔试验板几何结构及动量比 I_1 有关。由图 4 可见,所有叉排板在小孔 Re 数增加时,流量系数增幅相差不大,而从图 4(e) 可见有偏角 b 的叉排板在相同流动情形下流量系数增幅比叉排板小。在动量比 I_1 较小时,流量系数 C_D 在低 Re 数增幅较小,而在高 Re 数时增幅较大。在动量比

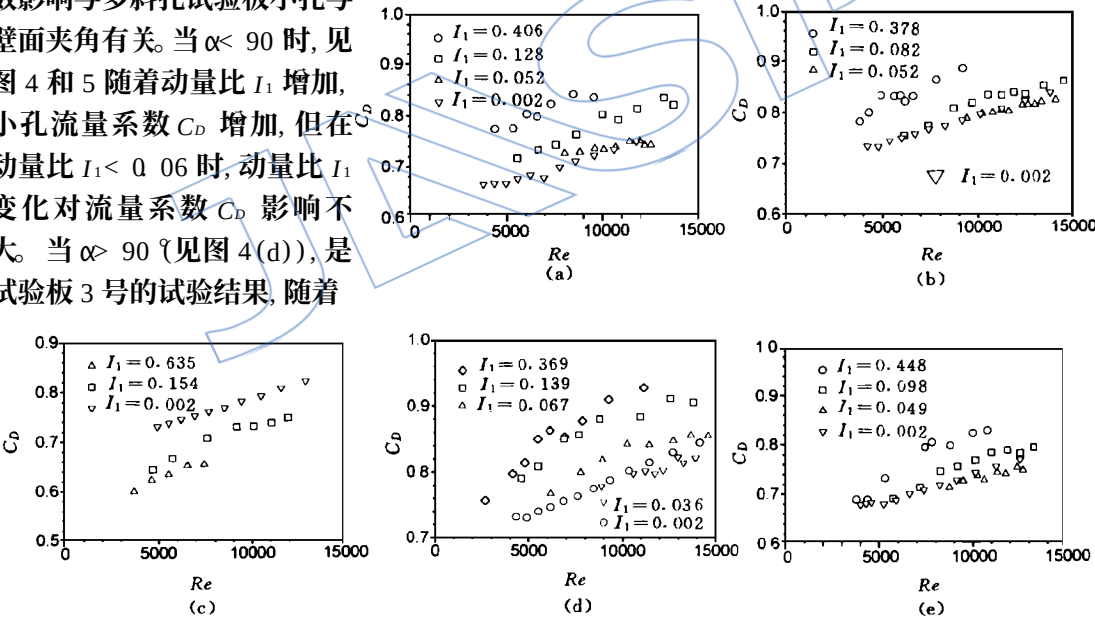


图 4 1~5 号试验板 C_D 值

动量比 I_1 增加,孔流量系数 C_D 减小,与 $\alpha < 90^\circ$ 多斜孔板 C_D 结果正好相反。原因可以这样解释:当 $\alpha < 90^\circ$ 时, I_1 增加,在相同小孔 Re 数情形下,环腔气流进入小孔前收缩范围减小,因此进口损失减小,流量系数 C_D 增加,当 $\alpha > 90^\circ$ 时, I_1 增加,在相同 Re 数情形下,虽然收缩损失减小,但折转损失变得更大,因此流量系数 C_D 减小。

3.2 几何因素影响

排数的影响:比较图 4(d) 与图 5,图 5 中的数据来源于文献[3]。图 5 中的 C_D 值是单排倾

斜小孔的试验结果,除了孔排数 n 不同外,其余几何参数相同。结果表明,单排孔与多排孔流量系数 C_D 值随小孔 Re 数及动量比 I_1 变化趋势是一致的。同样流动参数情形下,多排孔 C_D 值比单排孔 C_D 值大4%~6%。

孔排布影响:见图4(a)与(d),分别是试验板1号与4号的试验结果,在几何结构上,这两块试板有这样特点, α 与 β 相同, P/D 与 S/D 不同,1号板 $P=S$,4号板 $P=S/2$,前者称为正菱形孔排布,后者称为长菱形排布,但这两块试板的单位冷却表面小孔开孔面积率 Φ 基本相同。 Φ 的定义为: $\Phi=\pi D^2/PS \sin \alpha$ 。1号板的 $\Phi=0.0489$,4号板 $\Phi=0.0491$ 。二者流量系数试验结果表明,在同样动量比 I_1 与同样小孔 Re 数情况下,4号板流量系数值 C_D 比1号板 C_D 值大6%~10%。

图5 单排倾斜小孔 C_D 值^[3]

倾角 α 的影响:比较图4(b)与图4(d),分别是试验板2号与4号试验结果。在几何结构上,这两块试验板的差别仅在 α 与 L/D ,其余几何参数相同。4号板 $L/D=8$,2号板 $L/D=5.67$,4号板沿程损失比2号板大,但试验结果表明,在同样动量比 I_1 和小孔 Re 数情形下,4号板流量系数 C_D 与2号板的基本相等,而排入到无限大空间射流的出口损失基本是一个动压头,这说明,2号板进口损失比4号板大。于是可以得出这样的结论,除 α 不同,其它几何参数相同的多斜孔板流量系数的变化规律:在同样流动状况下, α 越大,流量系数 C_D 值越低。

偏角 β 的影响:参见图4(d)与图4(e),分别是试验板4号与5号的试验结果。在几何结构上,这两块试验板差别仅在 β ,而其它几何参数相同。4号板 $\beta=0^\circ$,5号板 $\beta=45^\circ$ 。结果表明,在相同流动情况下,有偏角的5号板流量系数 C_D 值比无偏角的4号的流量系数 C_D 值低6%~12%。这说明偏角的存在加大了气流入口损失,使流量系数降低。

4 结 论

通过对多斜孔板流量系数研究,可以得出以下主要结论:(1)主路气流对流量系数影响甚微,而环腔流动与小孔内气流流动状态对流量系数的影响较大;(2)对不同几何结构板的研究表明,单排孔流量系数与多排孔流量差别不大;孔排布方式,孔的长度,孔倾角与孔偏角对流量系数影响较大。

参 考 文 献

- 1 Andrew S G E, Mkpadi M C. Full Coverage Discrete Hole Wall Cooling: Discharge Coefficients. A S M E 83- GT- 79, 1983
- 2 Hay N, Lampard D, et al. Effect of Crossflow on the Discharge Coefficient of Film Cooling Holes. A S M E 82- GT- 147, 1982
- 3 高峰.多斜孔流量系数研究及冷却技术分析:[硕士论文].北京:北京航空航天大学,1995

(责任编辑 杨再荣)

A GENERAL MODULAR METHOD FOR STATIC SIMULATION OF LIQUID ROCKET ENGINE

Huang Weidong, Zhu Hengwei, Wang Kechang, Chen Qizhi

(1st Dept. National University of Defense Technology, Changsha 410073)

ABSTRACT A new modular method is proposed for static simulation of liquid rocket engine. The modules of the engine system are calculated iteratively in a predetermined sequence, and a modified Newton method is used to find the unknown variables of the system. This method has generality for the static simulation of liquid rocket engine, and it can be applied to analyzing the effects of the disturbances on the performance of the engine. The number of the system unknown variables can be cut down by using this method, and the solution can be found quickly and accurately. The program based on the method is realized by the object-oriented programming. The static simulation results of a liquid rocket engine are obtained from this program.

Key Words Liquid rocket engines Static simulation Modularized programs

EFFECTS OF AIR COOLANT INJECTION ON CASCADE SURFACE PRESSURE DISTRIBUTION

Chen Fu, Yang Hong, Gong Cunzhong, Feng Guotai, Wang Zhongqi

(Energy Science and Engineering College, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001)

ABSTRACT The effects on turbine blade surface pressure distribution were investigated experimentally with air coolant discharge from each of nine individual rows of coolant holes on the blade surface in a rectilinear cascade with typical turbine guide van profile. Mass flow ratios of air coolant to mainstream were 0, 0.6, and 1.2 percent, respectively. The experimental results showed that the variations of the surface pressure distribution were dependent chiefly on the amount of air coolant and the location of injecting holes. Injection from the blade leading edge right against the mainstream altered the surface pressure distribution slightly, and the pressure surface injection did not change the surface pressure distribution so obviously as the suction surface injection due to the difference of mainstream pressure gradients and mainstream velocity. In general, the surface pressure decrease caused by kidney-shaped vortex was more significant than the pressure increase due to the mainstream stagnation resulted from air coolant injection.

Key Words Spray cooling Surface pressure Turbines Guide vanes

DISCHARGE COEFFICIENTS OF INCLINED MULTI-HOLE WALL COOLING IN A COMBUSTOR

Fang Ren, Lin Yuzhen, Li Bing, Liu Gaoen

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

ABSTRACT Discharge coefficients are investigated with five inclined multi-hole test plates of different geometrical configurations. The physical nature and influential

factors of discharge coefficients are considered. The results show that the momentum ratio L and Reynolds numbers of little holes have important effect on discharge coefficients but momentum ratio L has no influence. Parameters of the geometrical configuration P/D , S/D , α , β and L/D have great influence, but the rows of holes has little effect on discharge coefficients.

Key Words Combustion chambers Cooling Flow coefficients

AN EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF ADIABATIC EFFECTIVENESS OF INCLINED MULTIHOLE WALL FULL- COVERAGE FILM COOLING WITH HEAT- MASS TRANSFER ANALOGY METHOD

Fang Ren, Li Bin, Lin Yuzheng, Liu Gaoen

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

ABSTRACT Using the method of heat- mass transfer analogy, experimental research was carried on to investigate adiabatic film effectiveness of inclined multi- hole full-coverage film cooling. The hole configurations were regular patterns of staggered discrete circular holes, and holes inclined at an angle of 30 deg to the surface of experimental plate. Spanwise hole- to- hole spacing range is from 6.0 mm to 9.0 mm, streamwise row- to- row spacing from 4.5 mm to 18 mm, and hole diameter from 1.0 to 2.0 mm. Within the range of blowing ratio from 1.0 to 4.0, the experimental results of the adiabatic film effectiveness distribution for five plates were compared and analyzed. Finally, the optimum number of hole spacing and row spacing as well as the influences of blowing ratio on the adiabatic film effectiveness were obtained.

Key Words Airfilm cooling blades Adiabatic wall temperature
Heat and mass transfer theory Experiment

INVESTIGATION OF SINGLE FILM COOLING HOLE WITH COMPOUND- ANGLE ORIENTATION

Xu Hongzhou and Wang Sanglin

(College of Energy and Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049)

Li Songling and Cheng Fuqun

(7th Dept. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072)

ABSTRACT The effects of blowing ratio at $M = 1.0$ and 2.0 on downstream flow field single film cooling hole with compound- angle orientations have been investigated experimentally. It is found that a pair of counterrotating vortices, one of which is strong and another is weak, were observed in the downstream region of jet exit. The hole with a fan-shaped angle of 0° or 15° was oriented so that its angles with respect to the test surface are 60° in a stream/normal plane projection, and 30° or 45° in a spanwise/normal plane projection. Contours of longitudinal velocity show asymmetric kidney shape. The fan- shaped hole effectively decreases the strength of longitudinal vortex and increases the spreading of jet so