

文章编号: 1000-8055(2008)04-0647-04

多斜孔冷却方式气动参数对壁温梯度和冷却效率的影响

许全宏, 徐 剑, 林宇震, 刘高恩
(北京航空航天大学 能源与动力工程学院
航空发动机气动热力重点实验室, 北京 100083)

摘 要: 针对高温升燃烧室以延长其火焰筒使用寿命为目的, 实验研究了多斜孔冷却方式气动参数, 如加温比、速度比和主流速度变化对主燃烧室火焰筒壁温梯度和冷却效率的影响. 实验结果表明: 减小加温比或增大速度比都可以减小壁温梯度的绝对值, 同时冷却效率也会增加; 当主流进入了自模区后, 随着主流速度的增加, 壁温梯度的绝对值会减小, 冷却效率会增大.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 航空发动机; 燃烧室; 火焰筒; 冷却; 多斜孔; 壁温梯度; 冷却效率
中图分类号: V231.3 文献标识码: A

Influence of aerodynamic parameter on the temperature gradient and cooling efficiency for effusion wall cooling method

XU Quan hong, XU Jian, LIN Yu-zhen, LIU Gao-en

(National Key Laboratory on Aero-engines, School of Jet Propulsion,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

Abstract: As one of the most important factors influencing the combustor life-span, the temperature gradient of the effusion wall, as well as the cooling efficiency were investigated experimentally under the guidance of similarity theory. The effects of the temperature ratio of the main flow to the cooling air, the speed ratio of the cooling air to the main flow and the speed of the main flow were analyzed and discussed. IR thermograph was used to perform local measurements of the surface temperature field. The results reveal that these parameters which are investigated in this paper have strong influence on the temperature gradient and the cooling efficiency.

Key words: aerospace propulsion system; gas turbine engine; combustor; liner; cooling; effusion wall; temperature gradient; cooling efficiency

符号表

d —— 多斜孔直径, mm
 h —— 板厚, mm
 L —— 小孔长度, mm
 n —— 小孔个数, 个

P —— 横向孔排距, mm
 S —— 流向孔间距, mm
 T —— 温度, K
 $\text{grad } T$ —— 无量纲壁温梯度
 α —— 孔斜角, ($^\circ$)
 η —— 无量纲冷却效率

收稿日期: 2007-03-28; 修订日期: 2007-07-25

作者简介: 许全宏(1969), 男, 吉林通化人, 博士后, 主要从事工程热物理以及航空发动机燃烧室研究.

- 下标
- c——冷却气
 - g——主流
 - h——小孔内
 - j——小孔射流
 - W——壁面

相比常规燃烧室,高温升燃烧室要求更多的空气参与燃烧,这样用于冷却的空气量分配减少.而且随着压比的不断提高,燃烧室进口的气流温度也增高,导致冷却空气的冷却潜质下降,火焰筒的工作环境变的更加恶劣,壁温梯度会升高.而火焰筒的壁温梯度是决定其使用寿命的主要因素,必须严格控制.另外,由于火焰筒内流场的复杂性以及各种大孔的存在,都需要研究壁温梯度的分布,从而为延长火焰筒使用寿命提供依据.

多斜孔冷却技术(如图 1 所示)是一种先进的冷却方式,也是解决高温升燃烧室火焰筒冷却问题的关键技术之一,小孔内部的强对流换热和较大的对流换热面积是其显著特点.

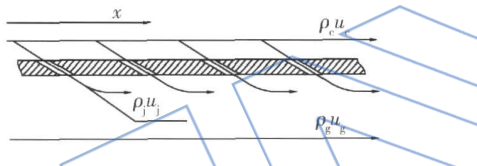


图 1 多斜孔壁冷却方式
Fig. 1 Effusion wall cooling method

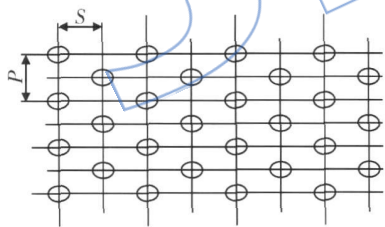


图 2 多斜孔壁孔排列方式
Fig. 2 Hole arrangement of effusion wall

国内外针对多斜孔冷却方式在燃烧室火焰筒上的应用已展开了许多基础流动及换热特性方面的实验和数值研究,取得了大量成果.林宇震在文献[1]中研究了多斜孔冷却方式的基础流动和对流换热特性方面的问题,在相似理论指导下进行实验,对各种不同几何结构多斜孔实验板在不同流动参数,如吹风比、速度比、不同主流燃气雷诺数、环腔冷却气雷诺数和小孔冷却气雷诺数情形下,研究了流动特性中多斜孔壁流量系数以及对流换热特性中的多斜孔壁热侧对流换热系数、绝

热温比、冷侧对流换热系数和小孔内部对流换热系数.文献[2-3]研究了多斜孔壁气膜冷却方式在一定的流动及几何参数下的流量系数.Andrews 等人在文献[4]中对小孔内对流换热进行了研究.文献[5-8]对火焰筒多斜孔冷却方式绝热温比进行了研究.目前,对多斜孔冷却方式壁温梯度的试验研究还不多见,而壁温梯度是决定火焰筒寿命的关键因素,因此对壁温梯度和冷却效率的研究很有必要.

在文献[1-3]研究结果的基础上,设计了多斜孔板实验件(几何参数见表 1),孔排列阵中 $P/d = S/d$,此排列方式称为叉排长菱形,具体排列结构如图 2 所示.本文就气动参数(加温比、速度比和主流速度)对多斜孔冷却方式的壁温梯度以及冷却效率的影响进行了试验研究.

温度梯度的一般表达式为 $\text{grad } T = \frac{d\bar{T}_w}{dx}$, $\bar{T}_w$ 为沿轴向位置的展向平均温度,以多斜孔孔径 d 为长度标尺,冷却气温度 T_c 为温度标尺,将其无量纲化得到本文中定义的轴向无量纲壁温梯度为 $\text{grad } T = \frac{d}{T_c} \cdot \frac{\partial t}{\partial x}$,展向壁温梯度将另文发表.由于气膜的冷却作用,多斜孔实验件的轴向壁温呈现不断下降的趋势,因此本文中的壁温梯度都呈负值.另外定义冷却效率为 $\eta = \frac{T_g - T}{T_g - T_c}$,小孔内冷却气与主流的速度比为 $\frac{u_c}{u_g}$,加温比为 $\frac{T_g}{T_c}$.

表 1 多斜孔实验板几何参数
Table 1 Geometric parameters of effusion wall

P/d	S/d	h/d	PS/d^2	α	n
5.84	5.84	2	34	30	63

1 实验系统及实验方案

本实验所用的实验系统是主流、冷却气均可单独调节的实验装置,实验台系统如图 3 所示.实验在常温常压下进行, $p_0 = 1.013\ 25 \times 10^5\ \text{Pa}$, $T_0 = 296\ \text{K}$.主路气流由风机提供,经电炉加温后进入试验段,其流量通过调节总静压差来控制;冷却气由低压气源提供,由浮子流量计控制其流量;实验中多斜孔主流侧壁面的温度采用 ThermoCAM P60 红外热像仪测量;红外热像仪拍摄的红外图像采用两点铬镍-镍硅热电偶进行标定.标定后的红外图像经 MATLAB 软件处理可得到

多斜孔板主流侧壁温梯度和冷却效率. 实验过程中对气动参数进行严格控制, 误差在 1.3% 以内.

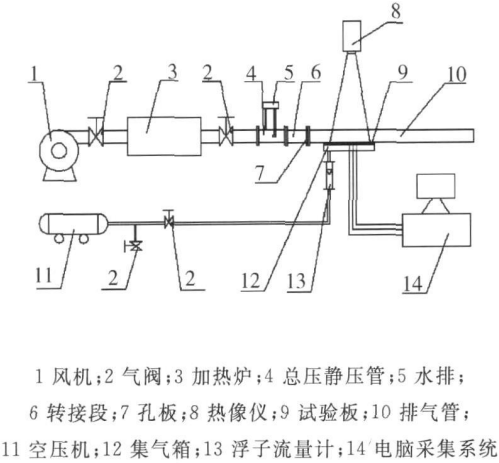


图 3 实验台系统图
Fig.3 Schematic of test system

2 实验结果及分析

2.1 加温比对壁温梯度和冷却效率的影响

图 4 和图 5 显示的是在主流速度为 $u_g = 20$ m/s, 速度比为 $\frac{u_c}{u_g} = 2$, 加温比 $\frac{T_g}{T_c}$ 分别为 1.45, 1.70 和 1.88 时沿轴向的壁温梯度和冷却效率.

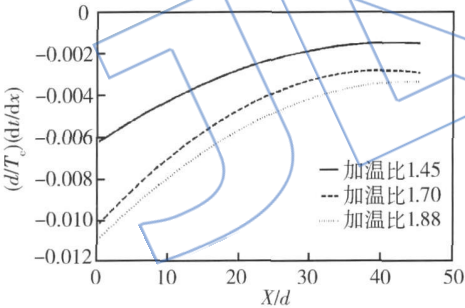


图 4 壁温梯度
Fig.4 Temperature gradient

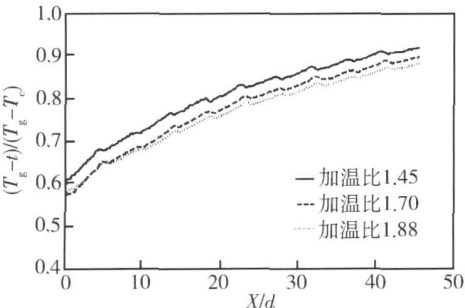


图 5 冷却效率
Fig.5 Cooling efficiency

由图 4 和图 5 可知, 在每一种加温比情况下, 沿轴向方向, 壁温梯度的绝对值逐渐减小并趋于稳定, 冷却效率不断增加. 比较三种加温比情况下, 随着加温比的升高, 在相同的轴向位置壁温梯度的绝对值不断增大, 冷却效率不断减小.

其原因是: (1) 在每一种加温比情况下, 沿轴向气膜冷却效率是一个叠加的过程, 沿轴向冷却效率因叠加而不断增高, 壁温梯度则随之减小; (2) 在主流速度和速度比保持不变的情况下, 随着加温比的升高, 加热量增加, 气膜冷却能力下降, 因此在相同的轴向位置, 冷却效率不断减小, 壁温梯度的绝对值不断增大.

2.2 速度比对壁温梯度和冷却效率的影响

图 6 和图 7 显示的是主流速度 $u_g = 20$ m/s, 加温比为 $\frac{T_g}{T_c} = 1.22$, 速度比 $\frac{u_c}{u_g}$ 分别为 1.09, 1.63, 2.16 和 2.67 时沿轴向的壁温梯度和冷却效率.

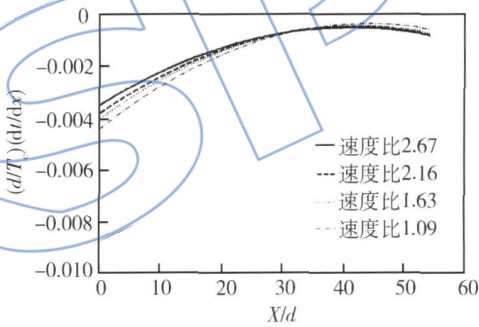


图 6 壁温梯度
Fig.6 Temperature gradient

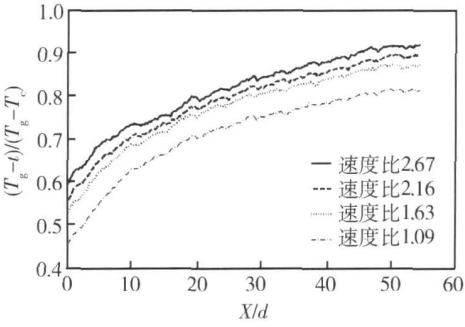


图 7 冷却效率
Fig.7 Cooling efficiency

由图 6 和图 7 可知, 在每一种速度比情况下, 沿轴向方向壁温梯度的绝对值逐渐减小并基本趋于平稳, 沿轴向方向冷却效率不断增加. 比较四种速度比情况下, 在相同的轴向位置, 随着速度比的升高, 冷却效率不断增加, 壁温梯度的绝对值在上游不断减小, 在下游的区别不是很大. 分析其原

因,在主流速度、加温比一定的情况下,速度比对气膜影响并不显著(文献[1]),但随着速度比的升高,孔内冷却效果不断增强,因此冷却效率会增加,壁温梯度的绝对值下降。

2.3 主流速度对壁温梯度和冷却效率的影响

图 8 和图 9 显示的是,加温比为 $\frac{T_g}{T_c}=1.22$, 速度比为 $\frac{u_c}{u_g}=2$, 主流速度 u_g 分别为 20.13 m/s 和 27.25 m/s 时沿轴向的壁温梯度和冷却效率。

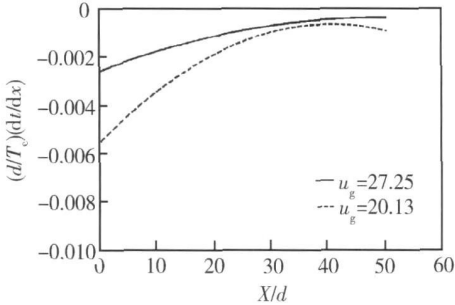


图 8 壁温梯度
Fig. 8 Temperature gradient

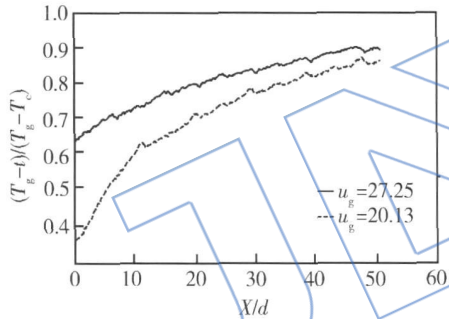


图 9 冷却效率
Fig. 9 Cooling efficiency

由图 8 和图 9 可知,在每一种主流速度情况下,沿轴向方向,壁温梯度的绝对值逐渐减小并基本趋于稳定,冷却效率不断增加。比较两种主流速度情况下,随着主流速度的升高,在相同的轴向位置壁温梯度的绝对值减小,冷却效率增大。随主流速度增高,孔内雷诺数分别为 $Re_h=5\,490, 8\,920$, 主流雷诺数分别为 $Re_g=79\,180, 120\,090$ 。

分析其原因是:因为主流雷诺数大于 40 000,已经进入自模区。在主流速度由 20.13 m/s 变化到 27.25 m/s 时,由格尼林斯基(Gnielinski)公式(文献[9])可得出:孔内雷诺数的增加导致孔内冷却气的努塞尔数增加了 152.83%,而主流雷诺数的增加导致主流努塞尔数只增加了 140.03%。因此在相同的加温比、速度比下,随主流速度增加,孔内雷诺数的增大带来的冷却换热增强大于主流雷诺数的增大带来的加温换热增强,因此冷却效

率会增加,温度梯度的绝对值也会减小。

3 结 论

针对不同加温比、速度比以及主流速度,对多斜孔冷却方式进行了壁温梯度和冷却效率的实验研究。实验结果表明:

(1) 在主流速度和速度比保持不变的情况下,随着加温比的升高,加热量增加,气膜冷却能力下降,因此在相同的轴向位置,冷却效率不断减小,壁温梯度的绝对值不断增大;

(2) 在主流速度、加温比一定的情况下,速度比对气膜影响并不显著,但随着速度比的升高,孔内冷却不断增强,因此冷却效率会增加,壁温梯度的绝对值下降;

(3) 因为主流雷诺数大于 40 000,已经进入自模区,在相同的加温比、速度比下,随主流速度增加,孔内雷诺数的增大带来的冷却换热增强大于主流雷诺数的增大带来的加温换热增强,因此冷却效率会增加,温度梯度的绝对值也会减小。

参考文献:

[1] 林宇震,宋波,李斌,等. 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.
LIN Yuzhen, SONG Bo, LI Bing, et al. An investigation of the inclined multihole wall film cooling combustion chamber [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1997.

[2] LIN Yuzhen, SONG Bo, LI Bin, et al. Measured film cooling effectiveness of three multihole patterns [J]. Journal of Heat Transfer, 2006, 2(128): 192-197.

[3] 李军,董志锐,林宇震,等. 多斜孔气膜冷却壁表面换热系数实验研究[J]. 推进技术,2000,21(5): 45-48.
LI Jun, DONG Zhirui, LIN Yuzhen, et al. Experimental investigation of heat transfer coefficients on the inclined multihole film cooling wall [J]. Journal of Propulsion Technology, 2000, 21(5): 45-48.

[4] Andrews G E, Metl A. Small diameter film cooling holes: Wall convection heat transfer[R]. ASME 86-GT-225, 1986.

[5] Mayle R E, Camarata F J. Multihole cooling film effectiveness and heat transfer [J]. Trans of the ASME, Journal of Heat Transfer, 1975, 97(2): 534-538.

[6] Sasaki M, Takahara K, Kumagai T, et al. Film cooling effectiveness for injection from multirow holes [R]. ASME Paper 78-GT-32, 1978.

[7] 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.

[8] 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.

[9] 杨世铭,陶文铨. 传热学[M]. 北京:高等教育出版社,1998.