

气膜-发散冷却结构冷却效果的实验研究

杨卫华¹ 卢聪明² 郑建文²

(1. 南京航空航天大学江苏省航空动力系统重点实验室, 南京, 210016;

2. 中国航空动力机械研究所, 株洲, 412002)

摘要:为了研究气膜-发散组合冷却结构的冷却特征, 设计了 5 种组合冷却结构形式, 采用实验的方法对气动参数和几何参数对冷却效率的影响规律开展了研究, 结果表明: (1) 由于气膜的存在使得发散冷却的起始段冷却效率有很大的提高, 极大提高了发散冷却结构的整体冷却效率; (2) 随着发散孔纵向间距的增大, 发散段整体冷却效率逐渐降低, 但对发散冷却起始段的影响不大; (3) 发散孔复合角对冷却效率的影响随吹风比的变化而变化, 在小吹风比时, 45°复合角的冷却效率最高; 在吹风比较大时, 在发散冷却段的中后部, 0°复合角的冷却效率最高。

关键词:航空发动机; 火焰筒冷却; 气膜-发散组合冷却; 冷却效率

中图分类号: V231.1 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2014)04-0517-07

Experimental Investigation on Cooling Effectiveness of Film-Effusion Cooling

Yang Weihua¹, Lu Congming², Zheng Jianwen²

(1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China;

2. China Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou, 412002, China)

Abstract: In order to study the cooling characteristics of film-effusion combination cooling structure, three kinds of test pieces are designed. Their cooling effectiveness is investigated by experimental method with infrared cameras. The experimental result shows that: (1) the cooling film from the film slot improves cooling effect in the beginning region of the effusion cooling, which largely increases the integrated film-effusion cooling effectiveness, (2) the cooling effectiveness is gradually decreased with the increase of the effusion hole space, (3) the effusion hole angle has a large effect on the cooling effectiveness, and the cooling effectiveness is the highest when the effusion hole angle is 45°. But, at a higher blowing ratio, the cooling effectiveness reaches the highest in the mid and tail of the effusion cooling region with the effusion hole angle of 0°.

Key words: aeroengine; combustion cooling; film-effusion cooling; cooling effectiveness

燃烧室是航空发动机中工作温度最高、寿命最短的部件。火焰筒是燃烧室的主要组成部件, 也是发动机中受温度载荷最高的部件, 在火焰筒中燃烧温度可达 2 000 °C 以上。火焰筒在高温燃气作用下会产生很大的热应力、蠕变应力和疲劳应力, 从

而导致火焰筒发生变形、裂纹、皱曲、局部过热掉块等故障。据统计, 发动机的一半以上的故障来自火焰筒。对于镍基合金材料的火焰筒, 其允许工作温度约为 850~900 °C。为了降低火焰筒的温度和温度梯度, 保证其工作的可靠性和延长其使用寿命,

基金项目: 国家自然科学基金(51276088)资助项目; 航空科学基金(2012ZB52025)资助项目。

收稿日期: 2014-06-05; **修订日期:** 2014-07-10

作者简介: 杨卫华, 男, 博士, 教授; 主要从事航空发动机热端部件热防护技术研究。

通信作者: 杨卫华, E-mail: yangwh-sjtu@163.com。

必须对筒壁采取有效的隔热和冷却措施。实践证明,采用了合理的冷却方案后,火焰筒寿命可以大大延长。

发散冷却^[1-2]将冷却气流在发散孔内的对流换热和热侧壁面的气膜冷却完美结合,是一种高效的冷却方式。目前,国内外许多学者对发散冷却进行研究^[3-8],文献[9]采用PIV技术对发散冷却的流场特性进行了研究。文献[10]对弯曲壁面发散冷却特性进行了实验研究,研究发现,在弯曲壁面,发散孔的复合角对冷却效率有很大的影响,随着复合角的增大,冷却效率逐渐降低。文献[11]对发散冷却的综合冷却效果进行了实验,发现绝热温比、发散孔内部对流换热以及几何结构是影响该综合冷却效果的关键因素。文献[12,13]将气膜冷却与发散冷却相结合,构成了气膜-发散组合冷却方式,采用实验和数值模拟的方法对吹风比对冷却效率的影响规律进行了研究。本文设计了多种气膜-发散组合冷却结构形式,采用实验的方法研究了发散孔的几何参数和气动参数对气膜-发散组合冷却结构的冷却效率的影响,研究结果对火焰筒壁面冷却结构的设计有一定的参考意义。

1 实验系统及实验件

1.1 实验系统

实验系统由气源、主气流管道上的槽道流量计、电加热器、二次气流管道、涡街流量计、稳压箱、试验段、红外热像仪、硅整流电源以及阀门等组成,

槽道流量计和涡街流量计读数的采集和处理通过数据采集系统完成,如图1所示。

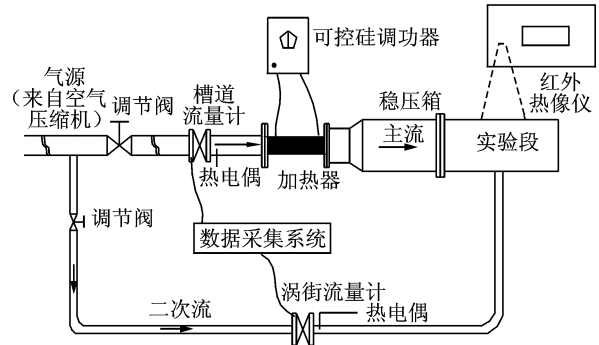


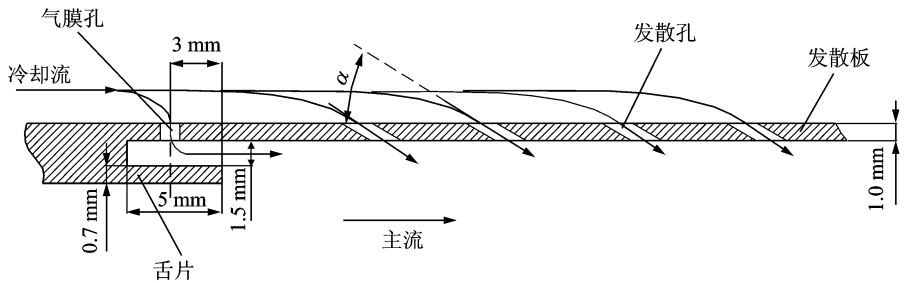
图1 气膜冷却实验系统示意图

Fig. 1 Schematic of film cooling experimental system

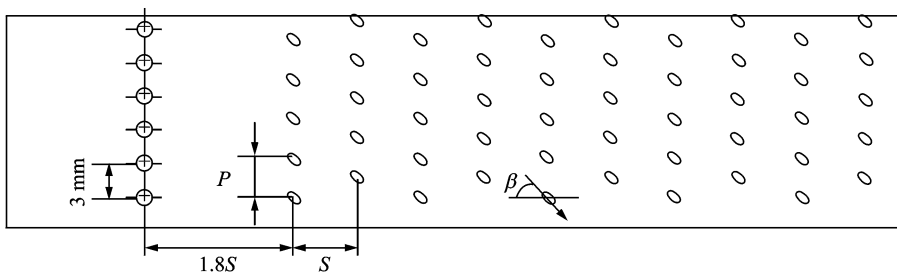
空气由气源进入空气总管道后分成两股,一股进入主气流管道,由槽道流量计测量出流量后进入电加热器,加热升温达到实验所需温度,然后进入稳压箱,在稳压箱出口处敷设一层致密的金属滤网,由稳压箱出来的平稳气流进入到实验段;另外一股流经二次流管道成为二次流,由位于其上的涡街流量计测量出流量,然后进入实验段。

1.2 实验件

实验件用长250 mm,宽101 mm的不锈钢加工而成,其几何结构如图2所示。在厚度为1 mm的发散板上加工有孔径 $d=0.7$ mm的发散孔,沿流向有30排发散孔,排列形式为叉排,发散孔与主



(a) 气膜发散冷却结构示意图



(b) 发散板孔的位置排布示意图

图2 实验件几何结构

Fig. 2 Schematic of test piece

流向夹角 α 均为 30° , 复合角为 β 分别为 $0^\circ, 45^\circ$ 和 90° 。发散孔横向间距比 $P/d=5$, 纵向间距比 $S/d=6, 8, 10$ 。气膜孔直径 $d_0=1.4$ mm, 横向间距为 3 mm, 气膜孔距第一排发散孔为 1.8S。气膜舌片出口距气膜孔距离为 3 mm, 气膜舌片厚度和长度分别为 0.7 mm 和 5 mm, 气膜出口狭缝高度为 1.5 mm。实验件的尺寸如表 1 所示。

表 1 实验件结构尺寸

Tab. 1 Geometrical dimension of test piece

实验件编号	P/d	S/d	$\beta/(^\circ)$	$\alpha/(^\circ)$	d/mm
A11	5	6	0	30	0.7
A21	5	8	0	30	0.7
A22	5	8	45	30	0.7
A23	5	8	90	30	0.7
A31	5	10	0	30	0.7

2 计算参数

在气膜-发散组合冷却结构中, 冷却空气同时经由火焰筒壁面的发散孔和气膜缝隙进入火焰筒内部, 并在热侧壁面形成气膜层, 因此气膜-发散组合冷却方式的吹风比定义与纯气膜冷却方式和纯发散冷却方式有所不同, 它是二者的综合, 故本文定义的吹风比为

$$M = \frac{m_c}{A_c + A_s} \cdot \frac{A_\infty}{m_\infty} \quad (1)$$

式中: m_c 和 m_∞ 分别为冷却空气和主流的质量流量; A_c 为发散孔总截面积; A_s 和 A_∞ 分别为气膜缝隙出口面积和主流通道横截面积。

综合冷却效率定义为

$$\eta = \frac{T_\infty - T_w}{T_\infty - T_c} \quad (2)$$

式中: T_∞, T_c, T_w 分别为主流温度、次流温度、由红外热像仪测量出来的发散板温度。

3 实验结果及分析

3.1 气膜-发散冷却壁面温度分布

图 3 示出了典型气膜-发散冷却结构形式在不同吹风比时壁面温度分布云图。可以清晰看出, 在气膜狭缝出口处, 冷气流形成了稳定的气膜层, 有效阻隔了高温主流对壁面的加热, 使得此处壁面温度较低。沿流动方向, 随着气膜与主流的逐渐掺混, 气膜层温度逐渐升高, 壁面温度亦随之逐渐升高。而在随后的发散冷却起始段, 虽然由气膜狭缝所形成的气膜与发散孔流出的冷气所形成的气膜在此区域相互叠加, 但一方面由发散冷却气流所形成的气膜是部分的和不连续的, 另一方面前方来流气膜层温度亦较高, 故而在发散冷却起始区域壁面温度较高。随着由发散孔喷出的冷却气流在发散壁面沿流向叠加效果愈来愈好, 形成的气膜层愈来愈稳定, 使得壁面稳定逐渐降低。在发散冷却尾部, 由于气膜层的叠加效应逐渐减弱, 气膜层愈来愈薄, 使得在发散冷却尾部壁面温度又呈现逐渐升高的趋势。

3.2 吹风比对冷却效率的影响

图 4 示出了吹风比对冷却效率的影响以及冷却效率沿壁面的变化规律, 其中横坐标中 X 是发散孔板热侧壁面某处距气膜狭缝出口的长度, $X=0$ 处为气膜出口位置, D 为发散孔直径。从图中可以看出, 吹风比对冷却效率有着很大的影响。一般而言, 无论在发散板热侧壁面何处, 冷却效率均呈

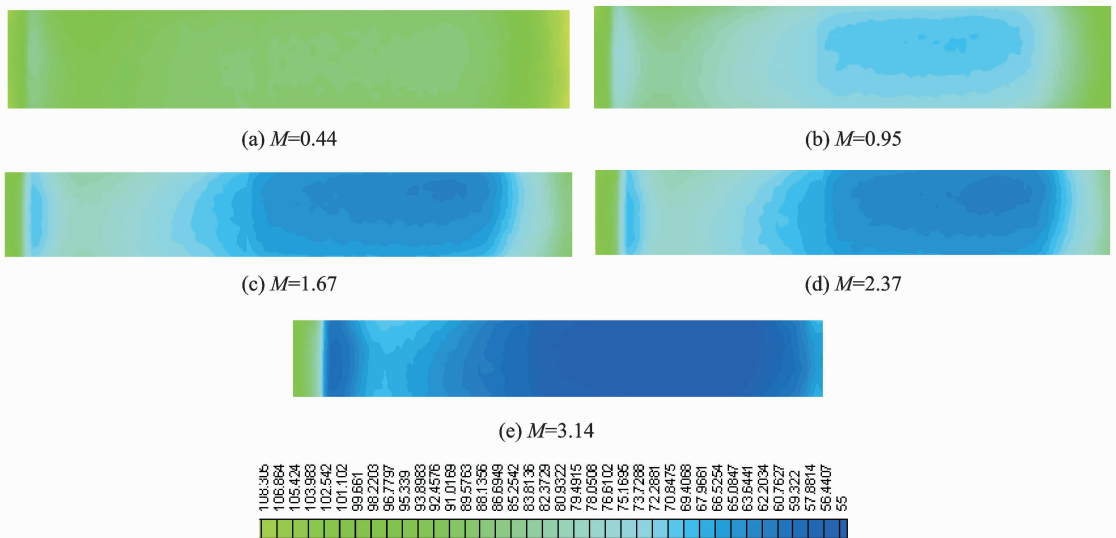


图 3 不同吹风比时气膜-同向发散冷却壁面温度分布

Fig. 3 Temperature map of film-effusion cooling wall at different blowing ratios

现随吹风比的增大而增大的趋势,当吹风比超过1后,这种趋势逐渐减弱,当吹风比超过2后,吹风比对冷却效率的影响基本消失。原因主要是:随着吹风比的逐步增大,由气膜狭缝和发散孔喷射而出的冷却气流在热侧壁面处形成的气膜层愈来愈稳定,且气膜层的流动速度亦逐步增加,使得气膜层对高温主流的阻隔愈来愈有效,高温主流与热侧壁面间的对流传热逐渐弱化,壁温逐渐降低,冷却效果逐渐增大,当吹风比超过1后,冷却气流已经在热侧

壁面形成了稳定的气膜层,此时继续增大吹风比,对气膜层的影响基本不大,尤其是当吹风比超过2后,气膜层就更为稳定,随吹风比的增大,气膜层不会发生变化。同时也可以清晰看出,冷却效率沿流向呈现先降低,又增大,然后又基本保持不变,最后在发散冷却段的末端区域冷却效率又逐渐降低。造成这种现象的原因是显而易见的,即:在气膜狭缝的出口处,冷却气流由气膜狭缝喷出,在壁面形成冷却气膜层,随着流动距离的增大,气膜层不断

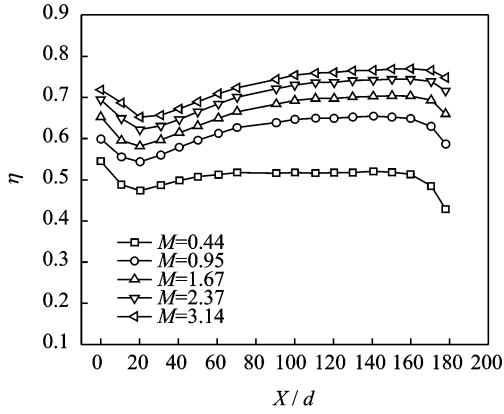
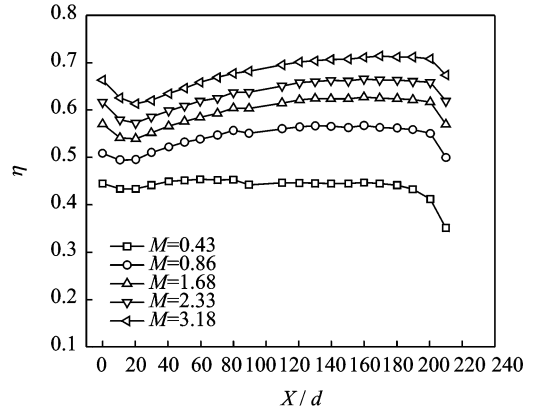
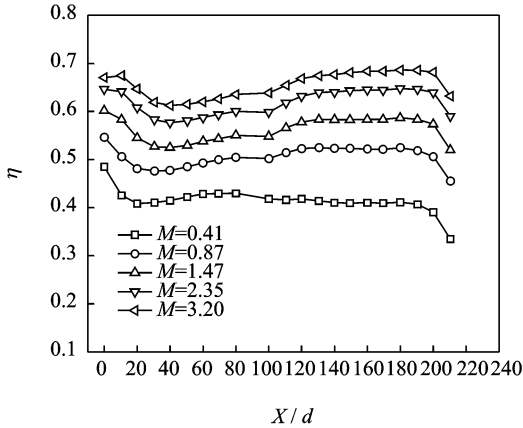
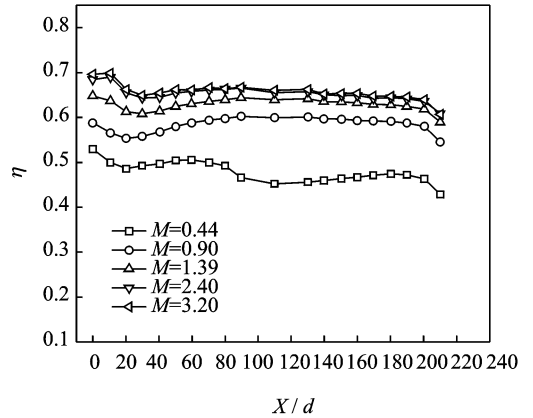
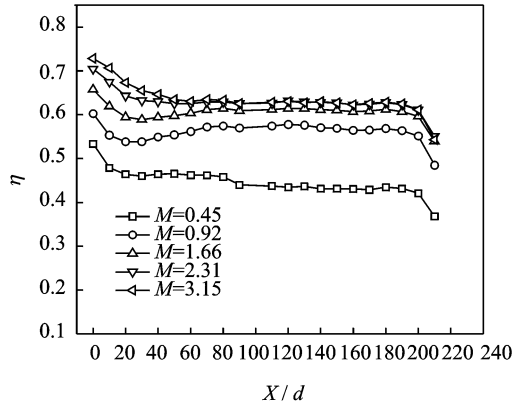
(a) $S/d=6, \beta=0^\circ$ (b) $S/d=8, \beta=0^\circ$ (c) $S/d=10, \beta=0^\circ$ (d) $S/d=8, \beta=45^\circ$ (e) $S/d=8, \beta=90^\circ$

图4 吹风比对同向-气膜-发散结构冷却效率的影响

Fig. 4 Effects of blowing ratio on the cooling effectiveness of film-effusion

与高温主流掺混,温度逐渐升高,使得壁面温度亦逐步升高,冷却效率逐渐降低。在发散冷却区域的前端,由气膜狭缝喷出的气膜层与由发散孔喷射而出的冷却气流相互叠加,使得发散冷却的起始段冷却效率要远远高于纯发散冷却起始段的冷却效率,但是由于此区域发散冷却效率也较低,因此也呈现了冷却效率沿流向逐步降低的趋势,但随着冷却气膜沿流向的逐步叠加,发散气膜层亦愈来愈稳定,对高温主流的阻隔亦愈来愈有效,冷却效率又逐步提高,当 X/d 超过 80 后,发散气膜层基本保持不变,使得冷却效率亦基本保持为定值。在发散冷却的末端,由于发散气膜层的叠加效果逐渐减弱,使得冷却效率也逐渐降低。

3.3 发散孔纵向间距对冷却效果的影响

图 5 示出了吹风比基本相同时,发散孔沿流向间距比对冷却效率的影响。可以看出,在 $X/d < 20$,即气膜出口狭缝至发散冷却结构的起始区域,由于吹风比基本相同,使得此区域冷却效率也基本相同,这说明在此区域由气膜狭缝喷射出而在壁面形成的气膜层是影响冷却效率的主要因素。超过了此区域,即 $X/d > 20$ 的发散冷却壁面,发散孔的

流向间距比对冷却效率有很大的影响。随着流向间距比的增大,冷却效率逐渐降低。原因很明显,一般而言,对于发散冷却结构,由发散孔喷射而出的冷却气流会在壁面形成的气膜层,这种气膜层由于多排发散孔的存在而不断地叠加,从而能够形成更为稳定的气膜层。但当发散孔流向间距逐渐增大时,气膜层的叠加效果会逐渐减弱,气膜层愈来愈薄,愈来愈差,当发散孔流向间距增大到某一值后,气膜层会出现间断现象,使得此时的冷却结构不能对高温主流形成有效阻隔,壁面冷却效率降低。因此在本文中,流向间距 $S/d=6$ 的实验件冷却效率最大, $S/d=10$ 的最差, $S/d=8$ 的居于二者之间。

3.4 复合角 β 对冷却效率的影响

图 6 示出了发散孔复合角度对冷却效率的影响规律。可以明显看出,在不同的吹风比下,发散孔复合角对冷却效率的影响有很大的差异。具体而言就是,当吹风比 $M < 1.7$ 时,在 $X/d < 100$ 区域内(由气膜狭缝出口一直到发散冷却前半段),复合角为 45° 的冷却效率最高,复合角度为 0° 的冷却效率最小,复合角为 90° 的冷却效率介于二者之

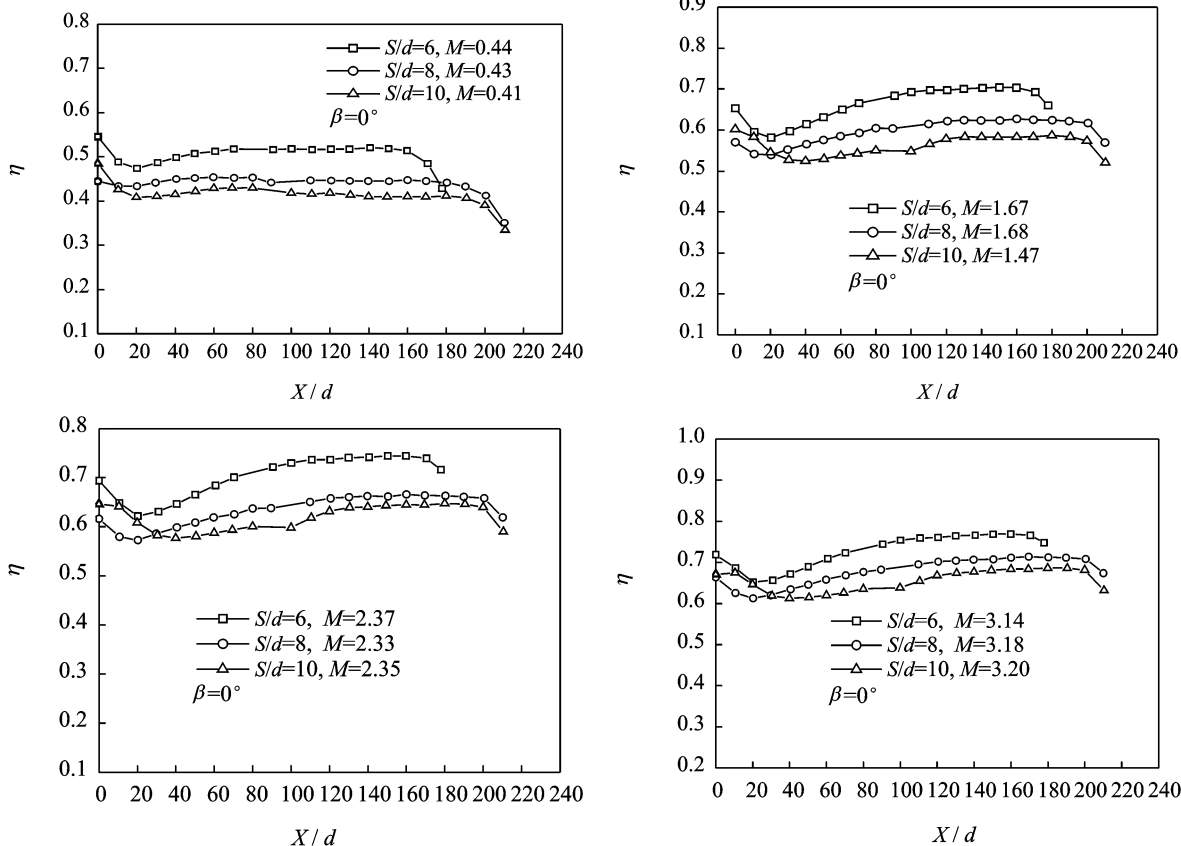


图 5 发散孔纵向间距比对冷却效果的影响
Fig. 5 Effects of hole spacing on colling effectiveness

间,这种变化趋势在气膜狭缝附近愈加明显;而在 $X/d > 100$ 区域,3种复合角度的冷却效率相差甚微,可以认为在此区域内,复合角度对冷却效率没有影响。而当吹风比 M 大约为 2.3 和 3.2 时,在气膜-发散组合冷却结构的起始段 ($X/d < 40$),复合角度为 0° 的冷却结构的冷却效率最低,其他两种情况的冷却效率相差不大。但在 $X/d > 40$ 的区域,复合角为 0° 的冷却结构的冷却效率最高,而复合角为 90° 时的气膜-发散冷却结构的冷却效率最小, 45° 的冷却结构的冷却效率居中。对发散冷却结构而言,影响冷却效率因素主要有:(1)冷却气流在壁面冷侧以及小孔内部的对流换热;(2)在热侧壁面形成的气膜层的均匀稳定。根据文献[13]可

知,发散孔复合角对冷侧以及孔内的对流换热影响不大,因此,气膜层的均匀稳定性是影响发散冷却效率的主要因素。在小吹风比 ($M < 1.7$) 时,当冷却气流由发散小孔喷射而出后,在主流的压迫下,冷却气流会在壁面形成气膜层,但这层气膜的均匀稳定性随着发散孔复合角的不同而有很大的差异。对于复合角为 0° 的气膜-发散的冷却结构,壁面处的气膜层仅保持有较大的沿主流方向的速度,沿与主流方向垂直的展向,其速度非常小,几乎可以忽略,所以此时的气膜层只是沿着主流方向扩展,而沿展向的扩展较弱;而复合角为 90° 的发散冷却结构所形成的气膜情况则与之相反,也就是说,此时的气膜层主要沿着展向扩展,沿主流方向扩展较

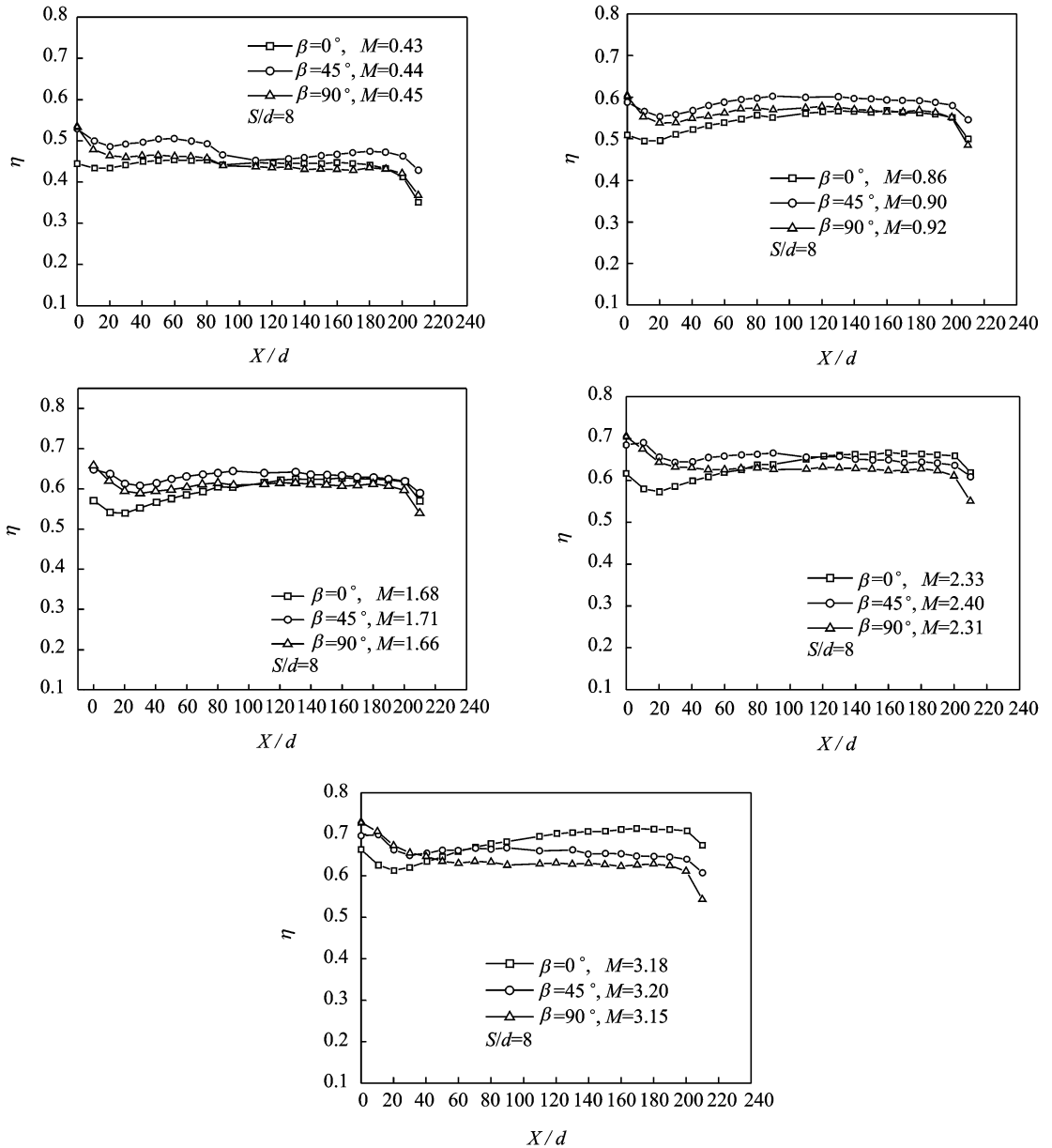


图6 复合角 β 对冷却效率的影响

Fig. 6 Effect of effusion angle on cooling effectiveness

弱。因此,上述两种情况下的冷却气流均不能在壁面形成较好的冷却气膜层。对于复合角为 45° 的发散结构,由发散小孔喷射出而在壁面处形成的气膜层既保持了较高的主流方向速度,同时又保持着一定的展向速度,因此其所形成的气膜层要优于其他两种情况,故其冷却效率最高。当吹风比较大($M>2$)时,由于发散孔呈叉排形式排列,大吹风比使得冷却气膜层沿主流方向的速度较大,气膜层沿着主流方向扩展快,气膜层也较厚,使得上下游气膜层的叠加效果较其他复合角形式好,形成的气膜层更为均匀温度,对高温主流的阻隔效果更好,故此情况下的冷却效率最高。同时由图4(e)和图6还可以明显看出,随着发散孔复合角的逐渐增大,由气膜狭缝喷出的气膜成对发散冷却段的贡献就愈加增大,使得气膜-发散冷却前半段的冷却效率远高于后部的冷却效率。因此,可以说,如果发散孔带有复合角,此时采用气膜-发散组合冷却效果要远远好于纯发散冷却效果。

4 结 论

本文对5种气膜-发散组合冷却结构形式的冷却效率进行了研究,分析了吹风比、发散孔间距比以及发散孔复合角对冷却效率的影响规律,研究结果表明:(1)由于气膜的存在使得发散冷却的起始段冷却效率有很大的提高,极大地提高了发散冷却结构的整体冷却效率;(2)随着发散孔纵向间距的增大,发散段整体冷却效果的冷却效率逐渐降低,但对发散冷却起始段的影响不大;(3)发散孔复合角对冷却效率对冷却效率的影响随吹风比的变化而变化,在小吹风比时, 45° 复合角的冷却效率最高,在吹风比较大时,在发散冷却段的中后部, 0° 复合角的冷却效率最高。

参考文献:

[1] Lefebvre A H. Gas turbine combustion [M]. New York: Hemisphere Publishing Corporation, 1983.

[2] Meller A M. Design of modern turbine combustor [M]. New York: Academic Press Inc., 1990.

[3] 李彬,吉洪湖,江义军,等.浮动壁火焰筒壁温试验和计算分析[J].南京航空航天大学学报,2007,39(6):771-774.

Li Bin, Ji Honghu, Jiang Yijun, et al. Experimental and numerical analysis of temperature distribution on floating-wall flame tube of combustor[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2007,39(6):771-774.

[4] 杨卫华,彭建勇,曹俊,等.回流燃烧室复合冷却结构

冷却效果研究[J].南京航空航天大学学报,2012,44(6):771-774.

Yang Weihua, Peng Jianyong, Cao Jun, et al. Experimental study on cooling effectiveness of compound cooling configurations in reverse flow combustor[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2012,44(6):771-774.

- [5] Yang Weihua, Zhang Jingzhou. Experimental study of HTC for film cooling of parallel-inlet holes[J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012,29(1):46-53.
- [6] Rhee D H, Choi J H, Cho H H. Heat (mass) transfer on effusion plate in impingement/effusion cooling systems[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer,2003,17(1):95-102.
- [7] Rhee D H, Choi J H, Cho H H. Flow and heat (mass) transfer characteristics in an impingement/effusion cooling system with crossflow[J]. Journal of Turbomachinery, 2003,125:74-82.
- [8] Hollwarth B R, Dagan L. Arrays of impinging jets with spent fluid removal through vent holes on the target surface part 1: Average heat transfer[J]. J of Engineering for Power, 1980, 102: 994-999.
- [9] 杨卫华,王立,宋双文.冲击发散冷却流场结构 PIV 测量[J].航空动力学报,2010,25(3):483-487.
- Yang Weihua, Wang Li, Song Shuangwen. PIV measurement of flow field for impingement-effusion cooling[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(3):483-487.
- [10] Yang Weihua, Cao Jun, Shi Rui, et al. Experimental investigation on impingement-effusion film-cooling behaviors in curve section[J]. Acta Astronautica, 2011, 68: 1782-1789.
- [11] 李彬,胡正义,林宇震,等.多斜孔壁整体冷却效率实验研究[J].航空动力学报,1999,14(2):157-160.
- Li Bin, Hu Zhengyi, Lin Yuzhen, et al. An experimental study on overall cooling effectiveness of inclined multihole plates [J]. Journal of Aerospace Power, 1999,14(2):157-160.
- [12] Ceccherini A, Facchini B, Coutandin D, et al. Combined effect of slot injection, effusion array and dilution hole on the cooling performance of a real combustor liner[R]. GT2009-60047,2009.
- [13] 林宇震,李彬,宋波,等.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,1999,20(1):68-72.
- Lin Yuzhen, Li Bin, Song Bo, et al. Investigation of convective heat transfer inside small holes with different inlet angles in inclined multihole wall film cooling[J]. Journal of Propulsion Technology, 1999, 20(1):68-72.