

文章编号: 1000-8055(2010)03-0483-05

冲击发散冷却流场结构 PIV 测量

杨卫华^{1,2}, 王 立¹, 宋双文², 胡好生², 张靖周¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 中国航空工业集团公司 中国航空动力机械研究所, 株洲 412002)

摘 要: 为了研究冲击发散冷却结构的流场特性, 设计了一典型冲击发散冷却结构, 采用粒子图像测速仪 (PIV) 对其流场特性进行了研究. 研究发现, 在冲击板与发散孔板间, 气流的流动状态很复杂, 在各个方向上均形成大量的涡, 且涡的形式和强度均随吹风比的变化而变化. 在发散气膜侧, 随着吹风比的增大, 由发散孔流出的冷却气流会逐渐穿透主流, 从而使得冷却气膜层愈来愈不稳定, 脱离壁面; 而在发散孔出口与主流方向垂直的位置会形成一对旋转方向相反的肾形涡, 且涡的位置随吹风比的增大而移向主流区域.

关 键 词: 航空发动机; 火焰筒; 冲击发散冷却; 粒子图像测速仪 (PIV) 测量; 流场

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

PIV measurement of flow field for impingement-effusion cooling

YANG Wei-hua^{1,2}, WANG Li¹, SONG Shuang-wen²,
HU Hao-sheng², ZHANG Jing-zhou¹

(1. College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. China Aviation Powerplant Research Institute,
Aviation Industry Corporation of China, Zhuzhou 412002, China)

Abstract: In order to study the flow field characteristics of impingement-effusion cooling, a kind of impingement-effusion cooling structure was designed, the flow field characteristics of it was studied by PIV (particle image velocimetry). It was found that the flow characteristics between impingement plate and effusion plate is very complex, and the size of eddy between impingement plate and effusion plate is different with the change of blowing ratio. On the side of effusion film, the flow from effusion hole will penetrate gradually main flow when blowing ratio is increased, that destroys the effusion film. There is a pair of "kidney eddies" on the vertical section of the outlet of effusion hole, and the "kidney eddies" will moves into the main flow when the blowing ratio is increased.

Key words: aero-engine; flame tube; impingement-effusion cooling;

PIV (particle image velocimetry) measurement; flow field

随着我国对直升机性能的要求不断提高, 研制高功质比、低油耗的涡轴发动机已经刻不容缓. 但发动机功率的提高必然引起燃烧室火焰筒的工作环境更为恶劣. 一方面燃烧温度不断提高, 燃烧

空气量增加, 冷却空气量减少, 同时火焰筒壁面温度的升高又要求冷却空气量的增加. 随着发动机功率的不断增大, 这对矛盾愈来愈尖锐. 为了更好的解决这对矛盾, 必须采用行之有效的方式对火

收稿日期: 2009-03-02; 修订日期: 2009-06-14

基金项目: 国家自然科学基金(50876041); 中国博士后科学基金(20070411045)

作者简介: 杨卫华(1972-), 男, 河北吴桥人, 副教授, 主要从事航空发动机热防护技术研究. E-mail: yangwhr-sjtu@163.com

火焰筒进行冷却. 冲击发散冷却技术是一种先进的冷却技术, 在涡轴发动机火焰筒的冷却上, 有着良好的应用前景. 目前, 国外对冲击 + 发散冷却技术开展了广泛的研究^[1-2], 并成功应用到了火焰筒壁面的冷却结构设计中, 如美国在研的用于下一代战斗机的组合动力装置 (IPU) 回流燃烧室就采用了冲击 + 发散冷却结构^[3]. 该发动机的温升可达 $1200\text{ }^{\circ}\text{C}$, 冷却用气量仅为传统气膜冷却结构用气量的一半. 国内对冲击 + 发散冷却结构也开展了研究. 文献[4-5]对冲击发散冷却结构的火焰筒浮动壁瓦片温度场及冷却特性进行研究. 文献[6]研究了发散孔的倾斜角度对冷却效果的影响规律, 发现入射角为 30° 和 60° 时, 整个平壁上冷却效果的分布都很相似; 而入射角为 90° 时冷却效果的分布则不然, 虽然与前者比较起来其冷却效果最差, 但与常规气膜冷却相比, 入射角为 90° 时的冷却效果值仍然很高. 文献[7-8]对冲击发散冷却结构的综合冷却效果进行了试验研究和数值模拟, 研究了吹风比、冲击间距、孔间距比、发散孔倾斜角和发散孔排列形式对综合冷却效果的影响规律. 文献[9]对冲击发散冷却结构冲击侧对流换热特性进行了研究. 文献[10]研究了冲击 + 多斜孔内的对流换热特性, 分析了气动参数和几何参数对发散孔内对流换热特性的影响规律. 文献[11-12]对冲击 + 发散复合冷却结构的流量系数以及壁温分布特性进行了研究. 研究发现, 发散壁面起始段的冷却效率较低, 但由于高速冲击气流的传热系数非常高, 因此后段的冷却效果很好. 影响冲击冷却的关键参数是冲击孔径、孔的布局及开孔的面积比, 一般孔大、长菱形布孔且面积比大均有利于降低壁温. 斜孔壁的小孔长/径比大, 大的小孔侧面积对应的换热效果较好.

综上所述, 目前对冲击发散冷却结构特性的研究仅限于换热特性上, 而对于直接影响其冷却效果的流场结构研究, 还很不完全, 有必要深入地研究, 以期获得其流动规律. 为此, 本文设计了典型冲击发散冷却结构, 采用粒子图像测速仪 (PIV) 对其流场特性进行了研究, 研究结果对分析冲击发散结构的冷却特性有一定的指导意义.

1 试验系统及试验段

1.1 试验系统

试验系统主要包括主次流管路系统、加粉系统和 PIV 测量系统三部分组成. 主次流系统主要包括压气机 (流量为 0.4 kg/s)、稳压罐、主流管

路、次流管路、安装在主次流管路上的阀门、槽道流量计 (精度为 1 级) 和试验段. PIV 测量系统主要包括激光发生器、同步器、CCD (charge coupled device) 相机和计算机采集系统. 加粉系统主要包括压气机 (流量为 $0.5\text{ m}^3/\text{min}$)、粒子发生器、加粉管路及安装在管路上的球阀. 系统如图 1 所示.

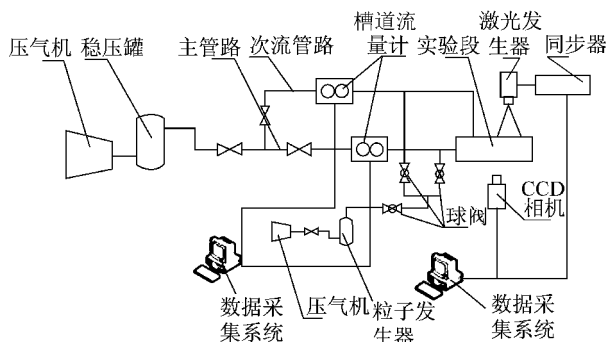


图 1 试验系统示意图

Fig. 1 Schematic of test system

首先, 空气由压气机流出后进入稳压罐, 然后, 经过一阀门后分成两股气流: 一股由主流管路进入试验段; 另一股经二次流管路进入试验段. 主流和二次流量均由计算机数据采集系统自动采集. 在 PIV 测量系统中, 将示踪粒子均匀合理地加到试验段将直接影响测量结果. 本试验选用糯米粉作为示踪粒子. 试验时将干燥的糯米粉装入粒子发生器中, 用压气机将粒子吹入主流和次流管路中. 通过调节加粉管路上球阀的开度控制进入主流和次流管路中的粉量.

1.2 试验段

试验段主要由试验段外壳和试验件组成 (图 2). 试验段外壳包括二次流外壳和主流外壳, 均由石英玻璃通过框架连接而成, 以便于激光的照射以及 CCD 相机对流场的拍摄. 冲击孔板和发散孔板均用纯有机玻璃加工而成, 试验件安装在二次流外壳和主流外壳之间, 用螺栓将试验段外壳和试验件固定在一起. 图 3 和图 4 为试验件示意图. 表 1 列出了试验件几何结构尺寸.

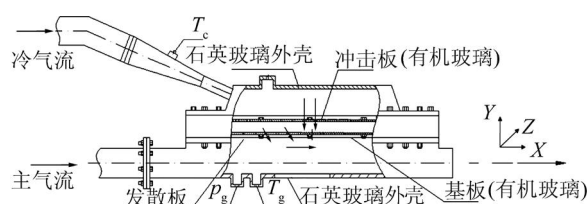


图 2 冲击 + 发散冷却试验段

Fig. 2 Schematic of test section

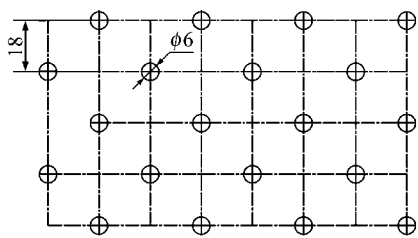


图 3 冲击孔示意图

Fig. 3 Schematic of impingement hole

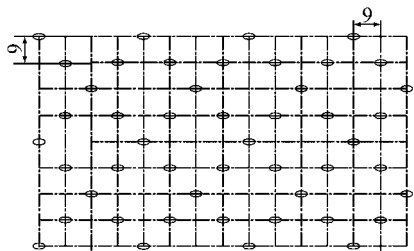


图 4 发散孔示意图

Fig. 4 Schematic of effusion hole

表 1 冲击 + 发散冷却几何结构

Table 1 Geometrical dimension of impingement/effusion cooling

试验名称		几何结构		
冲击 + 发散冷却	发散孔径/mm	冲击孔径/mm	冲击间距/mm	横/纵向间距比
	0.5	1.0	3	8

2 试验结果及分析

在火焰筒冲击发散冷却结构中,其几何尺寸较小,PIV 测量系统的 CCD 相机的分辨率不足以在如此小的尺寸范围内精确反映冲击发散冷却结构的流场特性.此外,虽然冲击发散冷却结构的几何尺寸较小,但其流动特性能够用 Navier-Stokes 方程所描述,因此在试验过程中,为了能够更为准确反映冲击发散冷却结构的流场特性,将试验件的几何尺寸根据相似原理放大 3 倍.

图 5 示出了不同吹风比时发散孔出口处沿主流方向的流场分布.可以看出,在小吹风比时,冷却气流对主流的扰动较小,冷却气膜贴壁较好,能够在发散孔出口下游能形成较为稳定的冷却气膜.当吹风比 M 大于 1.5 时,冷却气流在发散孔出口形成射流,因而不能在冷却壁面形成稳定均匀的气膜.

图 6 示出了发散孔壁气膜侧与主流方向垂直截面处流场分布.可以看出,在发散孔出口处,在

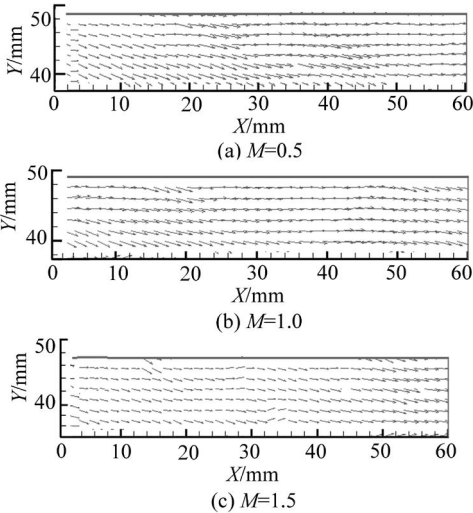


图 5 发散孔出口处与主流方向平行流场分布

Fig. 5 Velocity vectors on the outlet of effusion hole

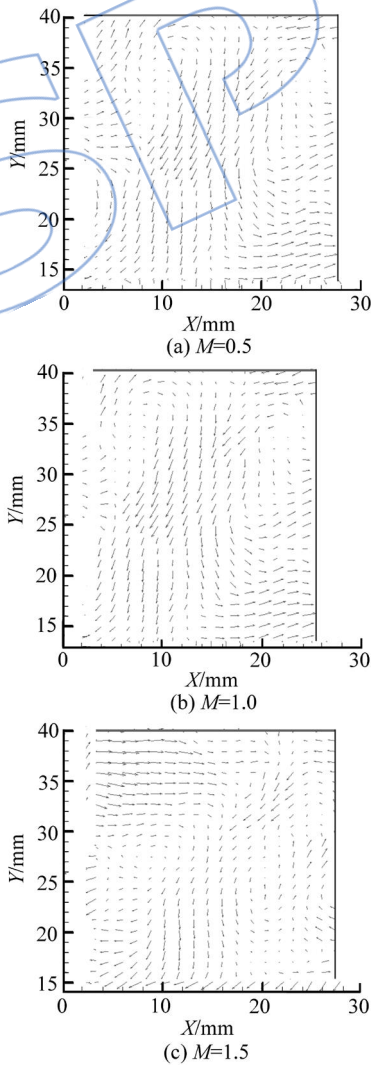


图 6 发散孔壁气膜侧与主流方向垂直截面处流场分布

Fig. 6 Velocity vectors of the vertical section of main flow direction

发散气流的作用下,靠近壁面处的流体形成一对旋转方向相反的肾形涡.在小吹风比时,这对肾形涡紧靠壁面,但随着吹风比增大,这对肾形涡逐渐远离壁面.

图 7 示出了冲击孔板与发散孔板间,沿主流方向两冲击孔间冷却气流的流动状态.可以看出,冷却气流由冲击孔流出后,流速逐渐增加.由于气膜孔板的阻碍以及两股射流的影响,在两冲击孔间形成两个旋转方向相反的旋涡,在旋涡的交汇处,气流的流速与冲击射流方向相反.在小吹风比时旋涡交汇处气流的速度较小;在大吹风比下由于旋涡的挤压使得在旋涡交汇处气流的流速增大.不仅如此,由于旋涡的旋转,使得气流在冲击驻点附近流速增大.同时也可以明显看出,两个旋涡的强度随着吹风比的增大而增强.

图 8 和图 9 分别示出了冲击孔板与发散孔板间与主流方向垂直和 45° 夹角截面处的流场分布.可以看出,两种情况下的流场分布基本相同.气流由冲击孔流出,形成冲击射流,随着射流距离的增加,流速逐渐增大.在发散孔壁面的阻碍下,射流形成一对旋转方向相反的涡.这个涡的强度随着射流速度的增大而增强.在冲击腔中的这种流场结构无论在垂直与主流方向还是和平行与主流方向或者与主流方向呈一定夹角均是相同的.

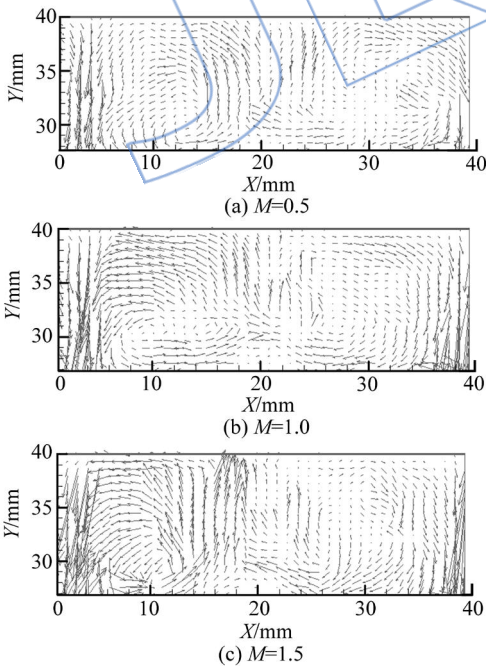


图 7 沿主流方向冲击板与发散孔板间流场分布
Fig.7 Velocity vectors on the direction of main flow in impingement space

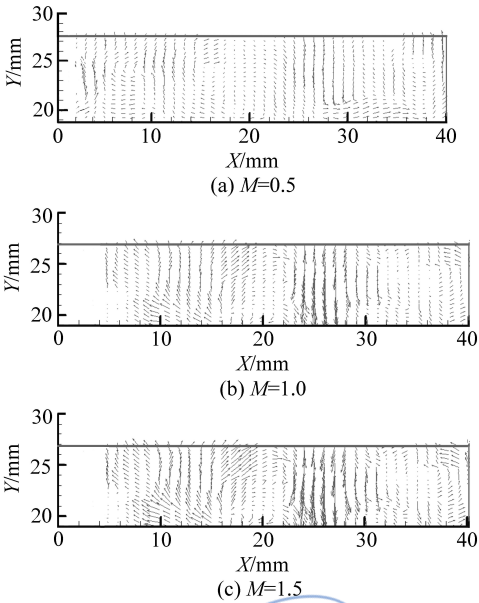


图 8 冲击板与发散孔板间冲击驻点位置处与主流方向垂直位置处流场分布

Fig.8 Velocity vectors at impingement station on the main flow direction in impingement space

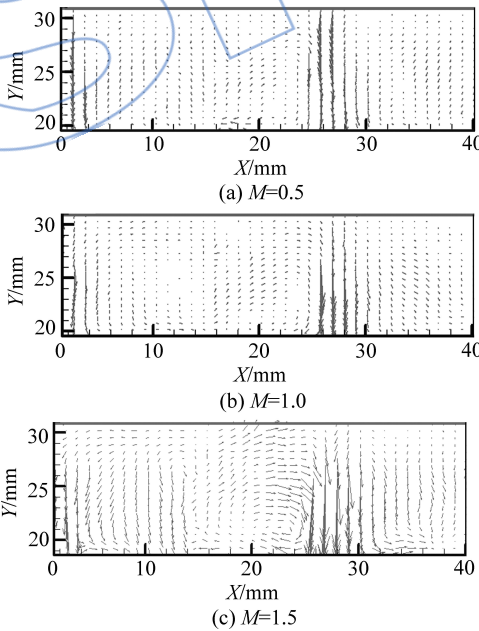


图 9 冲击板与发散孔板间沿冲击驻点中心与主流方向 45° 流场分布

Fig.9 Velocity vectors at impingement station on the 45° direction in impingement space

3 结 论

采用 PIV 方法对一典型冲击发散冷却结构的流场结构进行了研究.研究显示,在冲击板和发散板间的冲击腔中,冷却气流的流动状态复杂,在

各个流动方向上均形成有大量的涡,且这些涡的强度和结构均随吹风比的变化而有所不同,同时,这些涡的存强化了冷却气流在发散壁面冷侧的对流换热.在发散气膜冷却侧,随着吹风比的增大,由发散孔流出的冷却气流会逐渐穿透主流,从而使得冷却气膜层愈来愈不稳定,脱离壁面;而在发散孔出口与主流方向垂直的位置会形成一对旋转方向相反的肾形涡,且涡的位置随吹风比的增大而移向主流区域.

参考文献:

- [1] Sokolowski D E, Rohde J E. The E3 combustor status and challenges[R]. NASA TM282684, 1981.
- [2] Du Bell T L, Le Tourneau J J, Kaplam R M. Advanced floatwall combustor liner technology eliminates TF30-P-100 transition duct fatigue cracking [R]. AIAA-85-1288, 1985.
- [3] Harris M M, Marsh D N, Vos E A. Flex cycle combustor development and demonstration[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1994, 116: 534-541.
- [4] 赵清杰, 李彬. 浮动瓦片冷却结构在燃烧室中的应用和发展[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2001, 14(1): 102-131.
ZHAO Qingjie, LI Bin. Application and development of floating panel cooling structure in combustors[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2001, 14(1): 102-131. (in Chinese)
- [5] 李彬, 吉洪湖, 江义军. 冲击-发散冷却火焰筒浮动壁瓦片三维壁温计算分析[J]. 航空动力学报, 2007, 22(3): 370-374. (in Chinese)
LI Bin, JI Honghu, JIANG Yijun. Numerical analysis of 3D temperature field of an impingement effusion cooled flame tube floating tile[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(3): 370-374. (in Chinese)
- [6] 胡娅萍, 吉洪湖. 致密多孔壁冷流入射角对冷却效果影响的数值研究[J]. 航空动力学报, 2005, 20(2): 116-119.
HU Yaping, JI Honghu. Numerical study of the blowing angle effectiveness on effusion cooling effectiveness [J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(2): 116-119. (in Chinese)
- [7] 王磊, 张靖周, 杨卫华, 等. 冲击发散冷却气膜冷却效率的实验研究[J]. 工程热物理学报, 2007, 28(增刊 2): 97-100. (in Chinese)
WANG Lei, ZHANG Jingzhou, YANG Weihua, et al. Experiment research on film cooling effectiveness of impingement/effusion cooling [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2007, 28(Suppl. 2): 97-100. (in Chinese)
- [8] ZHANG Jingzhou, XIE Hao, YANG Chengfeng. Numerical study of flow and heat transfer characteristics of impingement/effusion cooling[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2009, 22(4): 343-348.
- [9] ZHANG Jingzhou, LI Ligu. High-resolution heat transfer coefficients measurement for jet impingement using thermochromic liquid crystals[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2001, 14(4): 205-209. (in Chinese)
- [10] 俞文利, 林宇震, 刘高恩. 冲击加发散双层壁冷却方式发散孔内换热研究[J]. 航空动力学报, 2001, 16(4): 365-369.
YU Wenli, LIN Yuzhen, LIU Gaoen. Investigation of heat transfer inside inclined multihole in the impingement/inclined multihole double wall [J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16(4): 365-369. (in Chinese)
- [11] 林宇震, 俞文利, 刘高恩, 等. 冲击加发散双层壁冷却方式压降分配对斜孔内对流换热影响的研究[J]. 航空学报, 2003, 24(2): 97-101.
LIN Yuzhen, YU Wenli, LIU Gaoen, et al. Influence of pressure drop distribution on the convection heat transfer inside the inclined hole of impingement/effusion cooling [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2003, 24(2): 97-101. (in Chinese)
- [12] 许全宏, 林宇震, 刘高恩. 冲击加发散双层壁冷却方式流量系数研究[J]. 推进技术, 2000, 21(5): 49-52.
XU Quanhong, LIN Yuzhen, LIU Gaoen. Discharge coefficient of double wall with discrete hole and inclined multihole for combustor liner [J]. Journal of Propulsion Technology, 2000, 21(5): 49-52. (in Chinese)