

文章编号:1000-8055(2013)09-1982-06

马蹄形等离子体激励器强化气膜冷却效率机理

代胜吉¹, 何立明¹, 丁 未², 金 涛¹, 杜宏亮³

(1. 空军工程大学 航空航天工程学院, 西安 710038;

2. 空军工程大学 训练部, 西安 710051;

3. 中国人民解放军 95997 部队, 北京 100076)

摘 要: 为揭示马蹄形等离子体激励器产生的等离子体气动激励提高气膜冷却效率的机理, 选取常规圆形气膜孔冷却结构进行了数值模拟比较. 结果表明: 马蹄形等离子体激励器产生的等离子体气动激励效果可以使射流具有展向扩张能力, 肾形涡对的大小及强度得到显著改变, 同时受等离子体气动激励产生的下拉诱导和水平加速效果影响, 射流贴壁性及覆盖区域大大提高, 冷却效率得到强化; 相对于圆形气膜孔冷却效果, 马蹄形介质阻挡放电气膜冷却结构在吹风比为 0.5、1.0 和 1.5 时, 冷却效率值相差最大处分别提高了 165%、148% 和 500%.

关 键 词: 介质阻挡放电; 气膜冷却; 马蹄形; 肾形涡对; 冷却效率

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Mechanism of film cooling efficiency enhancement by horseshoe plasma actuator

DAI Sheng-ji¹, HE Li-ming¹, DING Wei², JIN Tao¹, DU Hong-liang³

(1. College of Aeronautics and Astronautics Engineering,
Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;

2. Department of Training, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China;

3. 95997 unit of People's Liberation Army, Beijing 100076, China)

Abstract: To disclose the basic mechanism of enhancing film cooling efficiency by plasma actuation produced from horseshoe plasma actuator, numerical simulation was carried out to investigate the flow field for two types of cylindrical holes with/without horseshoe plasma actuator. Results show that the jet flow has acquired expansibility by plasma actuation and the kidney-shaped vortices are changed significantly. With the pull inducement and actinic acceleration of plasma actuation, the coverage area and adherent of jet flow are improved, so the film cooling efficiency was enhanced. The film cooling efficiency of cylindrical hole with horseshoe plasma actuator is larger than that without horseshoe plasma actuator by about 165% (blowing ratio of 0.5), 148% (blowing ratio of 1.0) and 500% (blowing ratio of 1.5), respectively.

Key words: dielectric barrier discharge; film cooling; horseshoe; kidney-shaped vortices; cooling efficiency

收稿日期: 2013-03-18

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130926.1103.201309.1982_025.html

基金项目: 国家自然科学基金(51276196)

作者简介: 代胜吉(1988—), 男, 吉林农安人, 硕士生, 主要从事燃烧室冷却技术、等离子体动力学研究.

气膜冷却是航空发动机高温部件的主要冷却措施之一,其冷却原理是:射流从冷却部件壁面的劈/缝中射出,受主流的压迫作用贴向壁面,使得主流与壁面之间存在一层冷却气膜,抑制高温主流向壁面的直接冲击加热^[1].气膜冷却的影响因素可以归为两类:①几何参数,主要包括气膜孔的形状、孔排列方式、射流的入射角度等.②气动参数,主要包括主流和射流的流动条件、主流和射流的密度差和速度比等^[2-4].随着航空发动机推质比向15~20一级方向发展,燃烧室工作温度可达到2200 K,这远远超出了壁面材料的耐温极限,同时因为受燃烧室工作环境的复杂性限制,所以结构更简单、冷却效率更高的燃烧室壁面冷却技术亟需探索和发展.

等离子体流动控制技术的发展为进一步改善气膜冷却效果提供了新的思路和方法.该技术近几年来受到了各国的重视,研究人员针对介质阻挡放电(dielectric barrier discharge, DBD)等离子体激励器在航空飞机发动机压气机扩稳增效、翼型流动控制、激波控制等方面进行了大量的研究^[5-12],普遍认为DBD等离子体激励器具有结构简单、响应快、作用频带宽等特点,随着研究的不断深入,该技术在未来航空飞机发展领域有很好的发展前景.受等离子体流动控制技术启发,本文拟将马蹄形等离子体激励器敷设在圆形气膜孔出口处,通过数值模拟分析不同吹风比下马蹄形等离子体激励器产生的等离子体对气膜冷却温度场、流场的影响,并与常规圆形气膜孔冷却结果进行对比分析,深入研究马蹄形等离子体激励器强化气膜冷却效果的机理.

1 物理模型及数值计算方法

1.1 介质阻挡放电原理

图1是典型的介质阻挡放电等离子体激励器.电极在绝缘材料两侧交错敷设并与高频高压电源相连,接通后在电极间产生强电场,掩埋电极

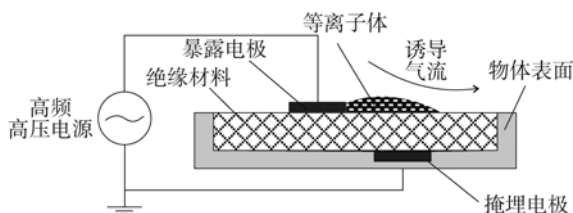


图1 典型的介质阻挡放电等离子体激励器

Fig. 1 Typical DBD plasma actuator

表面的气体被电离,产生等离子体.等离子体中质量大的粒子(如离子等)在电场的驱动下沿着电场梯度方向做定向运动,宏观上表现为诱导气体做定向运动.

在燃烧室工作环境下,将DBD等离子体激励器敷设在气膜孔出口处,激励电极接等离子体电源高压端,接地电极与燃烧室气膜冷却壁面相连,并接等离子体电源低压端(见图2),激励器放电在气膜孔出口附近产生等离子体,诱导冷却气流贴壁加速流动,进而提高壁面冷却效率.

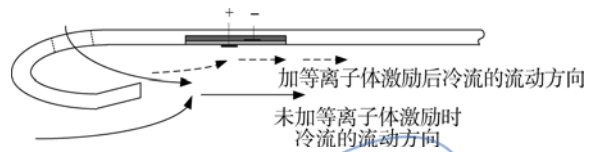


图2 等离子体激励器应用于燃烧室气膜冷却壁面的结构示意图

Fig. 2 Sketch map of combustor film cooling structure with plasma actuator

1.2 等离子体流动控制仿真模型

由于等离子体内部粒子间的反应时间尺度很小,而流场的时间尺度较大,为了获得等离子体对气膜冷却流场的影响,将等离子体的微观运动进行时均处理,获得宏观、定常的体积力分布,再考虑将体积力以源项的形式加到Navier-Stokes(N-S)方程.忽略带电粒子间的相互碰撞^[13],等离子体流动的控制方程包括求解电势的泊松方程、离子和电子的漂移-扩散方程.求解电势的泊松方程为

$$\frac{\partial^2 \varphi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \varphi}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \varphi}{\partial z^2} = - \frac{e(n_i - n_e)}{\epsilon_0 \epsilon_d} \quad (1)$$

电场强度为

$$E = -\nabla \varphi \quad (2)$$

其中 φ , E 代表电势、电场强度; e , n_i , n_e , ϵ_0 , ϵ_d 代表元电荷、离子密度、电子密度、真空介电常数和介质的相对介电常数.

离子和电子的漂移-扩散方程为

$$\begin{aligned} \frac{\partial n_i}{\partial t} - \nabla \cdot (D_i \nabla n_i) = \\ \alpha | \Gamma_i | - r_{ei} n_e n_{ei} - \nabla \cdot (n_i \mu_i E) \end{aligned} \quad (3)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial n_e}{\partial t} - \nabla \cdot (D_e \nabla n_e) = \\ \alpha | \Gamma_e | - r_{ei} n_e n_{ei} - \nabla \cdot (n_e \mu_e E) \end{aligned} \quad (4)$$

$$\alpha = p A e^{-B p / |E|} \quad (5)$$

其中 α 是电离系数, r_{ei} 是电离复合系数; D_i , D_e 是离

子、电子的扩散系数; Γ_i, Γ_e 是离子、电子通量; μ_i, μ_e 是离子、电子的迁移系数; A, B 是电离系数常数, p 是静压. 上述参数的详细设置见参考文献[13].

瞬时体积力源项

$$f_m(x, y, z, t) = -q(n_i - n_e) \frac{\partial \varphi}{\partial m} \quad (6)$$

$$m = x, y, z$$

选取离子、电子数密度大于密度最大值 1% 的区域作为体积力源项添加区域 R , 时均体积力源项

$$\bar{F}_m = \frac{1}{T} \int_0^T V \iiint_R f_m(x, y, z, t) dt dr \quad (7)$$

$$m = x, y, z$$

其中 V 是体积力源项区域体积.

将体积力源项 $F_e = (F_x, F_y, F_z)$ 加入 N-S 方程, 流场计算的控制方程为

$$\rho \frac{\partial V}{\partial t} + \rho(V \cdot \nabla)v = F_e - \nabla p + \mu \nabla^2 V \quad (8)$$

$$\frac{\partial(\rho t)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho ut) = \nabla \cdot \left(\frac{k}{c_p} \nabla T \right) \quad (9)$$

式中 ρ 表示密度, k 表示传热系数, c_p 表示比定压热容, u 表示速度.

1.3 计算模型

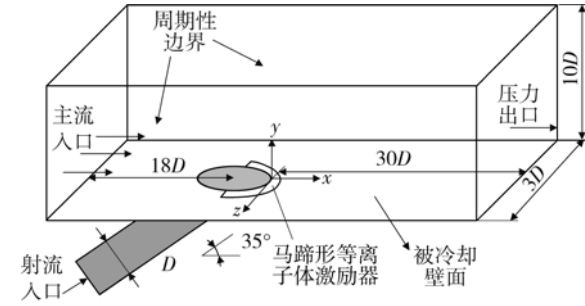
计算区域由主流通道和射流通道组成. 主流通道下壁面为被冷却壁面, 射流通道为单个圆柱形通道, 与主流夹角为 35° , 截面直径 $D = 0.006 \text{ m}$; 主流的侧壁设置为周期性边界, 主流通道宽为 $3D$, 高为 $10D$, 长为 $49.74D$, 气膜孔前缘距入口边界为 $18D$, 后缘距出口边界为 $30D$. 马蹄形等离子体激励器电极厚为 $0.2D$, 宽为 $0.4D$, 两电极垂直间距为 $0.02D$, 水平间距为 $0.02D$, 激励器内径 $r = 0.5D$, 外径 $R = 1.32D$. 马蹄形等离子体激励器的激励电压 $V(t) = V_{\max} \sin(2\pi\omega t)$, 电压峰值为 30 kV , 激励频率为 18 kHz . 以气膜孔出口下缘为原点建立直角坐标系, 计算区域和孔口附近区域结构示意图见图 3.

1.4 边界条件及计算方法

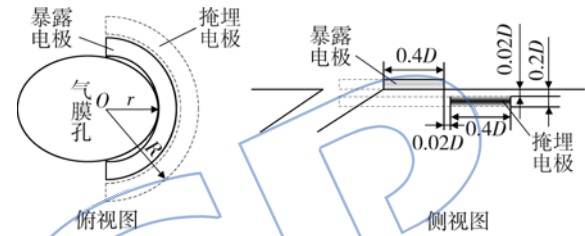
主流和射流入口边界为速度入口边界条件, 主流出口为压力出口边界条件, 主流侧壁为周期性边界. 主流和射流进口介质均为空气, 密度相等, 主流、射流温度为 $383, 293 \text{ K}$. 定义吹风比 $M = (\rho_j u_j) / (\rho_\infty u_\infty)$, 其中 ρ_j, ρ_∞ 是射流和主流的密度, u_j, u_∞ 是射流和主流速度. 主流速度为 15 m/s , 射流速度由 M 得出. 定义绝热气膜冷却效率 $\eta = (T_\infty - T_w) / (T_\infty - T_j)$, 其中 T_∞ 是主流温度, T_w 是绝热壁面温度, T_j 是射流温度. 等离子体气动激

励控制所需求解的式(1)、式(3)和式(4)的边界条件见图 4.

采用商用 CFD 软件进行数值求解, 求解器使



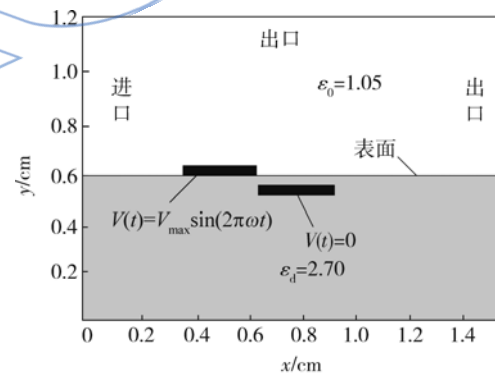
(a) 计算模型



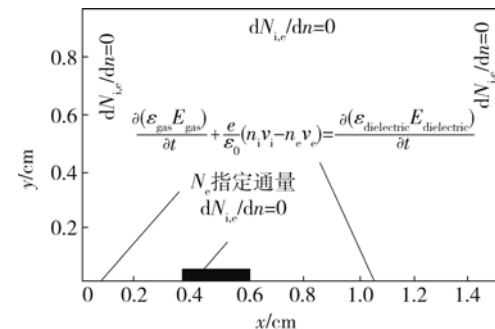
(b) 马蹄形等离子体激励器结构

图 3 物理模型

Fig. 3 Physics model



(a) 式(1)边界条件



(b) 式(3)、式(4)边界条件

图 4 式(1)、式(3)、式(4)边界条件

Fig. 4 Boundary condition for equation (1), equation (3) and equation (4)

用分离隐式求解器;数值仿真湍流模型采用 RNG (renormalization-group) $k-\epsilon$ 模型,速度-压力修正基于 SIMPLEC (semi-implicit method for pressure linked equations consistent) 算法,各参量采用 2 阶迎风格式求解,解的收敛标准是各项相对残差小于 1×10^{-6} 。

2 结果分析

2.1 数值计算可行性分析

为验证计算方法的可行性,根据本文计算方法所得到的圆形气膜孔气膜冷却效率与 Schmidt 等^[14]的试验结果进行对比分析。图 5 给出吹风比 $M=1.25$ 时,沿气膜孔中心线冷却效率分布的仿真结果和试验结果。通过对比可见,曲线值和变化趋势均吻合很好,验证了本文计算方法是可行的。

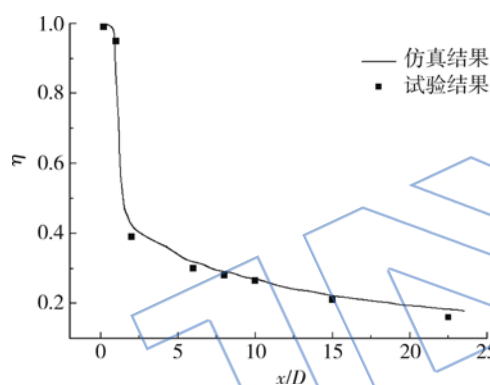


图 5 计算模型验证

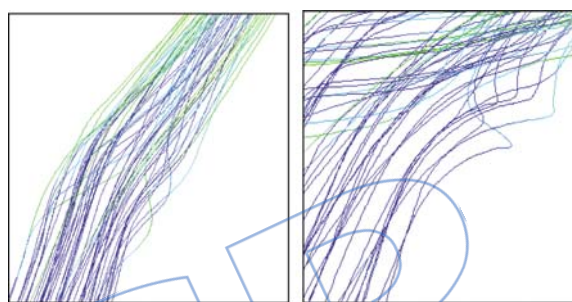
Fig. 5 Validation of computational model

2.2 流场分析

图 6 是 $M=0.5$ 时射流的迹线分布图,通过对比可见:在常规气膜孔中(无马蹄形等离子体激励器)射流从气膜孔喷出后迹线先向两侧弯曲,之后又流回射流区域、温度升高,迹线呈“S”型分布,说明从气膜孔喷出的射流与主流产生较强的卷吸作用,两股气流掺混剧烈,射流的低温核心区变小,这不利于壁面温度的降低。在气膜孔出口处施加等离子体气动激励后,射流迹线沿展向扩张,射流的低温核心区得到了很好的保护,主要是因为:马蹄形等离子体激励器产生的半圆形体积分布对射流的径向诱导能力强,射流得到扩张;等离子体气动激励的下拉诱导及展向诱导能力降低了射流的垂直穿透能力,沿流动方向动量的增大提高了射流的延伸能力,使其覆盖区域增大,有利于壁面温度的降低。



(a) 无马蹄形等离子体激励器 (右侧为出口局部放大图)



(b) 有马蹄形等离子体激励器 (右侧为出口局部放大图)



图 6 射流迹线分布

Fig. 6 Distribution of jet flow trace

2.3 速度-温度分布

图 7 是 $M=1.0$ 时常规气膜冷却流场和马蹄形等离子体激励器气膜冷却流场在不同截面上的速度-温度分布。对于常规气膜冷却结构,射流从气膜孔喷出后受主流卷吸,产生肾形涡对,肾形涡对有两个不利影响:一是射流被抬离壁面,使得气膜的附壁效果变差;二是主流从射流两侧渗到其底部,使得低温核心区逐渐缩小,故壁面温度较高。施加等离子体气动激励后,肾形涡对的结构、尺寸、强度得到了根本改变,射流流动状态的变化异于常规冷却结构:常规冷却结构中,射流因受到强度较大的肾形涡对作用被抬高,低温核心区距离壁面较远。施加等离子体气动激励后,在气膜孔附近区域,壁面表面的射流沿展向方向得到扩张,主流对射流的卷吸作用减弱,产生的肾形涡对尺寸很小,射流贴壁效果好;沿主流流动方向发展,在涡对的作用下射流的低温核心区逐渐被分成上下两个主要部分,远离壁面部分被逐渐抬高,靠近壁面部分附壁性良好。

通过上述分析可知:等离子体气动激励对肾形涡对的影响显著。在气膜孔附近区域,由于射流

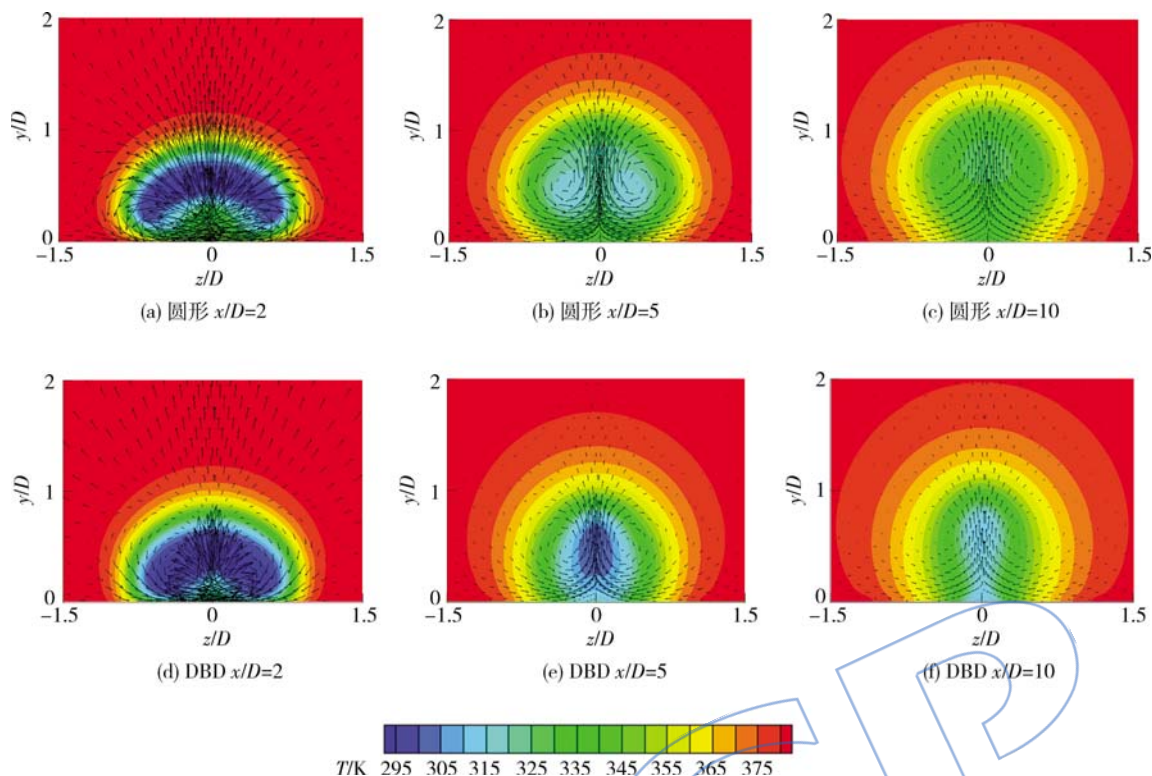


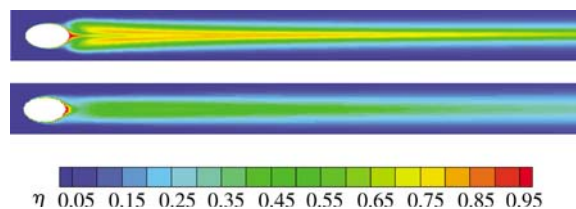
图7 速度-温度分布

Fig. 7 Distribution of velocity-temperature

受到沿马蹄形等离子体激励器径向的激励诱导,射流获得展向扩张能力,进而抑制了两股气流的掺混,产生的肾形涡对结构小、强度低;同时受等离子体气动激励的下拉诱导作用,肾形涡对上升受阻,气流被“压”在壁面上,壁面得到有效保护。在气膜孔下游区域,由于肾形涡对受到上游等离子体气动激励的影响,其初始条件决定了肾形涡对对射流的“抬高”能力下降、主流对射流的渗透强度低,因此壁面仍能得到有效覆盖,壁面温度较常规冷却结构有明显下降。

2.4 冷却效率分布

图8是 $M=1.0$ 时,常规圆形气膜冷却结构和马蹄形等离子体激励器气膜冷却结构的壁面绝热冷却效率分布。由图可直观地看出等离子体气动激励能大幅提高气膜冷却效果,在气膜孔附近区域展向冷却效果更为明显,中下游区域的气膜

图8 冷却效率分布 ($M=1.0$)Fig. 8 Distribution of cooling efficiency ($M=1.0$)

冷却效果较常规结构也有很大提高。在气膜孔附近沿展向会出现两个对称的局部冷却效率较高的区域,这是因为肾形涡对间距小,相互抬升的趋势大,对低温核心区的抬升明显,但受到等离子体气动激励的径向下拉诱导作用,肾形涡对的抬升受到抑制,尤其是在偏离中心线区域下拉效果更为明显,射流被“压”到壁面上,造成了壁面温度出现两个低温区;向下游发展,在肾形涡对的诱导下,壁面的两个低温区逐渐汇合,上游冷却效率分布形式逐渐消失。

图9是两种气膜冷却结构在不同吹风比下壁

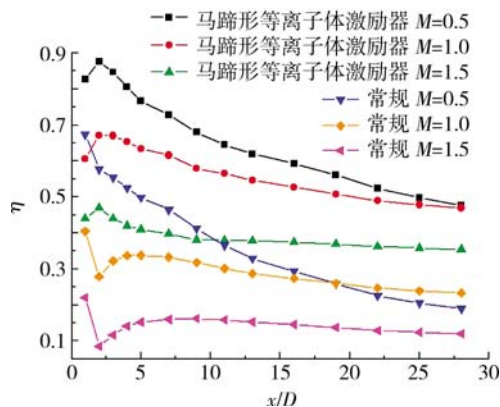


图9 绝热壁上平均冷却效率曲线

Fig. 9 Average cooling efficiency curves along adiabatic wall

面展向平均冷却效率分布. 由于射流的流动状态受到等离子体气动激励的诱导作用, 相对于常规冷却结构, 马蹄形等离子体激励器冷却结构大大提高了射流的贴壁性, 冷却效率得到大幅提高: $M=0.5$ 时, 两种气膜冷却结构相差最大处的冷却效率提高了 165%; $M=1.0$ 时, 相差最大处的冷却效率提高了 148%; $M=1.5$ 时, 相差最大处的冷却效率提高了 500%. 随着吹风比增大, 马蹄形等离子体激励器气膜冷却结构的冷却效率逐渐下降. 值得注意的是, 激励器的激励强度会影响其对流场的诱导效果^[15], 激励条件的变化势必会对气膜冷却流场产生较大影响, 相关工作课题组正在进行当中.

3 结 论

本文将马蹄形等离子体激励器敷设在气膜孔出口处, 研究了固定激励条件下等离子体气动激励对气膜冷却效果的影响, 得到结论如下:

1) 等离子体气动激励诱导射流运动, 使其具有展向扩张能力, 射流下拉效果明显, 两股气流的掺混程度减弱, 产生的肾形涡对结构小, 影响范围低, 射流的低温核心区得到有效保护; 同时由于等离子体气动激励对射流的垂直下拉和水平加速作用, 射流的贴壁性大大提高, 壁面温度明显下降.

2) 等离子体气动激励改变气膜冷却流场结构, 在气膜孔附近区域壁面中心两侧存在两个局部低温区, 气膜孔附近区域的展向平均冷却效率显著提高; 向流场下游发展, 两个低温区逐渐汇合, 冷却效率的提高幅度有所下降.

3) 在本文应用的激励器条件下、射流的入射角为 35° 时: 当 $M=0.5$, 两种气膜冷却结构相差最大处的冷却效率提高了 165%; $M=1.0$, 相差最大处提高了 148%; $M=1.5$, 相差最大处提高了 500%.

参考文献:

- [1] 葛绍岩, 刘登瀛, 徐靖中, 等. 气膜冷却[M]. 北京: 科学出版社, 1985.
- [2] 李少华, 宋东辉, 刘建红, 等. 不同孔型平板气膜冷却的数值模拟[J]. 中国电机工程学报, 2006, 26(17): 112-116.
LI Shaohua, SONG Donghui, LIU Jianhong, et al. Numerical simulation of flat plate film cooling using respectively different shaped jet holes[J]. Proceedings of the Chinese Society for Electrical Engineering, 2006, 26(17): 112-116. (in Chinese)
- [3] Na S, Shih TI-P. Increasing adiabatic film-cooling effectiveness by using an upstream ramp[R]. ASME Paper GT-2006-91163, 2006.
- [4] HU Yaping, JI Honghu. Numerical study of the effect of blowing angle on cooling effectiveness of an effusion cooling[R]. ASME Paper GT-2004-54043, 2004.
- [5] Patel M P, Ng T T, Vasudevan S, et al. Scaling effects of an aerodynamic plasma actuator[R]. AIAA-2007-0635, 2007.
- [6] Borghi C A, Carraro M, Cristofolini A, et al. An analysis of a three phase flat panel uniform barrier discharge at atmospheric pressure[R]. AIAA-2006-3380, 2006.
- [7] Boeuf J P, Pitchford L C. Electro hydro dynamic force and aerodynamic flow acceleration in surface dielectric barrier discharge[J]. Journal of Applied Physics, 2005, 97(10): 103307. 1-103307. 10.
- [8] 何立明, 苏建勇, 白晓峰, 等. 等离子体气动激励改善气膜冷却效率的数值研究[J]. 空军工程大学学报: 自然科学版, 2008, 9(3): 1-5.
HE Liming, SU Jianyong, BAI Xiaofeng, et al. Numerical investigation on improvement of film cooling efficiency with the plasma actuation[J]. Journal of Air Force Engineering University: Natural Science Edition, 2008, 9(3): 1-5. (in Chinese)
- [9] 李应红, 吴云, 张朴, 等. 等离子体激励抑制翼型失速分离的实验研究[J]. 空气动力学报, 2008, 26(3): 372-377.
LI Yinghong, WU Yun, ZHANG Pu, et al. Experimental investigation on airfoil stall separation suppression by plasma actuation[J]. Acta Aerodynamic Sinica, 2008, 26(3): 372-377. (in Chinese).
- [10] Santhanakrishnan A, Jacob J. On plasma synthetic jet actuators[R]. AIAA-2006-0317, 2006.
- [11] Johnson G A, Scott S J. Plasma-aerodynamic boundary layer interaction studies[R]. AIAA-2001-3052, 2001.
- [12] Moreau E. Airflow control by non-thermal plasma actuators[J]. Journal of Physics D: Applied Physics, 2007, 40(3): 605-636.
- [13] Jayaraman B, Cho Y C, Shyy W. Modeling of dielectric barrier discharge plasma actuator[R]. AIAA-2007-4531, 2007.
- [14] Schmidt D, Sen B, Bogard D. Film cooling with compound angle holes: adiabatic effectiveness[J]. Journal of Turbomachinery, 1996, 118(4): 807-813.
- [15] 赵小虎, 李应红, 李益文, 等. 等离子体气动激励诱导气流加速的实验[J]. 航空动力学报, 2009, 24(11): 1-7.
ZHAO Xiaohu, LI Yinghong, LI Yiwen, et al. Experiment on the induced airflow acceleration by plasma aerodynamic actuation[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(11): 1-7. (in Chinese)