

文章编号:1674-8190(2016)02-135-08

“月牙形凸台+等离子体激励器”结构改善 气膜冷却效果的数值仿真

赵子晨,何立明,张倩,肖阳,代胜吉

(空军工程大学 航空航天工程学院,西安 710038)

摘要: 利用等离子体激励器作为改善气膜冷却效果的方法在近年来得到了初步研究,但现阶段改善程度依然有限。提出“月牙形凸台+等离子体激励器”新型气膜冷却结构,通过CFD计算方法分析常规圆形孔、带月牙形凸台和带等离子体气动激励等不同气膜冷却结构的流场特性、温度场特性和冷却效率。结果表明:在圆形孔气膜冷却结构中,流场中形成了肾形涡对,由于肾形涡对使得冷流抬离壁面以及卷吸热流的作用,壁面的冷却效果最差;冷流经过等离子体激励器或月牙形凸台后,流场产生了反肾形涡对,抑制了肾形涡对的结构尺寸和强度,与圆形孔气膜冷却结构相比,气膜冷却效果在展向和流向上得到较大改善;在“月牙形凸台+等离子体激励器”气膜冷却结构中,冷热流掺混后形成的反肾形涡对强度最大,并且显著提高了孔间区域的冷却效率,在各吹风比下气膜冷却效果最佳。

关键词: 月牙形凸台;等离子体激励器;肾形涡对;反肾形涡对;冷却效率

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2016.02.001

Numerical Simulation on Improving Film Cooling Effectiveness with Crescent-shaped Block & Plasma Actuator Structure

Zhao Zichen, He Liming, Zhang Qian, Xiao Yang, Dai Shengji

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

Abstract: The method that the plasma actuator used to improve film cooling effectiveness has been preliminarily researched in recent years, while the improvement remains limited at the present stage. The crescent-shaped block & plasma actuator structure is put forward. With CFD method, flow field characteristics, temperature characteristics and cooling effectiveness are analyzed for two different film cooling structures: the common circle-hole, and the crescent-shaped block and plasma actuator film cooling structure. The results show that in circle-hole film cooling structure, counter-rotating vortex pair(CRVP), which lifted the cooling flow and entrain the hot flow, is formed, therefore the cooling effectiveness is the lowest. In the plasma actuator structures and crescent-shaped block structures, anti-CRVP, which restrained the scale and strength of CRVP, is formed. Compared to that with common circle-hole cooling structure, the film cooling effectiveness is improved a lot both in lateral and streamwise. In the crescent-shaped block & plasma actuator structure, the anti-CRVP reached its maximum, therefore significantly improving cooling effectiveness in the area between the holes and generating the best cooling performance.

Key words: crescent-shaped block; plasma actuator; CRVP; anti-CRVP; film cooling effectiveness

0 引言

目前,航空发动机广泛采用燃气涡轮发动机。国外最新的航空发动机其涡轮前燃气温度范围已

高达 1 811~2 144 K,而高温合金的工作温度不会超过 1 500 K^[1],这就使涡轮前燃气温度远远超出燃烧室和涡轮等热端部件材料的耐高温性能极限。因此,必须对燃烧室、涡轮叶片等高温部件采用相应的高效冷却措施进行热防护^[2-3]。在各种冷却技术中,气膜冷却的应用最为广泛且最具前景,而提高气膜冷却效率的关键是降低冷却气膜出流的穿透率和提高气膜的贴壁性。

为了提高气膜冷却效率、改善气膜冷却效果,国内外进行了广泛研究,目前研究的内容主要包括三个方面:

(1) 气膜孔/缝的几何参数,包括几何形状、孔/缝的倾斜角、长径比/长宽比、孔径/缝宽、排列形式等。朱惠人等^[4]针对气膜孔形状影响排孔下游的冷却效率进行研究,表明在较高吹风比下圆锥形孔排和簸箕形孔排的平均冷却效率及二次流覆盖区域均大于圆柱形孔排。刘存良等^[5]对比了收缩-扩张型气膜孔、圆形孔和扇形孔对气膜冷却效率的影响机理,结果表明:收缩-扩张孔的收缩作用使得孔内的流动分离小,出口速度较为均匀,展向速度较大;收缩-扩张孔减小了射流的流向厚度,增大了射流的展向宽度,从而扩大了射流覆盖区域,并形成了与圆形孔和扇形孔射流相比作用相反的反肾形涡对,从而获得了更高的冷却效率。李永红等^[6]研究了两种出口-入口面积比不同的收缩扩张形孔的气膜冷却机理,得到出口-入口面积比对冷却效率和换热系数的分布规律没有明显影响,但对冷却效率和换热系数的数值影响较大,面积比越大,平均气膜冷却效率越低,换热系数在上游越低,在下游越高。刘捷等^[7]对不同复合角典型单排孔冷却结构的平板的气膜冷却特性进行了实验研究,发现所有复合角条件下的冷却性能都优于相同条件下的简单角并且吹风比越大、复合角越小时的性能越优。

(2) 气膜孔/缝的气动参数,包括雷诺数、吹风比、密度比、湍流度等。雷云涛等^[8]研究不同吹风比下单孔结构的冷却特性,表明随着吹风比的增大,由于卷吸作用的增强,射流大部分脱离壁面与主流掺混使得冷却效率不断降低。许卫疆等^[9]采用数值模拟方法研究了动量比、湍流度和密度比对圆柱形气膜孔流动的影响,结果表明随着动量

比的增大,二次流在出口处逐渐偏离叶片,冷却效率降低;在低密度比下,湍流度对冷却效率影响不大;当密度比为 1.5 时,湍流度对冷却效率产生显著影响;密度比越小,冷却效率越低。刘元清等^[10]研究了湍流度对圆孔和后扩孔气膜冷却效率的影响,发现小吹风比下湍流度降低趋向使下游区域冷却效果恶化,大吹风比下湍流度的提高强化了冷却气流向壁面的扩散,提高了下游区域的冷却效率。

(3) 气膜孔/缝前、中、后的流场调节形式,例如上游设置斜坡、出口处设置凸片或横向槽、下游设置凸台等。吕骋子等^[11]测试了气膜孔上游斜坡条件下气膜冷却流场,发现斜坡延缓了主流通过肾形涡对与渗流的掺混作用,主流贴近壁面的区域动量降低。陈鑫等^[12]针对横向槽气膜冷却结构进行了数值和实验研究,结果表明横向槽减弱了气膜出流向主流的垂直穿透能力,二次流在流出横向槽后能更好的贴覆绝热壁面可以改善气膜冷却效果。Eiji Sakai 等^[13]对比了半圆柱型、半球型和圆柱型三种凸台结构,结果表明冷流经过圆柱型凸台结构,在流场中形成了纵向涡和反肾形涡对,使得气膜冷却效率高于其他凸台结构。

等离子体流动控制是基于等离子体气动激励的新型主动流动控制技术。等离子体在边界层控制、抑制失速分离、翼型减阻、旋涡控制、圆柱绕流控制、提高燃烧稳定性和效率等方面都非常有效^[14-15]。随着等离子体流动控制技术被广泛关注,这为气膜冷却提供了新的思路。Jin-Lu Yu 等^[16]和 Chin-Cheng Wang 等^[17]将等离子体气动激励应用到气膜冷却上,揭示了等离子体气动激励改善气膜冷却效果的机理,认为这种气膜冷却技术结构简单、适应工况广,具有广阔的应用前景。

本文根据常规圆形孔气膜冷却结构,结合等离子体气动激励和月牙形凸台对气膜冷却效果的改善作用,提出“等离子体激励器+月牙形凸台”新型气膜孔冷却结构,即在气膜孔出口的下流位置设置一个月牙形的凸台,在月牙形凸台后紧跟着敷设等离子体激励器。通过对其流场和温度场特性进行数值模拟,分析不同气膜冷却结构对冷却效果的影响机理,为今后不同新型冷却结构相互匹配优化研究奠定基础。

1 数值模拟方法

1.1 几何模型及网格生成

常规圆形孔气膜冷却结构 (Case 1) 的计算域如图 1 所示, 计算域由主流通道、射流通道和供气腔三部分组成。热流从主流通道进入, 冷流进入供气腔后通过射流通道进入主流通道, 冷流与热流掺混后向下游流动。射流通道为单个圆孔, 与主流的夹角为 30° , 孔径 (D) 为 0.002 m , 射流通道长 $3D$ 。冷却主流通道长 $30D$, 宽 $4D$, 高 $10D$; 供气腔长 $10D$, 宽 $4D$, 高 $5D$ 。基于 Case 1, 将等离子体激励器敷设在气膜孔下游距气膜孔 $2D$ 位置处, 可得到 Case 2。将长、宽、高分别为 $1.5D$ 、 $2D$ 、 $0.25D$ 的月牙形凸台 (如图 2 所示) 设置在气膜孔下游 $0.5D$ 处, 可以得到 Case 3。在 Case 3 的基础上, 将等离子体激励器敷设在月牙形凸台后面, 距离凸台边缘 (L) 为 $0D$, 可以得到“等离子体激励器+月牙形凸台”气膜孔冷却结构, 即 Case 4。

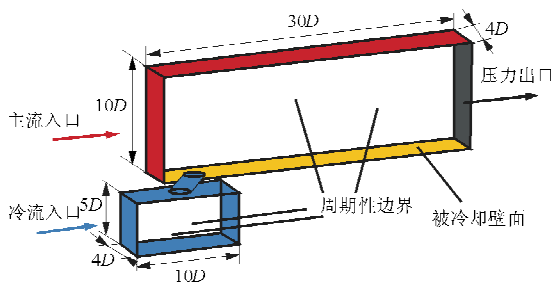


图 1 计算域几何结构

Fig. 1 Geometric structure of computational domain

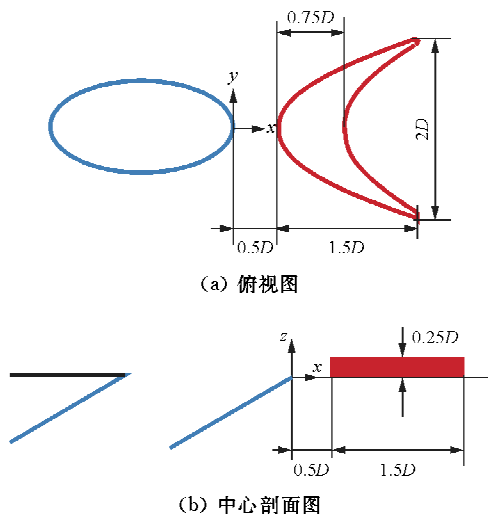
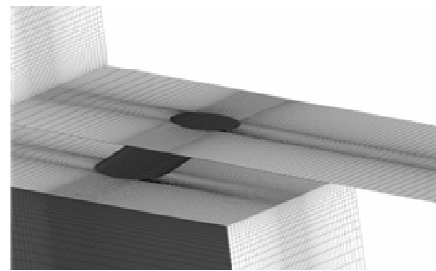


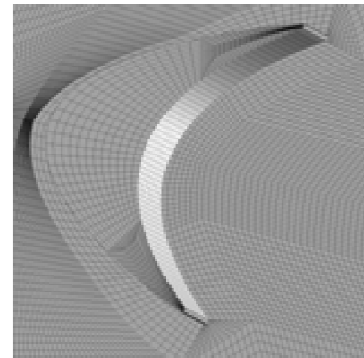
图 2 月牙形凸台几何结构

Fig. 2 Geometric structure of crescent-shaped block

利用 ICEM 进行网格划分, 计算域网格为结构网格。气膜孔及月牙形凸台附近的网格划分如图 3 所示, 在主流通道下壁面, 供气腔上下壁面和气膜孔边界上的加密网格设置边界层。对 Case 1 和 Case 3 的气膜冷却结构计算模型进行网格独立性检验, 最终两种冷却结构对应的网格单元数量分别为 1016781 和 1135864 个。



(a) 气膜孔附近网格



(b) 月牙形凸台附近网格

图 3 冷却结构的计算网格

Fig. 3 Calculation mesh of the cooling structure

1.2 边界条件和参数设定

本文数值计算的边界条件如图 1 所示。计算工质为不可压缩理想气体, 主流入口和射流入口均为速度入口, 主流速度 $v_\infty = 15\text{ m/s}$, 根据吹风比的定义和质量守恒原理计算得到射流入口速度; 主流温度 $T_\infty = 414\text{ K}$, 射流温度 $T_c = 300\text{ K}$; 出口为压力出口, 出口压力 $101\ 325\text{ Pa}$, 主流通道和射流通道的展向侧壁设置为周期性边界, 被冷却壁面为绝热壁面, 其他壁面采用无滑移条件。吹风比定义为 $M = \rho_c v_c / \rho_\infty v_\infty$, 其中 ρ_c 和 ρ_∞ 分别为射流和主流的密度, v_c 和 v_∞ 分别为射流和主流的速度。定义绝热冷却效率 $\eta = (T_\infty - T_{aw}) / (T_\infty - T_c)$, 其中 T_∞

和 T_c 分别为主流和射流的入口温度, T_{aw} 为绝热壁温。定义平均绝热冷却效率 $\eta_{av} = (T_{\infty} - \overline{T_{aw}}) / (T_{\infty} - T_c)$, 其中 $\overline{T_{aw}}$ 为平均绝热壁温。

1.3 气动激励唯象学模型

从唯象学角度看, 等离子体气动激励的作用效果可以由作用于流体的局部体积力的效果来近似模拟。本文采用文献[18]的模型进行计算, 线性体积力的作用区域如图4中三角形AOB所示。该区域中, 电场强度为线性分布, 原点O处的电场强度为 E_0 , 在区域边界AO、OB和AB上的截断电场强度为 E_{br} , 区域内沿坐标轴正方向电场强度逐渐减小, 因此电场强度分布

$$|\mathbf{E}| = E_0 - k_1 x - k_2 y \quad (1)$$

式中: $E_0 = U_0/d$, U_0 为激励器激励电压, d 为 x 方向电极间距离; $k_1 = (E_0 - E_{br})/b$, $k_2 = (E_0 - E_{br})/a$, k_1 、 k_2 为电场强度空间分布系数, 表征电场强度的空间分布梯度。

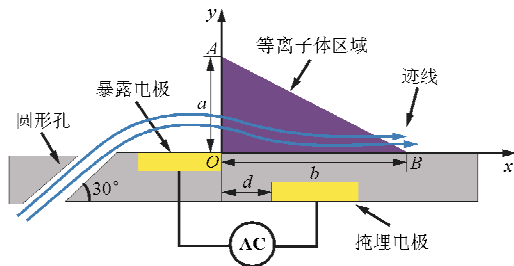


图4 线性体积力分布模型

Fig. 4 Distribution model of liner body force

通过线性体积力分布模型得到的电场分布, 建立时均体积力分布规律:

$$\mathbf{F}_{avg} = \rho_c e_c v \Delta t E \delta \quad (2)$$

式中: ρ_c 为电荷密度; e_c 为电荷常数; v 为电源频率; Δt 为激励电源电压的半周期; δ 取值为1(表示在三角形区域内存在体积力)或0(表示在三角形区域外没有体积力)。

在求解等离子体气动激励对冷流的影响中, 将等效体积力分布(\mathbf{F}_{avg})作为动量源项添加到不可压 Navier-Stokes 方程中。

1.4 数值计算方法

采用 RNG $k-\epsilon$ 湍流模型来模拟湍流流动。对

流项采用二阶迎风格式离散, 速度和压力耦合采用 SIMPLEC 算法。各方程相对残差小于 10^{-6} , 残差曲线平缓且壁面温度基本不变时获得收敛解。

2 计算结果与分析

2.1 模型验证

以 Schmidt 等的实验^[19]为研究对象进行数值模拟, 吹风比 $M=0.6$ 和 $M=1.25$ 时本文数值模拟与 Schmidt 等的实验获得的气膜孔中心线气膜冷却效率的分布情况如图5所示。

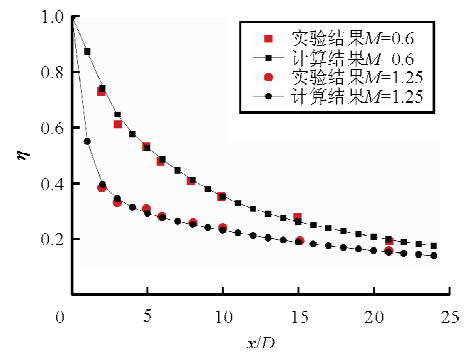


图5 计算与实验结果对比

Fig. 5 The comparison of results between the calculation and the experiment

从图5可以看出: 数值模拟结果与实验结果吻合较好, 计算平均误差小于5.0%, 表明本文所采用的数值计算方法能够有效预测气膜冷却特性。

2.2 流场和温度场分析

吹风比 $M=1.0$ 时, 不同形式气膜冷却结构的冷流迹线的示意图如图6所示。可以看出: 在 Case 1 中冷流向下游运动过程中逐渐抬离壁面, 沿展向方向覆盖的区域较小, 这对壁面的冷却效果会产生不利影响; 在 Case 2 中冷流受到等离子体气动激励诱导后, 紧贴壁面向下游运动, 在展向覆盖较宽, 壁面冷却效果较 Case 1 有所改善; 在 Case 3 中月牙形凸台结构对冷流产生一定影响, 使得冷流紧贴壁面, 并向两侧扩展; 在 Case 4 中冷流经过月牙形凸台和等离子体激励器后, 冷流贴紧壁面, 在展向上冷流覆盖区域最大, 与其他三种形式的冷却结构相比, 相邻气膜孔间的壁面的冷却效果可能最佳。

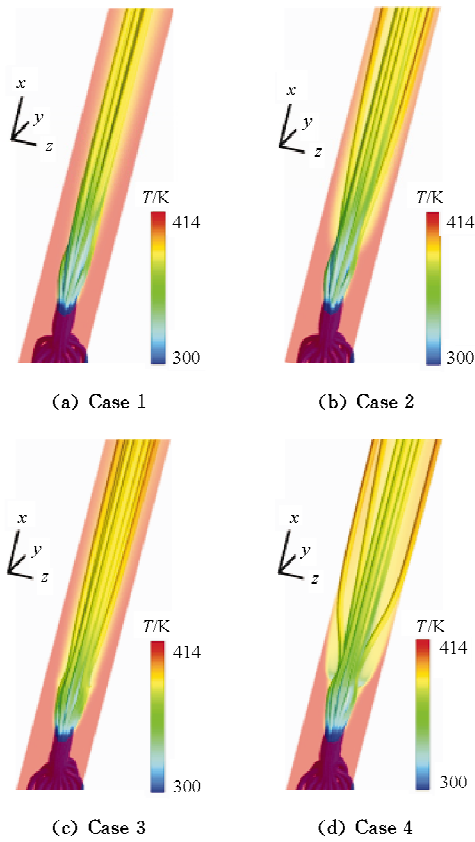


图 6 冷流迹线分布
Fig. 6 Distribution of cooling flow path line

当吹风比 $M=1.0$ 时,四种形式气膜冷却结构的速度场—温度场分布如图 7 所示。

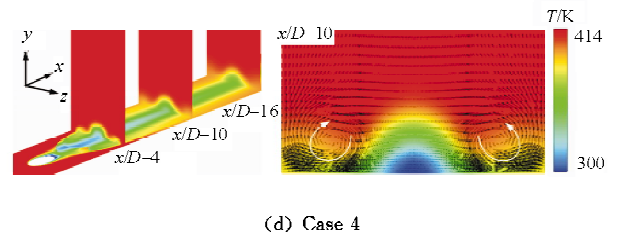


图 7 截面速度场和温度场云图

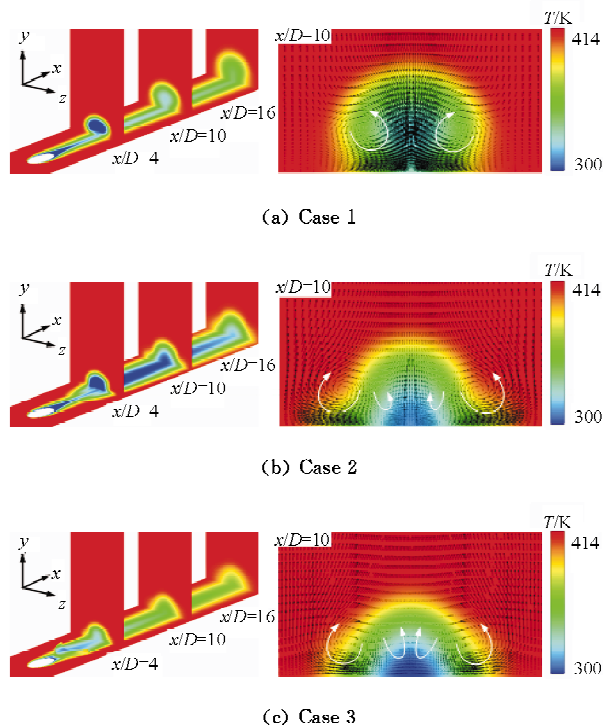
Fig. 7 Velocity field and temperature field contours

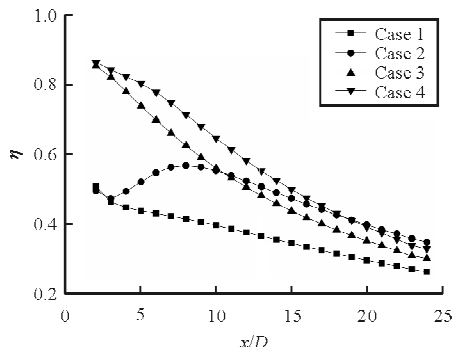
从图 7 可以看出:在 Case 1 中冷流从气膜孔流出后与主流发生强烈的掺混,形成肾形涡对,冷流向下游运动中肾形涡对逐渐发展,使得冷流逐渐抬起,同时热流由于卷吸作用到达冷流底部,壁面的冷却效果逐渐减弱;Case 2 与 Case 1 比较,冷流经过等离子体激励器时,受到等效体积力作用,展向覆盖区域上得到了扩展,形成了与肾形涡对旋向相反的涡结构(下文称反肾形涡对),抑制了肾形涡的尺寸,得到了较好的冷却效果;在 Case 3 中冷流经过月牙形凸台,沿展向方向覆盖较好,同时流场产生了反肾形涡对,与 Case 1 相比,气膜冷却效果得到了较大的改善;与其他三种冷却结构相比,Case 4 中的冷流经过月牙形凸台和等离子体激励器后,反肾形涡对的强度增大,很好地抑制了肾形涡对的结构尺寸和强度,冷流在展向覆盖区域最大,孔间区域的冷却效果最佳。

2.3 绝热冷却效率分析

为了更好地对比分析四种气膜冷却结构的冷却效果,选取气膜孔下游的中心线冷却效率、不同位置处的展向冷却效率、展向平均冷却效率和全局冷却效率四种参数进行说明。中心线冷却效率是气膜孔流向中心对称线上的绝热冷却效率,展向冷却效率是不同位置处截面展向上的绝热冷却效率,展向平均冷却效率是各个位置截面处的线平均绝热冷却效率,全局冷却效率是气膜孔下游冷却壁面的面平均绝热冷却效率。

在吹风比 $M=1.0$ 时,四种气膜冷却结构的中心线冷却效率和局部展向冷却效率分布如图 8 所示。





(a) 中心线效率

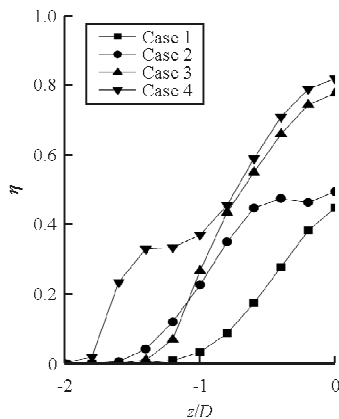
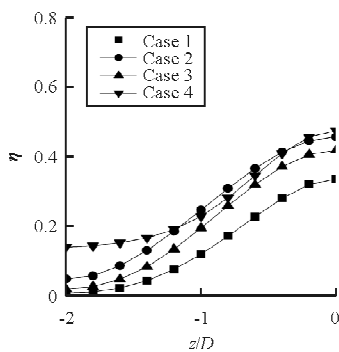
(b) 展向效率($x/D=4$)(c) 展向效率($x/D=16$)

图8 中心线冷却效率和展向冷却效率分布

Fig. 8 Distribution of center line effectiveness and spanwise effectiveness

从图8可以看出:Case 1中冷流经过圆形孔,流场产生了肾形涡对,由于肾形涡对的不利影响,冷流的展向覆盖区域最小,冷却效率最低;在气膜孔后敷设等离子体激励器或月牙形凸台(Case 2和Case 3),产生了反肾形涡对,使冷流在流向和展向

上得到了较好地覆盖,提高了中心线和展向冷却效率;Case 4中,冷流经过月牙形凸台和等离子体激励器的诱导作用,产生的反肾形涡对强度最大,冷流在展向上覆盖到整个孔间区域(尤其是 $1 < z/D < 2$ 和 $-2 < z/D < -1$),得到的中心线冷却效率和展向冷却效率最高。

吹风比 $M=1.0$ 时,四种气膜冷却结构的展向平均冷却效率分布如图9所示。

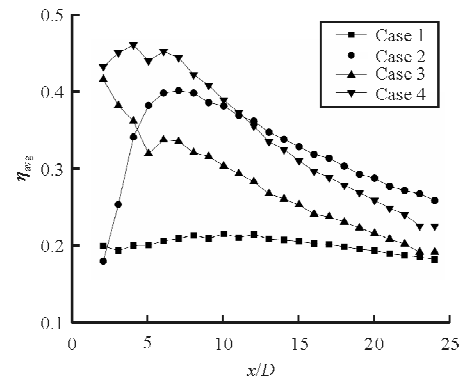


图9 展向平均效率

Fig. 9 Distribution of spanwise average effectiveness

从图9可以看出:由于流动结构的改善,相对于常规圆形气膜孔,等离子体激励器和月牙形凸台气膜冷却结构冷流贴附和展向覆盖效果有了极大的改观;Case 1的冷却效率最低,其平均值为20.1%;施加等离子体激励器后,Case 2的冷却效率得到提高,其平均值为32.4%;与Case 1相比,Case 3中冷流从气膜孔流出,经过月牙形凸台后,冷却效率得到提高;Case 3在 $x/D < 5$ 的区域冷却效率比Case 2高,在 $x/D > 5$ 的区域冷却效率比Case 2低,其平均值为28.9%;Case 4与其他冷却结构相比,形成的反肾形涡对强度最大,对肾形涡对的抑制效果最好,气膜冷却效率最高,其平均值为35.8%。但在 $M=1.0$ 下,冷流的流量较小,冷却能力有限,因而在流向上展向平均冷却效率在 $x/D > 11$ 的区域比Case 2低。

在不同吹风比下,四种气膜冷却结构的全局平均冷却效率分布如图10所示。可以看出:在不同吹风比下,Case 4的冷却效率最高,Case 2和Case 3次之,Case 1最低;与Case 1相比,在吹风比 $M=0.5, 1.0$ 和 1.5 下,Case 2的全局平均气膜冷

却效率分别提高了38.4%、61.5%和51.9%，Case 3的全局平均气膜冷却效率分别提高了10.7%、44.1%和22.7%，Case 4的全局平均冷却效率分别提高了37.8%、78.3%和98.1%；对于四种气膜冷却结构，在吹风比 $M=1.0$ 时气膜冷却效率最高， $M=0.5$ 时次之， $M=1.5$ 时最低。这是因为 $M=0.5$ 时，冷流的流量和动量较小，冷却能力不足；而 $M=1.5$ 时，冷流的动量较大，穿透主流的能力较强，不易贴壁。

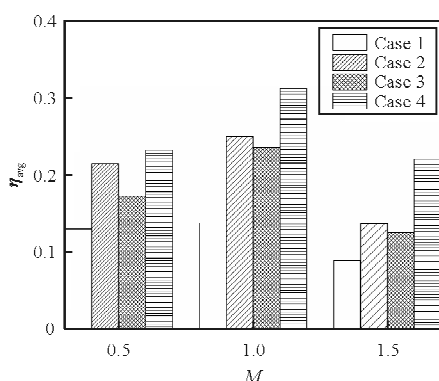


图10 全局平均冷却效率比较

Fig. 10 Comparison of global average film cooling effectiveness

3 结论

本文提出了“等离子体激励器+月牙形凸台”新型气膜孔冷却结构，并分析了不同气膜冷却结构对冷却效果的影响。

(1) 在带有等离子体激励器和月牙形凸台气膜冷却结构中，气膜孔出流经过等离子体激励器或月牙形凸台，冷流在流向方向贴壁效果更好，展向覆盖范围扩大，并且流场形成了反肾形涡对，抑制了肾形涡对的尺寸结构和强度。“等离子体激励器+月牙形凸台”气膜冷却结构中的冷流同时经过月牙形凸台和等离子体激励器，形成的反肾形涡对强度最大，使冷流在展向和流向方向加速流动，覆盖效果更好。

(2) 与常规圆形孔气膜冷却结构相比，其他三种冷却结构的中心线冷却效率、展向冷却效率及展向平均冷却效率都得到较大改善。当吹风比 $M=1.0$ 时，全局平均冷却效率分别提高了61.5%、44.1%和78.3%。

(3) 新型冷却结构结合了等离子体激励器和月牙形凸台的优势，在流向和展向上极大地改善了气膜冷却效果，在各工况下，是效果最佳的气膜冷却结构。

参考文献

- 何立明. 飞机推进系统原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 2006.
He Liming. The principle of aircraft propulsion system [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2006. (in Chinese)
- 葛绍岩, 刘登瀛, 徐靖中, 等. 气膜冷却[M]. 北京: 科学出版社, 1985.
Ge Shaoyan, Liu Dengying, Xu Jingzhong, et al. Film cooling [M]. Beijing: Science Press, 1985. (in Chinese)
- 商体松, 赵明, 涂冰怡. 航空发动机燃烧室冷却结构的发展及浮动壁结构的关键技术[J]. 航空工程进展, 2013, 4(4): 407-413.
Shang Tisong, Zhao Ming, Tu Bingyi. Development of aero-engine combustor cooling structure and the key technologies of floating-wall [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2013, 4(4): 407-413. (in Chinese)
- 朱惠人, 许都纯, 刘松龄. 气膜孔形状对排孔下游冷却效率的影响[J]. 航空学报, 2002, 23(1): 75-78.
Zhu Hui ren, Xu Duchun, Liu Songling. Effects of hole shape on film cooling effectiveness [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2002, 23(1): 75-78. (in Chinese)
- 刘存良, 朱惠人, 白江涛. 收缩-扩张形气膜孔提高气膜冷却效率的机理研究[J]. 航空动力学报, 2008, 23(4): 598-604.
Liu Cunliang, Zhu Hui ren, Bai Jiangtao. Study on the physics of film-cooling effectiveness enhancement by the converging-expanding hole [J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(4): 598-604. (in Chinese)
- 李永红, 刘存良, 朱惠人. 出口-入口面积比对收缩扩张形孔气膜冷却特性影响的机理研究[J]. 航空工程进展, 2011, 2(1): 115-121.
Li Yonghong, Liu Cunliang, Zhu Hui ren. Study on the physics of film-cooling of converging-expanding holes with different exit-entry area ratios [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2011, 2(1): 115-121. (in Chinese)
- 刘捷, 韩振兴, 蒋洪德, 等. 不同复合角对平板气膜冷却特性影响的实验研究[J]. 工程热物理学报, 2008, 29(8): 1311-1315.
Liu Jie, Han Zhenxing, Jiang Hongde, et al. Experimental research on flat plate film cooling effectiveness at different complex angles [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2008, 29(8): 1311-1315. (in Chinese)
- 雷云涛, 林智荣, 袁新. 不同吹风比下平板气膜冷却数值模

- 拟[J]. 清华大学学报: 自然科学版, 2008, 48(8): 1331-1334.
- Lei Yuntao, Lin Zhirong, Yuan Xin. Numerical study of film cooling of a flat plate at different blowing ratios[J]. Journal of Tsinghua University: Science and Technology, 2008, 48(8): 1331-1334. (in Chinese)
- [9] 许卫疆, 朱惠人, 李广超. 动量比对气膜冷却效率影响的数值模拟[J]. 西北工业大学学报, 2010, 28(6): 911-915.
- Xu Weijiang, Zhu Huiran, Li Guangchao. Numerical simulation of effect of momentum ratio on gas film cooling effectiveness[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2010, 28(6): 911-915. (in Chinese)
- [10] 刘元清, 姜培学, 王扬平, 等. 湍流度对单排圆孔及后扩孔气膜冷却的影响[J]. 工程热物理学报, 2009, 30(9): 1540-1542.
- Liu Yuanqing, Jiang Peixue, Wang Yangping, et al. Influence of turbulence intensity on cooling effectiveness in back-diffused hole[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2009, 30(9): 1540-1542. (in Chinese)
- [11] 吕骋予, 张笑雷, 陈冰玉. 上游斜坡对气膜冷却流动影响的实验研究[J]. 机械工程与自动化, 2015(5): 23-25.
- Lu Chengyu, Zhang Xiaolei, Chen Bingyu. Experimental study on flow field of film cooling with upstream ramp[J]. Mechanical Engineering & Automation, 2015(5): 23-25. (in Chinese)
- [12] 陈鑫, 何立明, 于锦禄, 等. 利用横向槽改善气膜冷却效率的实验[J]. 航空动力学报, 2010, 25(2): 291-294.
- Chen Xin, He Liming, Yu Jinlu, et al. Experiments on improving film cooling effectiveness with transverse slots[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(2): 291-294. (in Chinese)
- [13] Eiji Sakai, Toshihiko Takahashi, Yukiko Agata. Experimental study on effects of internal ribs and rearbump on film effectiveness[R]. ASME 2012-GT-68268, 2012.
- [14] 李应红, 吴云. 等离子体流动控制技术进展[J]. 空军工程大学学报: 自然科学版, 2012, 13(3): 1-5.
- Li Yinghong, Wu Yun. Progress of research on plasma flow control technology[J]. Journal of Air Force Engineering University; Natural Science Edition, 2012, 13(3): 1-5. (in Chinese)
- [15] 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 Aeronamica Sinica, 2008, 26(3): 372-377. (in Chinese)
- [16] Jin-Lu Yu, Li-Ming He, Yi-Fei Zhu, et al. Numerical simulation of the effect of plasma aerodynamic actuation on improving film hole cooling performance[J]. Heat and Mass Transfer, 2013, 49(6): 897-906.
- [17] Chin-Cheng Wang, Subrata Roy. Electrodynamics enhancement of film cooling of turbine blades[J]. Journal of Applied Physics, 2008, 104(7): 073305-073314.
- [18] Shyy W, Jayaraman B, Andersson A. Modeling of glow discharge-induced fluid dynamics[J]. Journal of Applied Physics, 2002, 92(11): 6434-6443.
- [19] Schmidt D, Sen B, Bogard D. Film cooling with compound angle holes: adiabatic effectiveness[J]. Journal of Turbomachinery, 1996, 118(4): 807-813.

作者简介:

赵子晨(1992-),男,硕士研究生。主要研究方向:航空发动机燃烧室先进冷却方法。

何立明(1958-),男,博士,教授。主要研究方向:飞机推进系统气动热理论与工程、新型燃烧室冷却技术、脉冲爆震发动机和等离子体点火助燃技术。

张倩(1989-),女,硕士。主要研究方向:燃烧室冷却技术和等离子体动力学。

肖阳(1966-),男,博士研究生。主要研究方向:航空发动机燃烧室先进冷却方法。

代胜吉(1989-),男,博士研究生。主要研究方向:航空发动机燃烧室先进冷却方法。

(编辑:赵毓梅)