

主流攻角对双射流孔气膜冷却特性的影响

何建宏^{1,2}, 张科^{1,2}, 杨玺^{1,2}, 段敬添^{1,2}, 武俊梅^{1,2}, 雷蒋^{1,2}

- (1. 西安交通大学 航天航空学院 机械结构强度与振动国家重点实验室, 西安 710049;
2. 西安交通大学 航天航空学院 力学实验教学国家示范中心, 西安 710049)

摘 要: 应用压力敏感漆技术,在平板上测量了不同主流攻角($i = -30^\circ, -20^\circ, -10^\circ, 0^\circ, 10^\circ, 20^\circ, 30^\circ$)下双射流孔的气膜冷却效率,并利用计算流体动力学(CFD)计算得到的流场对气膜冷却效率的规律进行了解析。所研究的双射流孔结构的孔间无量纲横向距离为 0.5,孔间无量纲流向距离为 3;射流与主流密度比为 1.0,吹风比分别为 0.5、1.0、1.5、2.0。结果表明小的主流攻角($i = -10^\circ, 0^\circ, 10^\circ$)下,流场中存在反肾型涡对或挤压作用,气膜层与壁面贴附良好,气膜冷却效率最高;大正值攻角($i = 20^\circ, 30^\circ$)下,虽然气膜覆盖面积大,但反肾型涡对退化,气膜冷却效率下降;大负值攻角($i = -20^\circ, -30^\circ$)下,流场中有肾型涡对,且气膜横向覆盖受限,气膜冷却效率最低。

关 键 词: 双射流; 气膜冷却效率; 主流攻角; 压力敏感漆; 计算流体动力学
中图分类号: V231.1 **文献标志码:** A

Effects of mainstream angles of attack on film cooling characteristics of double-jet film cooling holes

HE Jianhong^{1,2}, ZHANG Ke^{1,2}, YANG Xi^{1,2}, DUAN Jingtian^{1,2},
WU Junmei^{1,2}, LEI Jiang^{1,2}

- (1. State Key Laboratory for Strength and Vibration of Mechanical Structures,
School of Aerospace, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;
2. National Demonstration Center for Experimental Mechanics Education,
School of Aerospace, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: Film cooling effectiveness of double-jet film cooling holes was measured using pressure sensitive paint at various mainstream angles of attack ($i = -30^\circ, -20^\circ, -10^\circ, 0^\circ, 10^\circ, 20^\circ, 30^\circ$) on a flat plate, and the flow field obtained by computational fluid dynamics (CFD) was used to analyze the film cooling effectiveness. The dimensionless spanwise distance was 0.5, the dimensionless streamwise distance was 3; the density ratio was 1.0, and the blowing ratio varied as 0.5, 1.0, 1.5, 2.0. The results showed that, at small mainstream angles of attack ($i = -10^\circ, 0^\circ, 10^\circ$), the film layer attached well with wall because of the anti-kidney vortex pair or the pressing effect in the flow field, contributing to the highest film cooling effectiveness; at large positive angles of attack ($i = 20^\circ, 30^\circ$), the anti-kidney vortex pair degenerated though the coverage area of film was the largest, the film cooling effectiveness be-

收稿日期: 2019-08-29

基金项目: 国家自然科学基金(51776153, 11402191); 高等学校学科创新引智计划(B18040);
西安科技计划项目(201805034YD12CG18(3))

作者简介: 何建宏(1995—),男,硕士生,主要从事燃气轮机热端部件传热与冷却研究。

通信作者: 雷蒋(1980—),男,副教授,博士,主要从事燃气轮机热端部件传热与冷却研究。E-mail: lei.jiang@mail.xjtu.edu.cn

引用格式: 何建宏,张科,杨玺,等.主流攻角对双射流孔气膜冷却特性的影响[J].航空动力学报,2020,35(3):493-501. HE Jianhong, ZHANG Ke, YANG Xi, et al. Effects of mainstream angles of attack on film cooling characteristics of double-jet film cooling holes[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(3): 493-501.

came lower; at large negative angles of attack ($i=-20^{\circ}$, -30°), there existed kidney vortex pair, the lateral coverage of the film was limited and the film cooling effectiveness was lowest.

Key words: double-jet; film cooling effectiveness; mainstream angles of attack; pressure sensitive paint; computational fluid dynamics

提高涡轮进口温度能改善航空发动机与燃气轮机的比功率和热效率,但受到目前所使用的高温合金耐热能力的限制^[1]。因此,为了在追求高性能的同时保证安全运行,就必须采用先进的热防护措施,而气膜冷却就是其中的主要防护技术之一。气膜冷却是通过在高温表面布置的气膜孔,从空心叶片内部引出冷却工质在叶片外表面形成低温薄膜阻隔高温燃气,减少叶片表面所受的热负荷。

流向圆孔是最早被应用的气膜孔,它有着结构简单、利于加工维护的优点。但是在吹风比较大时,其射流容易发生吹离,严重降低了气膜冷却效率。Walters 等人^[2]的研究表明冷却射流和主流相互作用形成的肾型涡对是造成吹离的主要原因:该涡随着吹风比的增大而变强,不仅会使得冷却射流核心抬升,而且自身的旋转还会把主流从两侧卷入到射流层下方,加剧射流与壁面的分离。很多研究者从抑制或消除肾型涡对的角度出发,进行气膜孔的设计来改善冷却效果。其中,带有复合角的圆孔能够削弱其中一支涡的强度,破坏肾型涡对的对称性,在一定程度上能延缓射流吹离^[3-5]。但是在吹风比较大时,该结构依然有较严重的吹离。Kusterer 等人^[6]在 2007 年提出了一种双射流孔气膜冷却结构,将一对大小相同、复合角方向相反的圆孔分别布置在上下游,在射流和主流的相互作用下于气膜孔下游产生了一反肾形涡对,该涡能显著抑制冷却射流的吹离,从而提高气膜冷却效率。一些研究者将双射流孔与圆孔、扇形孔、复合角圆孔的冷却效果进行了比较,证实了

双射流孔有优越的冷却特性,尤其是在大吹风比下,相比于其他孔型具有更高的气膜冷却效率^[7-9]。目前,对双射流孔的几何与气动因素进行探讨是研究热点之一。它的孔间流向距离^[9-10]、孔间横向距离^[11]、孔的复合角^[12],以及不同双射流孔对之间的横向距离^[13]、孔间横向距离和孔间流向距离的组合效应^[14]、表面曲率^[15]、冷却流供应条件^[16]都被详细探讨。但目前的研究还未涉及到主流攻角(主流方向与双射流孔轴线间的夹角)对冷却效率的影响。在叶身或端壁表面,通道内的复杂流动使得主流方向在局部区域并不一致,相对气膜孔排的主流攻角呈现多样化,因此有必要针对双射流孔的主流攻角效应展开研究,为双射流孔在叶栅通道表面的应用提供基础数据支持。

使用压力敏感(PSP)漆测量了不同主流攻角下双射流孔下游的气膜冷却效率分布,并结合计算流体动力学(CFD)计算出的流场进行详细讨论。

1 实验系统与仿真模型建立

1.1 实验系统

实验于常温下在一个吸气式低速直流风洞中进行,实验系统如图 1 所示。实验段由透明有机玻璃组成,截面尺寸为 200 mm×100 mm。主流由风机提供,分别使用皮托管和热线风速仪测得实验段风速为 20 m/s,湍流度为 1.2%。冷却射流经由供气腔进入气膜孔,以保证供气均匀,供气腔尺寸为 300 mm×165 mm×90 mm。冷却射流包括空气和氮气两路,分别由空气压缩机和高压

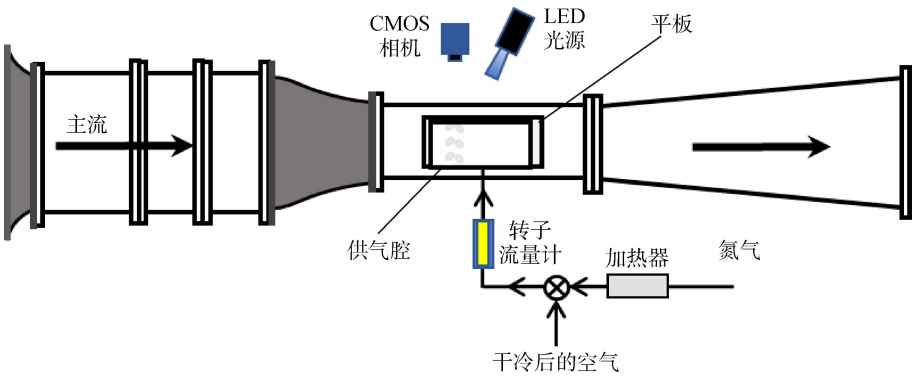


图 1 实验系统示意图

Fig. 1 Schematic of the experimental system

氮气瓶提供,并分别通过冷干机或加热器把温度调整到与主流温度相同,冷却气的流量由转子流量计控制,该转子流量计的控制精度为 5%。

图 2 为一对双射流孔,实验平板上有三对这样的双射流孔,每两对孔间的横向距离为 $8d$ 。其中孔径 $d=5\text{ mm}$,长径比 $L/d=2.5$,孔间流向距离 $s/d=3$,孔间横向距离 $P/d=0.5$,射流流向流出角 $\theta=35^\circ$,复合角 $\beta=\pm 45^\circ$ 。X 轴的零点在右侧气膜孔下游边缘的切线上,Y 轴的零点在双射流孔对的中心线上,Z 轴垂直于平板向外。图 2 中表示的主流攻角(i)为正方向,所研究的主流攻角 $i=-30^\circ,-20^\circ,-10^\circ,0^\circ,10^\circ,20^\circ,30^\circ$ 。由于主流由风洞提供,方向难以改变,所以实验中通过旋转双射流平板,改变双射流孔轴线方向,使主流与双射流孔轴线间的相对角度满足实验需求。实验的密度比为 1.0,在四个吹风比 $M=0.5,1.0,1.5,2.0$ 下进行,以期对主流攻角的影响做出较全面的研究。吹风比的定义为

$$M = \frac{\rho_c v_c}{\rho_\infty v_\infty} \tag{1}$$

式中 ρ_c 和 ρ_∞ 分别为冷却气与主流的密度; v_c 和 v_∞ 分别为冷却气与主流的速度。

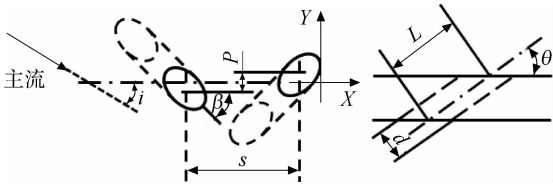


图 2 双射流孔结构

Fig. 2 Geometries of double-jet film cooling holes

1.2 实验方法

PSP 被用于测量气膜冷却效率,它是一种含有氧-光致发光物质的材料,基于氧猝灭效应测量氧气的分压^[17]。PSP 受激后发光强度与氧气分压存在对应关系,在每次实验时可以通过标定来确定相应表达式:将喷有 PSP 的标定板置于标定盒中,通过多次改变标定盒内的压力以获得不同压强下 PSP 的发光强度值,将数据拟合便得到标定曲线,如图 3 所示,图中横坐标 I 与 I_r 分别表示发光强度和参考发光强度,纵坐标 p 和 p_r 分别表示压力和参考压力。

实验使用波长为 420 nm 的 LED 激发光源和一台 S-CMOS (scientific complementary metal oxide semiconductor) 相机,相机前装有波长为 610 nm 的带通滤光片。根据 Han 等人^[17] 的方

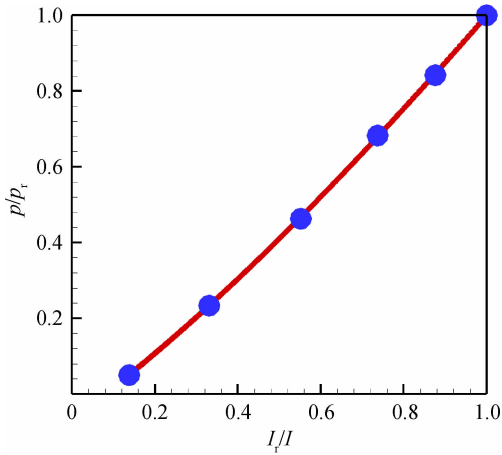


图 3 PSP 标定曲线

Fig. 3 PSP calibration curve

法,每组实验需要拍摄四组照片:第一组在黑暗条件下拍摄,关闭主流和冷却流,得到背景光强;第二组打开 LED 光源,保持主流和冷却流关闭,获得参考压力 p_r ;第三组打开光源,空气作为冷却气,调整冷却气和主流吹风比到需要值,获得空气作为冷却气时的氧分压 p_{air} ;第四组与第三组类似,但冷却气为 N_2 ,获得 N_2 作为冷却气的氧分压值 p_{N_2} 。然后,通过热质传递类比的方法可以获得气膜冷却效率

$$\eta = \frac{t_f - t_\infty}{t_c - t_\infty} = \frac{\rho_t - \rho_\infty}{\rho_c - \rho_\infty} = \frac{1}{1 + \left(\frac{p_{\text{air}}/p_r - 1}{p_{\text{N}_2}/p_r} \right) \frac{M_{r,\text{N}_2}}{M_{r,\text{air}}}} \tag{2}$$

式中 t_f, t_∞ 和 t_c 分别为壁面气膜、主流与冷却气的温度; ρ_t, ρ_∞ 和 ρ_c 分别为壁面气膜、主流与冷却流中的氧气质量浓度; $M_{r,\text{air}}$ 和 M_{r,N_2} 分别为空气与氮气的相对分子质量。

1.3 仿真模型

通过仿真得到实验工况下对应的流场,计算域和边界条件的设定都参照实验条件,坐标系的定义也与实验完全一致。计算域由主流通道、冷却流供气腔以及气膜孔组成,如图 4(a)所示。入口主流速度(v_∞)为 20 m/s,方向根据所需攻角调整,入口总温(t_∞)为 30 ℃,出口平均相对静压(p_∞)为 0 Pa。入口的冷却流速度(v_c)由相应吹风比确定,入口温度(t_c)为 20 ℃。Y 方向的上下侧壁面设定为周期性边界,其他所有壁面都满足绝热条件和无滑移条件。

图 4(b)所示的全结构化网格由 ANSYS ICEM 划分。网格总数约为 200 万,平板壁面上

第一层网格的 y^+ 约为 30。为验证网格的独立性条件,采用相同的分块策略生成了三组总单元数分别为 150 万、200 万和 300 万的网格,发现后两者计算结果的差异小于 1%,说明采用 200 万的网格数已经满足独立性条件。求解器为 CFX,采用了文献[10]推荐的标准 $k-\epsilon$ 湍流模型,使用具有二阶精度的离散化方案。

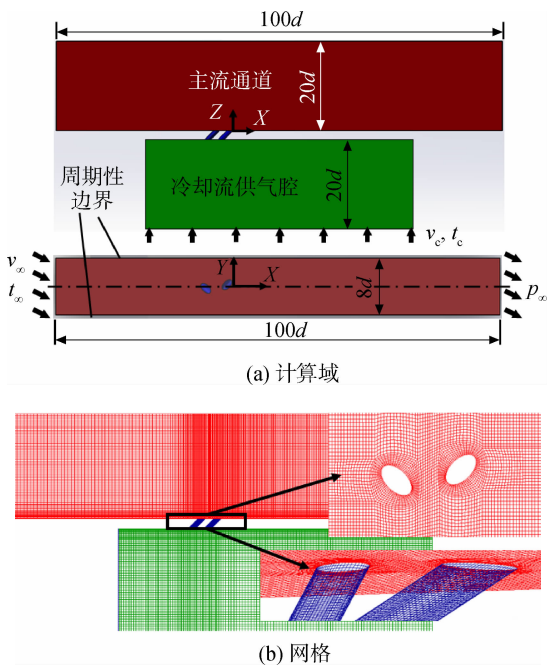


图 4 计算域与网格

Fig. 4 Computational domain and grids

2 有效性验证与误差分析

2.1 实验误差分析

为验证实验测得气膜冷却效率的准确性,对主流攻角为 0° 的双射流孔进行了测量,并将其横向平均气膜冷却效率(η_{ave})与公开文献[11]对比,

如图 5 所示。发现在低吹风比 $M=0.5$ 和较大吹风比 $M=1.0$ 时,实验所得数据与文献[11]都比较接近,横气平均气膜冷却效率虽然比文献数据低,但同一吹风比下横向平均气膜冷却效率的差值不超过 10%,在实验误差的接受范围内。

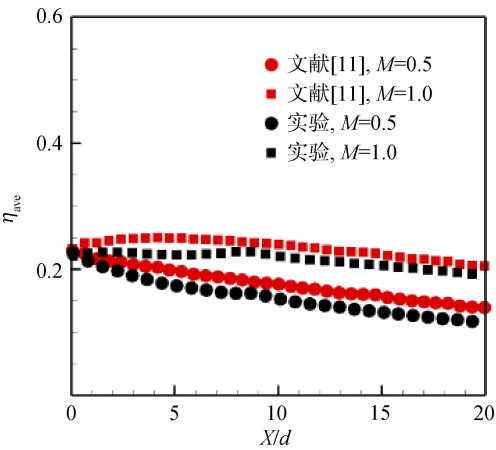


图 5 横向平均气膜冷却效率的实验值与文献[11]对比
Fig. 5 Comparison of laterally averaged film cooling effectiveness between experimental and Ref. [11] results

使用 PSP 测量气膜冷却效率的误差主要由相机采集的光强大小决定,光强较高时,背景噪声的相对影响小,实验误差就小;光强较低时,背景噪声的相对影响大,实验误差偏大。所以,测得气膜冷却效率越高,误差就越小。根据文献[18]中的方法,计算得出在气膜冷却效率 $\eta > 0.6$ 时,实验误差小于 5%,而当 $\eta = 0.2$ 时,测量误差大约为 15%。

2.2 仿真数据检验

以大攻角下($i = \pm 30^\circ$)的数据为例,对仿真和实验的结果进行了比较,以此检验仿真的可靠性。

图 6 为 $M=1.0$ 时的结果。从云图来看,实

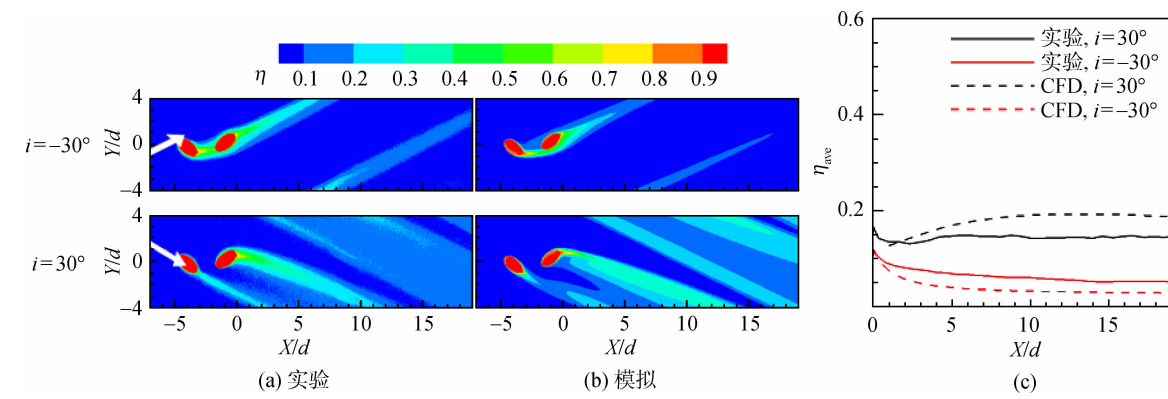


图 6 CFD 仿真结果与实验结果比较

Fig. 6 Comparison between results from CFD and experiment

验和 CFD 仿真的气膜分布规律基本一致:在 $i = -30^\circ$ 时气膜覆盖面积小并且在下游方向逐步衰减;在 $i = 30^\circ$ 时,气膜分布面积大,但在两孔射流间存在气膜冷却效率较低 ($\eta \leq 0.2$) 的区域,且在 $X/d = 10$ 之前,两者的气膜冷却效率值基本一致。通过横向平均气膜冷却效率 η_{ave} 的对比,发现在 $i = -30^\circ$ 时,实验和 CFD 仿真的冷却效率十分接近。在 $i = 30^\circ$ 时,两者的趋势也较为一致,气膜冷却效率值都是先缓慢增加,之后基本保持不变,但 CFD 仿真值比实验值略高。

以上分析表明,CFD 仿真与实验的结果基本吻合,CFD 计算得出的流场是基本可靠的,可以用来解释实验气膜冷却效率分布的情况。

3 结果与讨论

3.1 流场分析

通过 CFD 得到了不同工况下的流场,考虑到论述的简洁性,这里只对 $M = 1.0$ (较低吹风比) 和 $M = 2.0$ (高吹风比) 下的结果进行讨论。

图 7 给出了在 X 方向(流向)不同截面 ($X/d = 1, 10$) 处的涡量(ω)和速度(v)分布,所有物理量都已被无量纲化:

$$\omega'_x = \frac{\omega_x d}{v_\infty} \quad (3)$$

$$v'_y = \frac{v_y}{v_\infty}, \quad v'_z = \frac{v_z}{v_\infty} \quad (4)$$

式中 ω_x 为 X 方向涡量, v_y 、 v_z 分别为 Y 、 Z 方向速度。

图 7(a) 为 $M = 1.0$ 的结果,在主流攻角从 -30° 变化到 30° 的过程中,能观察到肾型涡对逐渐消失,反肾型涡对形成然后退化。在大负攻角 ($i = -20^\circ, -30^\circ$) 时, $X/d = 1$ 的截面上有正负两支涡构成了肾型涡对,将加剧主流侵入到冷却气膜层底部;在 $X/d = 10$ 的截面,涡核心大幅抬升,可以预见气膜冷却效果将极差。在 $i = -10^\circ$ 时,两支涡在 $X/d = 1$ 的截面基本完全重叠,负的一支将正的涡压向壁面,其本身则被抬升远离壁面。因而,在下游 $X/d = 10$ 的截面上,正的一支涡依然与壁面有较好的贴附,而负的一支几乎完全消失,此时的冷却效果应该会被这种挤压作用改善。在攻角变化到 0° 时, $X/d = 1$ 的截面上的涡变为了四支,负的涡和正的涡都分开成了两部分,负的 2 号涡位于正的 3 号涡的左侧,共同形成反肾型涡对。同时,射流间仍有部分重叠,此时挤压作用和反肾型涡对共同存在。在 $X/d = 10$ 的截面上,

反肾型涡对也存在,且涡核心较低,推测该攻角下有良好的冷却效果。 $i = 10^\circ$ 时的流场与 $i = 0^\circ$ 时的十分相似,冷却效果应该相当。需要注意的是,在 $X/d = 1$ 的截面上 2 号涡和 3 号涡间的挤压作用消失,但两者间形成了更对称的反肾型涡对。 $i = 20^\circ, 30^\circ$ 时,涡核心间的距离增大,不仅挤压作用消失,两支涡间的相互影响也减弱,导致反肾型涡对逐渐变为独立作用的两支涡,对气膜吹离的抑制能力将大幅下降。

图 7(b) 为 $M = 2.0$ 的结果,与 $M = 1.0$ 时相似,主流攻角逐渐变化时,流场中也会发生肾型涡对消失、挤压作用增强再减弱、反肾型涡对出现到退化的现象。为了更好地讨论流场中涡的变化,先对 $i = -10^\circ$ 时的情况进行讨论。在 $X/d = 1$ 的截面上能明显观察到四支涡, Walters 等人^[2] 的研究表明:大吹风比下,每个气膜孔单独作用时会生成肾形涡对,图中 1、2 号涡即为上游孔的肾形涡对,3、4 号涡来自下游孔。居中的 2、3 号涡构成反肾型涡对,且存在挤压作用。而在 $i = -30^\circ$ 时,只能观察到两支涡,因为此时来自上、下游孔的射流重叠,理论上 1、2 号涡位于 3、4 号涡的上方。而实际 1 号和 3 号涡合并成了一支正的涡,2、4 号涡则形成了一支负的涡。形成后的两支涡恰好构成了肾型涡对,加剧气膜层的分离。在 $i = -20^\circ$ 时,上游孔射流相对下游孔射流发生了向左侧的偏移,1、3 号涡已经分开,2、4 号涡处于将分未分的状态。这时肾型涡对已经不再对称,且由于挤压作用,在 $X/d = 10$ 的截面 3 号涡也能与壁面较好贴附,所以冷却效果应能得到些许改善。 $i = 0^\circ$ 时的流场与 $i = -10^\circ$ 时的相似,在 $X/d = 1$ 的截面上同样有反肾型涡对和挤压作用共存,但两射流间的挤压作用较弱,1、2 号涡的核心明显降低。在 $X/d = 10$ 的截面上,反肾型涡对依然能被观察到且与壁面保持良好贴附,推测其冷却效果要好于 $i = -10^\circ$ 时的。 $i = 10^\circ$ 时,在 $X/d = 1$ 的截面上观察到 2、3 号涡间已经不存在挤压,而在 $X/d = 10$ 的截面上,3 号涡强度要明显高于 2 号,说明反肾型涡对的对称性降低,故其气膜冷却效率应有所下降。 $i = 20^\circ, 30^\circ$ 时,左右射流间的距离进一步增大,射流间的相互影响被削弱,两支射流基本上单独作用,而不是相互作用形成反肾型涡对。可观察到 1 号涡被加强,2 号涡被削弱,它们组成的肾型涡对变得更对称,使得这一支射流极易与壁面分离,所以在 $X/d = 10$ 的截面上,其涡核较高。而 3 号涡被加强,4 号涡被削弱,下游孔

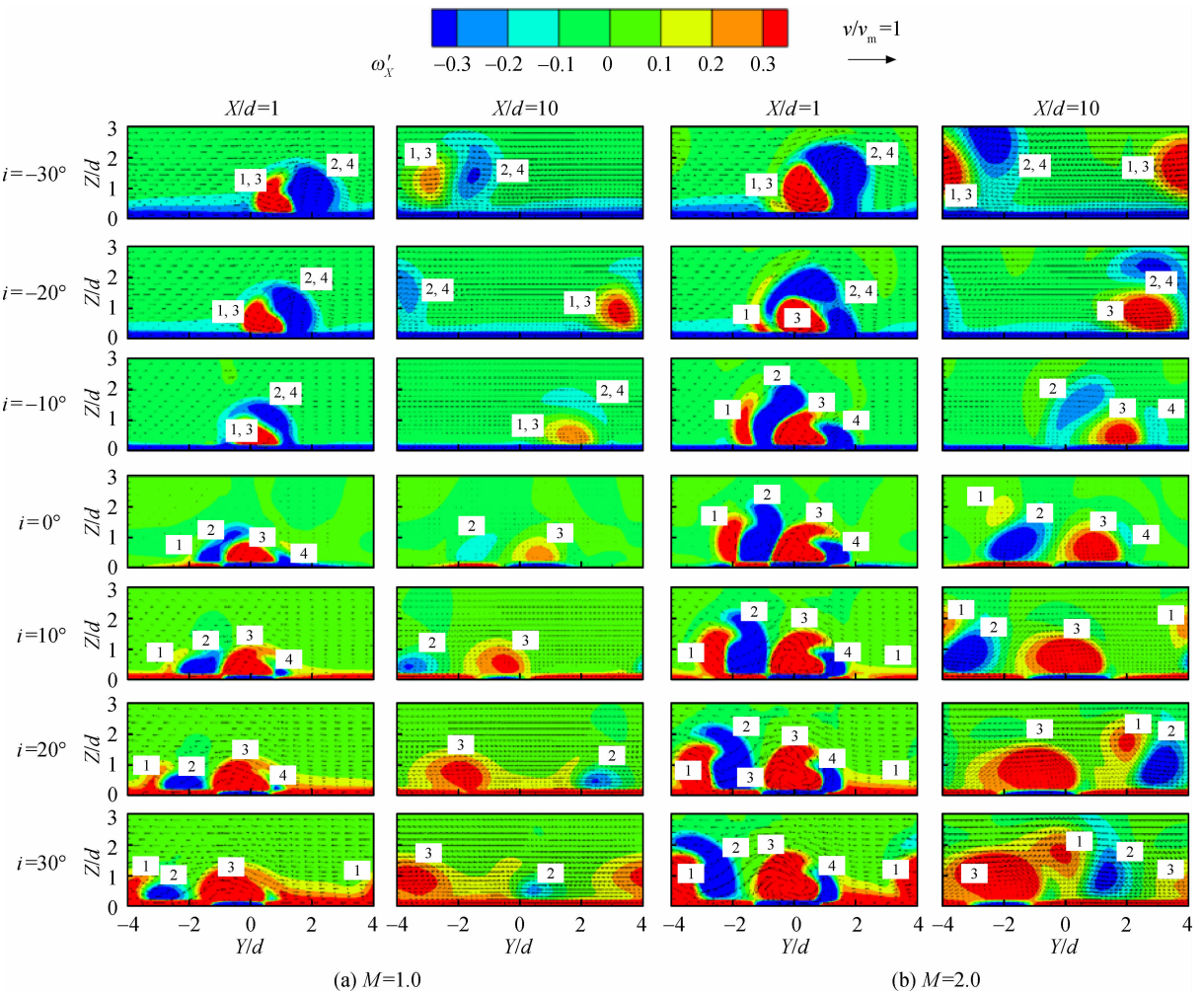


图 7 X 方向不同截面上涡量与速度矢量分布

Fig. 7 Distributions of vorticity and velocity vector on different sections along X axis

射流倾向于形成一支单向旋转的涡。在 $X/d=10$ 的截面上,4 号涡已经不能被观察到,1、3 号涡相互靠近并位于 2 号涡的左侧,再次形成了类似肾型涡对的结构,这两组攻角下的冷却效果也较差。

3.2 气膜冷却效率分析

对流场的解析是为了更好地研究气膜冷却效率的规律,实验测得的气膜冷却效率分布如图 8 所示,图 9 为横向平均气膜冷却效率 η_{ave} 线图,其横向平均范围为 $-4 \leq Y/d \leq 4$,流向取值从 X 轴零点开始。

$M=0.5$ 时的云图和横向平均气膜冷却效率值分别对应图 8(a)和图 9(a),该吹风比下, $i=10^\circ$ 时的冷却效果最好,负攻角下的冷却效果最差。在攻角为负值时,射流间相互重叠,云图中气膜分布面积小。流场中的肾型涡对导致气膜层易与壁面分离,随着流向距离增加,气膜层的横向分布变得更窄。图 9(a)显示负攻角下的横向平均气膜冷却效率是所有攻角下最低的。 $i=0^\circ$ 时,肾型涡

对消失,上下游射流完全重叠且存在挤压作用。从图 8(a)看,气膜的覆盖面积增大,且流向距离增加时气膜的衰减速度降低。图 9(a)表明其横向平均气膜冷却效率相对负攻角时有大幅增加。 $i=10^\circ$ 时,流场中有反肾型涡对,在所展示区域内,其气膜冷却效率值降低很小,而且射流间距增大也使得气膜覆盖面积增大,它有最高的横向平均气膜冷却效率。在 $i=20^\circ, 30^\circ$ 时,反肾型涡对退化,气膜覆盖性变差,虽然云图里气膜覆盖面积增大,但是存在气膜冷却效率偏低的区域($\eta \leq 0.2$),因而这两组攻角下的横向平均气膜冷却效率值又降低,和 0° 时的相当。

$M=1.0$ 时的云图和横向平均气膜冷却效率值分别对应图 8(b)和图 9(b),此时 $i=0^\circ, 10^\circ$ 时的气膜冷却效率明显高于其他工况下的,且 $i=-10^\circ$ 时的气膜冷却效果相对变好。 $i=-20^\circ, -30^\circ$ 时,图 7(a)对应的流场中存在射流重叠和反肾型涡对,故气膜覆盖面积最小。图 9(b)显示其

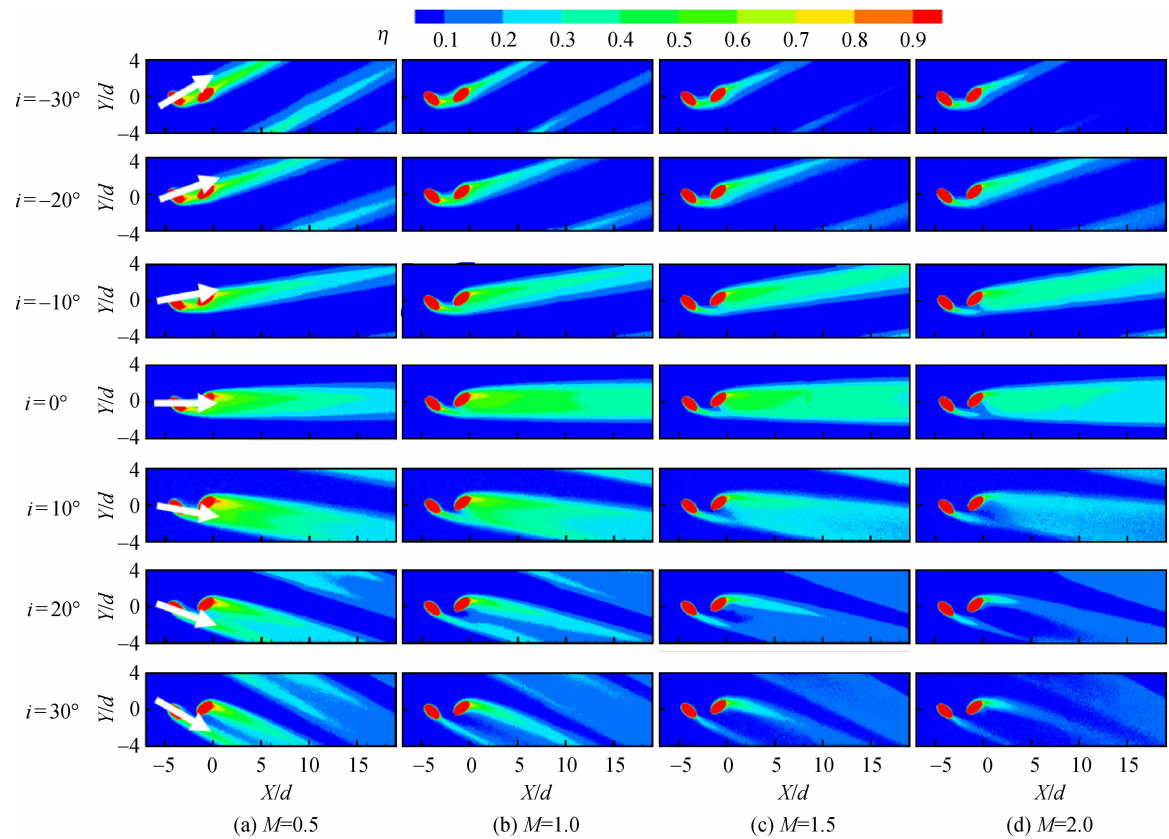


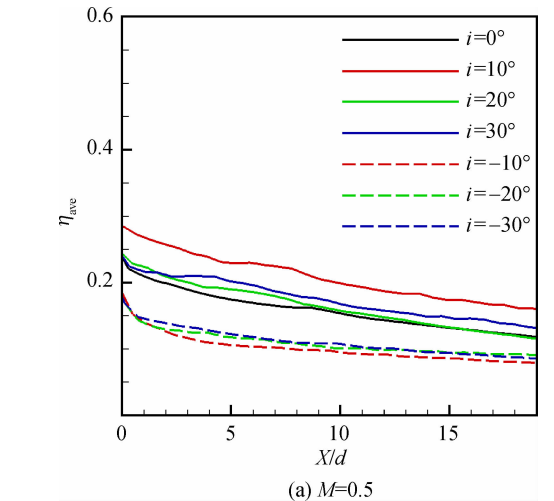
图 8 气膜冷却效率分布

Fig. 8 Distribution of film cooling effectiveness

横向平均气膜冷却效率依然最低。 $i=-10^{\circ}$ 时,图 7(a)相应流场中的肾型涡对消失且射流间有强烈的挤压作用,所以气膜与壁面的贴附性变好,横向平均气膜冷却效率也有明显提升。 $i=0^{\circ},10^{\circ}$ 时,如 3.1 节所推测,两者具有相当的冷却效果。图 8(b)显示 $i=10^{\circ}$ 时的气膜覆盖面积稍大,但区域内的气膜冷却效率值则不如 $i=0^{\circ}$ 的高,故图 9(b)中两者的横向平均气膜冷却效率值基本一样大。大正攻角 $i=20^{\circ},30^{\circ}$ 时,气膜横向覆盖面积有所增大,但由于反肾型涡对的退化(图 7(a)中 $X/d=1$ 的截面),高气膜冷却效率的区域减少了,且两射流间出现气膜冷却效率值较低($\eta\leq 0.2$)的区域,横向平均气膜冷却效率下降较多,但仍比负攻角时的高。

$M=1.5$ 时的流场与 $M=2.0$ 时的流场基本相似,气膜冷却效率的变化规律也基本一致,故将两者放在一起讨论。它们对应的云图和横向平均气膜冷却效率值分别为图 8(c)~图 8(d)和图 9(c)~图 9(d),这两组吹风比下, $i=0^{\circ},10^{\circ},-10^{\circ}$ 时的冷却效果明显优于其他攻角。在 $i=-20^{\circ},-30^{\circ}$ 时,由于射流重叠以及肾型涡对的存在(图 7(b)),气膜覆盖面积小且随流向距离增加快速

衰减,横向平均气膜冷却效率最低。而 $i=-20^{\circ}$ 时由于存在挤压作用,冷却效果要比 -30° 时好。 $i=-10^{\circ}$ 时, $M=1.5$ 时上下游射流几乎完全重叠,仅存在挤压作用;而 $M=2.0$ 时则存在挤压作用和反肾型涡对的共同效应(图 7(b)),所以比较来看 $M=2.0$ 时该攻角下的气膜冷却效果要比 $M=1.5$ 时的表现好。图 9(c)显示 $M=1.5$ 时, $i=-10^{\circ}$ 横向平均气膜冷却效率值低于 $i=10^{\circ}$,而图 9(d)中, $M=2.0$ 时两者几乎有一样高的横向平均气膜冷却效率值。 $i=0^{\circ}$ 时,在对称性良好



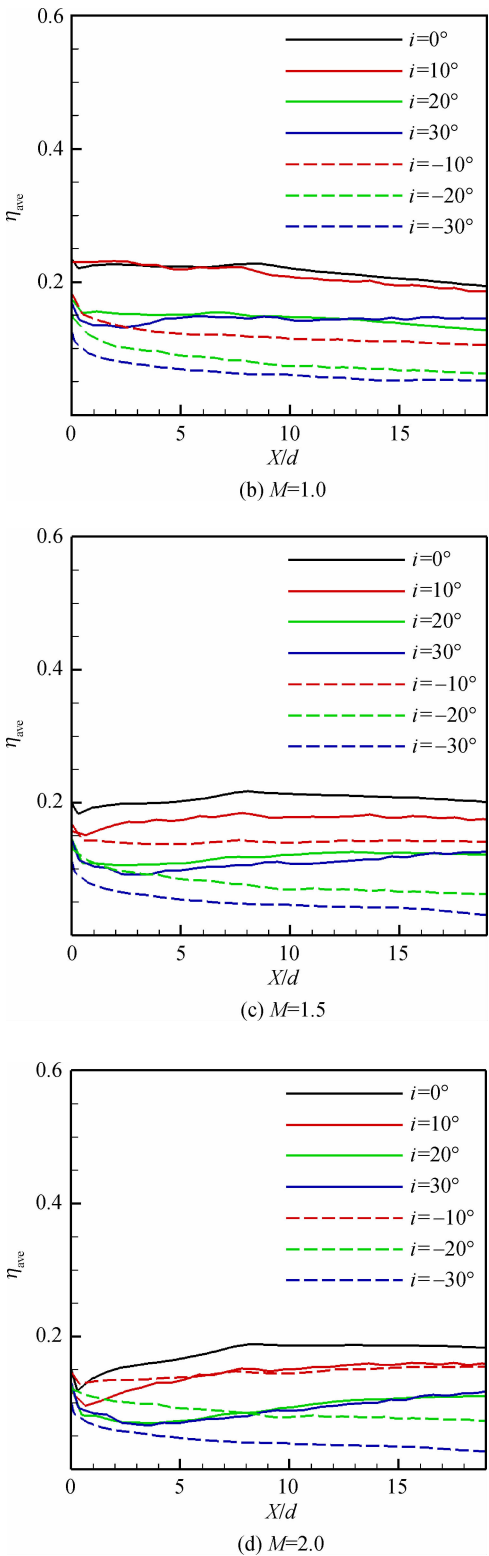


图 9 横向平均气膜冷却效率

Fig. 9 Laterally averaged film cooling effectiveness

的反肾型涡对和挤压的共同作用下,气膜层与壁面保持良好贴附,有最高的横向平均气膜冷却效率。 $i=10^\circ$ 时,只有反肾型涡对的作用,图 8(c)~图 8(d)中气膜覆盖面积虽然增大,但区域内气膜冷却效率值略微降低,所以横向平均冷却效率值

也降低。 $i=20^\circ, 30^\circ$ 时,气膜覆盖面积更大,但图 7(b)中不仅反肾型涡对退化,甚至在下游 $X/d=10$ 的截面上出现了肾型涡对的结构,所以气膜冷却效率大幅度下降,但因为覆盖面积的优势,其横向平均气膜冷却效率仍比负攻角时的高。

综上, $i=-20^\circ, -30^\circ$ 在所有研究工况下都存在肾型涡对,气膜覆盖面积和横向平均气膜冷却效率始终最差。 $i=-10^\circ$ 在 $M=0.5$ 时有肾型涡对,冷却效果差。吹风比增大后由于挤压作用和反肾型涡对的存在,气膜冷却效率大幅提升。 $i=0^\circ$ 时,在 $M=1.0$ 前仅有挤压作用,之后同时存在反肾型涡对和挤压作用,冷却效果变得最好。 $i=10^\circ$ 在各吹风比下都存在反肾型涡对,一直有很好的冷却效果; $i=20^\circ, 30^\circ$ 时,由于上下游孔射流间距增大,反肾型涡对退化,在 $M=0.5$ 时因气膜覆盖面积大,尚有较好的冷却效果;但吹风比增大之后,气膜覆盖性变差,冷却效果仅比大负攻角下的好。

4 结 论

分别通过实验和 CFD 仿真获得了不同主流攻角下双射流孔结构的气膜冷却效率与流场,把主流攻角对气膜冷却效率的影响进行了详细的分析,得出以下结论:

1) 在吹风比较小时, 0° 和正主流攻角下的气膜覆盖面积和横向平均气膜冷却效率要高于主流攻角为负值时的;当 $M \geq 1.5$ 之后,小主流攻角下 ($i=0^\circ, \pm 10^\circ$) 的冷却效果显著优于其他工况。

2) 主流攻角对双射流孔气膜冷却效果的影响本质上是对相应流场的影响。在大负主流攻角 ($i=-20^\circ, -30^\circ$) 时,由于射流间的相互作用,形成了肾型涡对,冷却效果差。随后主流攻角增大,两支射流完全重叠,肾型涡对消失,挤压作用改善了冷却效果。射流间距离再大些时,反肾型涡对出现,同时挤压作用也依旧存在,这一阶段 ($i=-10^\circ, 0^\circ, 10^\circ$) 对应的冷却效果都较好。主流攻角继续增大时,挤压作用消失,反肾型涡对也开始退化。在大正主流攻角 ($i=20^\circ, 30^\circ$) 下,流场中的两支射流独立的作用,甚至在下游区域还有类似肾型涡对的结构出现,冷却效果变差。

3) 在应用双射流孔时,应考虑气动条件。当吹风比较小时,将成排的双射流孔向正攻角方向旋转一定的角度是有助于提高气膜冷却效率的;而吹风比较大时,未偏转的双射流孔排对来流方向变化有更强的适应性。

参考文献:

[1] HAN J C,DUTTA S,EKKAD S. Gas turbine heat transfer and cooling technology[M]. 2nd ed. New York:CRC Press,2012.

[2] WALTERS D K,LEYLEK J H. A detailed analysis of film-cooling physics;Part I streamwise injection with cylindrical holes[J]. Journal of Turbomachinery, 2000, 122 (1):102-112.

[3] GOLDSTEIN R J,JIN P. Film cooling downstream of a row of discrete holes with compound angle[J]. Journal of Turbomachinery,2000,122(2):222-230.

[4] MCGOVERN K T,LEYLEK J H. A detailed analysis of film cooling physics; Part II compound-angle injection with cylindrical holes [J]. Journal of Turbomachinery, 1997,119(1):113-121.

[5] SCHMIDT D L,SEN B,BOGARD D G. Film cooling with compound angle holes;adiabatic effectiveness[J]. Journal of Turbomachinery,1996,118(4):807-813.

[6] KUSTERER K,BOHN D,SUGIMOTO T,et al. Double-jet ejection of cooling air for improved film cooling[J]. Journal of Turbomachinery,2007,129(4):809-815.

[7] YAO Jiaxu,XU Jin,ZHANG Ke,et al. Effect of density ratio on film-cooling effectiveness distribution and its uniformity for several hole geometries on a flat plate[J]. Journal of Turbomachinery,2019,141(5):051008. 1-051008. 10.

[8] KUSTERER K,ELYAS A,BOHN D,et al. Film cooling effectiveness comparison between shaped-and double jet film cooling holes in a row arrangement[C]//Proceeing of ASME Turbo Expo 2010; Power for Land, Sea, and Air. Glasgow, UK; ASME,2010;1503-1515.

[9] WANG Zhan,LIU Jianjun,ZHANG Chao. Impacts of geometric parameters of double-jet film cooling on anti-kidney vortex structure and cooling effectiveness[R]. ASME Paper 2013-GT-94038,2013.

[10] WANG Zhan,LIU Jianjun,AN Baitao,et al. Effects of axial row-spacing for double-jet film-cooling on the cooling effectiveness[R]. ASME Paper GT2011-46055,2011.

[11] YAO Jiaxu,XU Jin,ZHANG Ke,et al. Interaction of flow and film-cooling effectiveness between double-jet film-cooling holes with various spanwise distances[J]. Journal of Turbomachinery,2018,140(12):121011. 1-121011. 8.

[12] KUSTERER K,ELYAS A,BOHN D,et al. A parametric study on the influence of the lateral ejection angle of double-jet holes on the film cooling effectiveness for high blowing ratios[R]. ASME Paper 2009-GT-59321,2009.

[13] CHO M Y,SEO H S,KIM Y J. Effect of hole pitch ratio and compound angle on the thermal flow fields of double-jet film cooling hole [R]. ASME Paper 2014-FEDSM-21479,2014.

[14] YAO Jiaxu,LEI Jiang,WU Junmei,et al. Effects of streamwise distance and density ratio on film-cooling effectiveness for double-jet film-cooling on a flat plate[R]. ASME Paper 2018-GT-75456,2018.

[15] LIAO Gaoliang,WANG Xinjun,LI Jun,et al. Effects of curvature on the film cooling effectiveness of double-jet film cooling[R]. ASME Paper 2014-GT-26263,2014.

[16] SUN Xiaokai,PENG Wei,WANG Jie,et al. Effect of internal crossflow on double jet film cooling holes of helium turbine blades[R]. ASME Paper 25-ICONE-67058,2017.

[17] HAN J C,RALLABANDI P A. Turbine blade film cooling using PSP technique [J]. Frontiers in Heat and Mass Transfer,2010,1(1):1-16.

[18] KLINE S J,MCCLINTOCK F. Describing uncertainties in single-sample experiments [J]. Mechanical Engineering, 1953,75(1):3-8.

(编辑:陈 越)