

静叶栅上游端壁双射流气膜冷却特性实验

雷 蒋¹, 鲁瑞山¹, 秦 岭¹, 罗 丁¹, 何建宏¹, 马 元²

(1. 西安交通大学 机械结构强度与振动国家重点实验室, 陕西 西安 710049;

2. 西安航天动力研究所 陕西 西安 710100)

摘 要: 为了进一步挖掘上游端壁气膜冷却的潜力, 在低速叶栅风洞的静叶片上游端壁上, 实验研究了双射流构型的气膜冷却特性, 并与双排圆孔进行了对比。探究了吹风比 ($M=0.5, 1.0, 1.5, 2.0$)、密度比 ($R_d=1.0, 1.5$) 的效应。端壁表面的气膜冷却效率通过压力敏感漆 (PSP) 测得。结果表明, 吹风比的增大虽然会加剧吹离现象, 但同时也会促进叶栅通道中、后段的气膜覆盖。密度比的增大会抑制气膜吹离, 促进气膜横向覆盖和提高平均冷却效率。双射流孔相比于圆形孔, 冷却气流在孔下游形成了反肾形涡, 较好抑制了气膜吹离; 但从双射流孔喷出的冷却气流对于叶栅通道内的涡系也更加敏感。在高吹风比下, 双射流孔的冷却效率相对于圆形孔有一定的优势, 特别是双射流 I 构型。

关键词: 气膜冷却; 双射流; 静叶栅; 压力敏感漆; 吹风比; 密度比

中图分类号: V231.1 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374(2020)02-0036-08

Experimental study of film-cooling characteristics of DJFC holes located upstream of a vane

LEI Jiang¹, LU Ruishan¹, QIN Ling¹, LUO Ding¹, HE Jianhong¹, MA Yuan²

(1. State Key Laboratory for Strength and Vibration of Mechanical Structures,

Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;

2. Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: To further explore the potential of film-cooling on the upstream endwall, the film-cooling characteristics of DJFC (double-jet film-cooling) holes on the endwall upstream of a vane cascade was studied by experiments and corresponding results were compared with double-row streamwise cylindrical holes located in the same position. Effects of blowing ratio and density ratio were discussed. PSP (pressure sensitive paint) was applied to measure film-cooling effectiveness on the endwall. Results show, though increased blowing ratio induces film lift-off, film coverage on the mid- and rear-portion of the endwall improves. Increased density ratio suppresses lift-off, enhances lateral coverage and increases lateral-average of effectiveness. Compared to SC (streamwise cylindrical) holes, anti-kidney vortices form at the exit of DJFC holes and thus decreases lift-off. However, DJFC holes are more sensitive to vortices generated in the cascade passage. At high blowing ratios, film effectiveness of DJFC holes are more advantageous over

收稿日期: 2019-07-12; 修回日期: 2019-11-04

基金项目: 国家自然科学基金(51776153); 111 引智项目(B18040); 西安市科技计划项目(201805034YD12CG18(3))

作者简介: 雷蒋(1980—), 男, 副教授, 博士生导师, 研究领域为推进系统热端部件传热冷却

SC holes, especially DJFC I.

Keywords: film-cooling; DJFC; vane cascade; PSP; blowing ratio; density ratio

0 引言

气膜冷却是一种被广泛应用的热防护措施,是保证航空发动机、航天推进器和新概念组合动力系统性能不断提升的重要技术保证^[1]。冷却气体从壁面上的气膜孔喷出后,在壁面与高温燃气间形成温度较低的冷气膜,从而保护被冷却壁面。

圆形孔是应用最为广泛的一种气膜冷却孔,易于加工维护,但在吹风比较大时,冷却射流易发生吹离,导致气膜覆盖变差^[2-3]。相比之下,扇形孔在出口延侧向扩张,减小了冷却射流的动量,在大吹风比时减少了气膜吹离的趋势,因而具有更好的冷却效果^[4-6],但是其加工维护的难度相对较大。

近年来得到初步研究的双射流气膜冷却^[7],是将一对复合角圆孔交叉布置,利用射流间形成的“反肾形涡”,获得较好的壁面冷却效果。相关研究证明^[8-11],双射流孔的气膜冷却效率相对较高,在大吹风比下,其表现优于圆形孔和部分扇形孔结构。

随着燃气涡轮发动机的性能提升,涡轮进口温度更趋于扁平化,对端壁冷却提出了更高要求。叶栅通道内部,特别是端壁附近的复杂涡系结构,如马蹄涡、通道涡、角涡等,都会将端壁边界层扰动,加强换热,增加了端壁热负荷^[12]。已有初步研究表明,在静叶片上游端壁表面布置的气膜孔排,其冷却出流可以有效保护下游端壁^[13]。

发动机真实工况下,燃气和冷却气之间存在着巨大温差。在机理实验中复现这一温差及其对气膜冷却特性的影响,存在很大困难。从传热传质类比的角度出发,通过设置主流和射流之间的密度比,已被初步证明可以有效模拟这种温差效应^[11]。

截止目前,针对上游端壁气膜孔排冷却特性的研究仍然较少,特别是对于双射流气膜冷却结构,可见文献中仍未见到任何报道。此外,研究射流-主流密度比对端壁气膜冷却特性的影响的相关工作也非常有限。采用压力敏感漆(PSP)测量技术,针对叶片上游端壁的多种双排气膜冷却构型进行实验研究,探究密度比和吹风比对端壁气膜冷却效率的影响规律。

1 实验设备与方法

1.1 实验设备

实验系统如图1所示。低速平面叶栅风洞内的实验段共有5个叶栅通道,实验叶片由GE-E³叶根截面拉伸生成。叶片弦长为115.6 mm,叶高为80 mm,相邻叶片的间距为90 mm,气流攻角为0°。风洞实验段进口尺寸为450 mm × 80 mm(宽×高)。分别使用皮托管与热线风速仪测得主流流速为18 m/s,主流湍流度为2.3%。分别使用高压空气、N₂和CO₂为二次气流(冷却流,射流),并结合冷干机或加热器控制其与主流间的温度差不大于1 K。二次气流的质量流量由热导式流量计控制,其供气腔位于叶栅端壁背侧,尺寸为220 mm × 90 mm × 80 mm。所研究的3种气膜孔型如图2所示,包括双排流向圆孔(SC)、双射流气膜孔I(DJFC I)和双射流气膜孔II(DJFC II),其几何参数由表1给出。气膜孔布置于叶片上游1/4轴向弦长的位置,共2排,每排19个。实验分别在4个吹风比($M=0.5, 1.0, 1.5, 2.0$)和2个密度比($R_d=1.0, 1.5$)条件下进行。

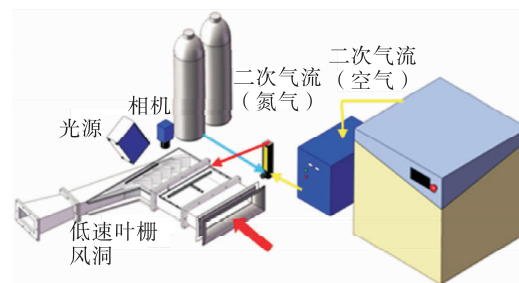


图1 实验系统示意图

Fig. 1 Schematic of experiment set-up

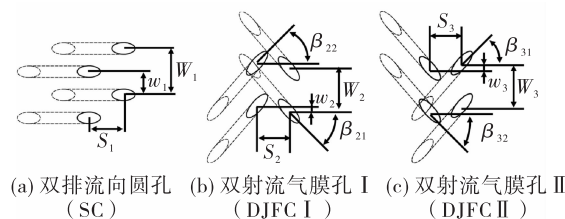


图2 气膜孔型

Fig. 2 Configurations of film-cooling holes

表 1 气膜孔结构参数

Tab. 1 Parameters of the film-cooling holes

几何参数	数值	几何参数	数值
d/mm	2	$\beta_{21}/(^{\circ})$	-45.0
$L \cdot d^{-1}$	6	$\beta_{22}/(^{\circ})$	45.0
$\theta/(^{\circ})$	30	$S_2 \cdot d^{-1}$	3.0
$S_1 \cdot d^{-1}$	3	$w_3 \cdot d^{-1}$	0.5
$w_1 \cdot d^{-1}$	2.0	$W_3 \cdot d^{-1}$	4
$W_2 \cdot d^{-1}$	4.0	$\beta_{31}/(^{\circ})$	45
$w_2 \cdot d^{-1}$	0.5	$\beta_{32}/(^{\circ})$	-45
$W_2 \cdot d^{-1}$	4.0	$S_3 \cdot d^{-1}$	3

1.2 实验方法

基于传热传质类比,压力敏感漆(Pressure Sensitive Paint, PSP)被用于测量端壁表面的气膜冷却效率,可以不受导热误差的影响。PSP 涂层被特定波长的激发光照射时,会发出荧光,其光强与氧气浓度(或分压)成负相关。一台 LED 被用于发射波长约为 420 nm 的激发光,PSP 涂层激发的荧光穿过 610 nm 的带通滤光片后,被一台 S-CMOS 相机所接收。每次实验前均需对 PSP 进行标定,以避免实验环境温度变化的效应^[14]。将压力与相应的荧光光强进行拟合,曲线如图 3 所示,其中 P_R 与 I_R 分别为参考压力(即常压)以及参考压力下的荧光光强。

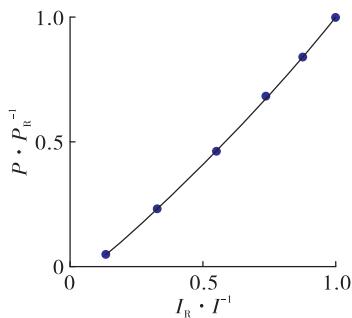


图 3 PSP 标定曲线

Fig. 3 Calibration curve of pressure sensitive paint

实验中,由所测荧光光强计算得到氧气浓度(氧气分压),进而通过传热传质类比^[15],由氧气浓度或分压力,计算气膜冷却效率

$$\eta = \frac{T_f - T_\infty}{T_c - T_\infty} \frac{\text{Heat Mass Transfer}}{\text{Analogy}} \frac{C_f - C_\infty}{C_c - C_\infty} \quad (1)$$

式中: T_∞, T_c, T_f 分别为主流、二次流与壁面气膜的

温度; C_∞, C_c, C_f 分别为主流、二次流与壁面气膜的氧气浓度。

气膜冷却实验中,用于描述射流-主流的气动参数

$$R_d = \rho_c / \rho_\infty \quad (2)$$

$$M = \rho_c U_c / \rho_\infty U_\infty \quad (3)$$

$$I = \rho_c U_c^2 / \rho_\infty U_\infty^2 = M^2 / R_d \quad (4)$$

式中: R_d 为密度比; M 为吹风比; I 为动量比; ρ_∞ 与 U_∞ 分别为主流的密度与速度; ρ_c 与 U_c 分别为孔入口处二次气流的密度和速度。

1.3 误差分析

采用文献[16]方法,用热线风速仪,对气膜孔前缘处的主流边界层速度分布进行测量,结果见图 4。与典型的湍流边界层分布(Spalding Profile)相比,吻合较好,由此确认实验在湍流条件下开展。主流边界层位移厚度与孔径之比($\delta_1 \cdot d^{-1}$)为 0.2。

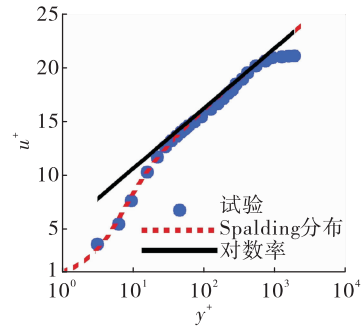


图 4 主流边界层速度分布

Fig. 4 Velocity profile of mainstream boundary layer

实验误差由文献[17]所给出的方法进行计算。鉴于气膜冷却效率通过 PSP 发出的荧光光强算得,因此误差与光强相关。在置信度为 95% 的条件下,气膜冷却效率为 0.8 时,测量误差约为 3%;随着冷却效率的降低,相机测得光强减弱,测量误差增大,在冷却效率为 0.2 时,测量误差约为 15%。

2 结果与讨论

2.1 端壁气膜冷却效率分布

图 5~图 7 分别给出了不同吹风比($M = 0.5, 1.0, 1.5, 2.0$)和不同密度比($R_d = 1.0, 1.5$)下,3 种孔型(SC, DJFC I, DJFC II)在端壁表面的气膜冷却效率分布。如图 5(a)所示,在低密度比条件下($R_d = 1.0$),SC 在低吹风比时($M = 0.5$),气膜孔出口附近的气膜冷却效率偏高。随着吹风比增大($M > 0.5$),

双排圆孔出口均出现气膜覆盖间断的现象,即气膜吹离,造成孔下游一定范围内气膜冷却效率很低;随着冷却射流回落,下游端壁的气膜效率随着吹风比增加,提升较为明显,即气膜出现了再附着。在叶片前缘,由于马蹄涡引发的边界层流动分离,在低吹风比下($M=0.5$),冷却射流难以抵达前缘和压力面附近的端壁;吹风比提高后($M>0.5$),冷却射流的动量逐渐增强,足以穿透马蹄涡后,前缘和压力面附近端壁的气膜覆盖效果逐渐改善。叶栅中后部,由于流动弯转引发的横向压力梯度和通道涡,端壁上的气膜冷却效率呈现明显的不均匀现象,即气膜分布偏向吸力面。特别是在低吹风比下($M=0.5$),气膜在叶栅端壁上有近似“三角形”分布,中下游靠近压力面的端壁无法获得冷却;在较高吹风比下($M=1.0, 1.5, 2.0$),叶栅通道压力面附近端壁的气膜冷却效率逐渐提升。

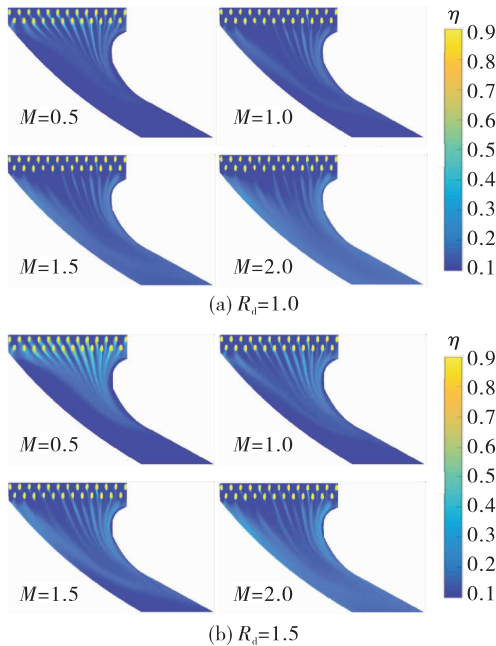


图5 双排流向圆孔(SC)气膜冷却效率分布

Fig. 5 Film-cooling effectiveness distribution of SC

如图5(b)所示,在 $R_d=1.5$ 条件下,对于小吹风比($M=0.5$),由于动量比(I)降低,气膜出流并未发生明显的吹离现象;与 $R_d=1.0$ 相比,气膜冷却效率提高,横向覆盖增强。对于较大吹风比($M=1.0, 1.5$),相比于 $R_d=1.0$,气膜孔出口附近吹离现象有所减弱,此外,由于动量比降低,射流抵抗通道涡的

能力有所减弱,端壁气膜分布更偏向吸力面,中弦及下游压力侧端壁冷却效果减弱,部分区域气膜无法覆盖。对于大吹风比条件($M=2.0$),除了孔出口下游吹离现象略有下降外,端壁的大部分区域气膜冷却效率分布与 $R_d=1.0$ 相似。

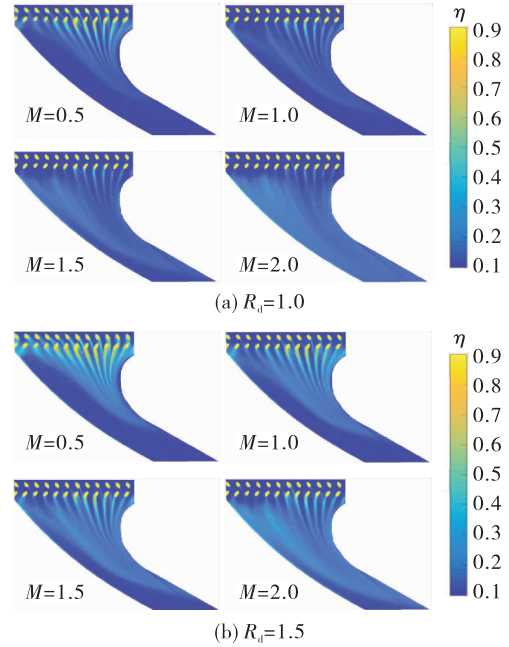


图6 双射流气膜孔 I(DJFC I) 气膜冷却效率分布

Fig. 6 Film-cooling effectiveness distribution of DJFC I

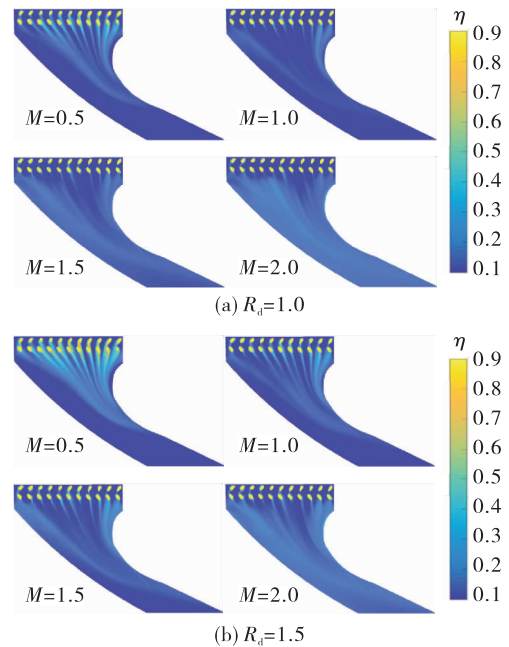


图7 双射流气膜孔 II(DJFC II) 气膜冷却效率分布

Fig. 7 Film-cooling effectiveness distribution of DJFC II

DJFC I 在低密度比下 ($R_d = 1.0$) 的端壁气膜冷却效率分布如图 6(a) 所示。在低吹风比下 ($M = 0.5$), 靠近气膜孔出口的冷却效率较高; 与 SC 对比, 孔下游横向气膜覆盖有明显提高, 与平板上的研究结论相同, 主要归因于双孔射流之间形成的“反肾形涡”^[10]。随着吹风比逐渐增大 ($M > 0.5$), 部分双射流孔, 特别是第一排孔也出现了气膜吹离, 但整体抵抗吹离的能力明显高于双排圆孔; 叶栅通道的中下游也出现了吹离冷却射流的再附着, 气膜整体覆盖随吹风比的变化规律与双排圆孔相似。在叶片前缘附近的端壁气膜冷却效果, 与双排圆孔类似, 仍然表现马蹄涡及边界层流动分离与射流之间的相互作用, 即射流动量较小时 ($M = 0.5$), 气膜难以覆盖前缘和压力面附近的端壁; 吹风比提高后 ($M > 0.5$), 这些区域的冷却效果逐渐改善。类似的, 在叶栅中后部端壁的气膜覆盖, 表现通道涡及压力梯度与射流之间的相互作用, 即气膜分布偏向吸力面, 在低吹风比条件下更为明显; 与圆孔相比, 双射流构型 I 在较高吹风比下 ($M = 1.0, 1.5, 2.0$), 压力面附近端壁的气膜覆盖稍差, 主要归因于双射流孔出口的复合角, 使射流轴向动量降低, 抵御通道涡影响的能力减弱。

DJFC I 在 $R_d = 1.5$ 条件下的端壁气膜冷却效率分布如图 6(b) 所示。通过和 $R_d = 1.0$ 对比发现, 密度比的效应体现在: 较高吹风比下 ($M = 1.0, 1.5, 2.0$), 提高 R_d 都可以减小双射流孔下游的气膜吹离。此外, $M = 0.5, 1.0$ 时, R_d 增大导致气膜冷却效率明显提高, 气膜横向覆盖显著改善。 $M = 1.5, 2.0$ 时, R_d 增大使气膜冷却效率和横向气膜覆盖略有增加, 但由于动量比降低, 下游压力侧端壁的气膜无法覆盖的面积增大。

DJFC II 的端壁气膜冷却效率分布如图 7(a) 和图 7(b) 所示。总体来看, 吹风比的效应表现为低吹风比时 ($M = 0.5$), 与 DJFC I 相似, 孔出口下游横向气膜覆盖较 SC 有所提高。随着吹风比增大 ($M > 0.5$), 端壁中心的多个气膜孔下游出现了严重的气膜吹离, 叶栅通道的中下游由于气膜再附着, 整体覆盖特性改善明显。与 DJFC I 相似, 密度比增大的效应表现为抑制孔下游的气膜吹离, 增大气膜冷却效率和横向气膜覆盖, 端壁下游气膜覆盖更偏向于吸力面。

2.2 横向平均气膜冷却效率——吹风比效应

图 8 ~ 图 10 分别给出了 SC, DJFC I 和 DJFC II 在 2 个密度比条件下 ($R_d = 1.0, 1.5$), 吹风比 (M) 对端壁表面的横向平均气膜冷却效率 (η_{ave}) 的影响。其中 x 轴坐标 (X) 使用叶片轴向弦长 (c) 进行了无量纲化。

如图 8 所示, 对于 $R_d = 1.0$ 条件下的 SC, 在小吹风比时 ($M = 0.5$), 由于未发生气膜吹离, 气膜孔出口下游区域 ($0 < X \cdot c^{-1} < 0.04$), η_{ave} 可达 0.17, 并沿着流动方向单调减低至 0.02 ($X \cdot c^{-1} \approx 1$)。而吹风比较大时 ($M = 1.0, 1.5, 2.0$), 由于气膜吹离和再附着, 沿流动方向 η_{ave} 逐渐增大; 随后, 由于气膜和主流掺混, η_{ave} 有减小的趋势 (特别是 $M = 1.0, 1.5$)。整体效果, 除了气膜孔出口下游的小部分区域, 叶栅通道端壁的 η_{ave} 随吹风比增大大幅提高。对于 $R_d = 1.5$ 的 SC, 在较小吹风比范围内 ($M = 0.5, 1.0$), 由于气膜未发生吹离, η_{ave} 沿着流动方向呈现单调减小趋势。吹风比较大时 ($M = 1.5, 2.0$), 由于气膜的吹离/再附着和掺混, η_{ave} 具有先增后减的趋势。

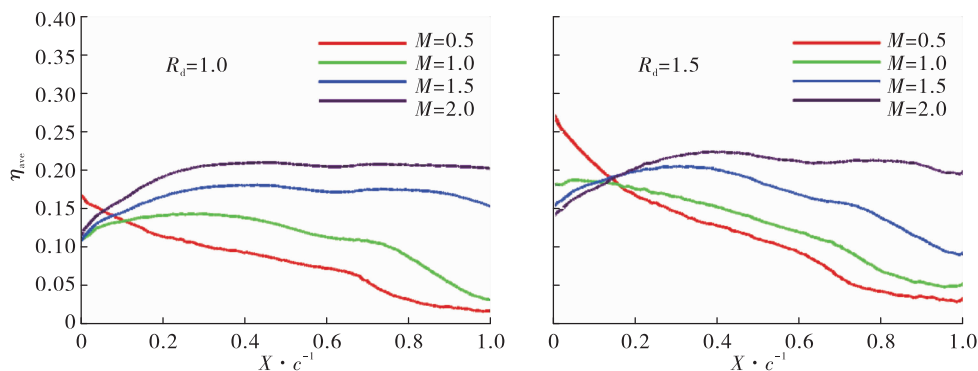
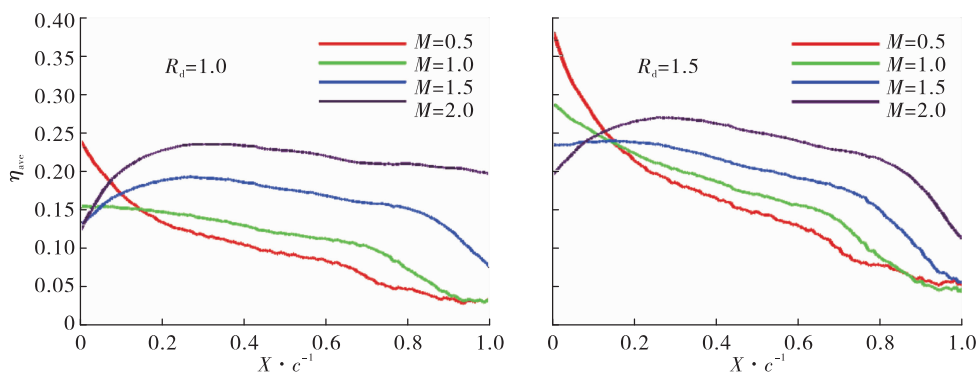
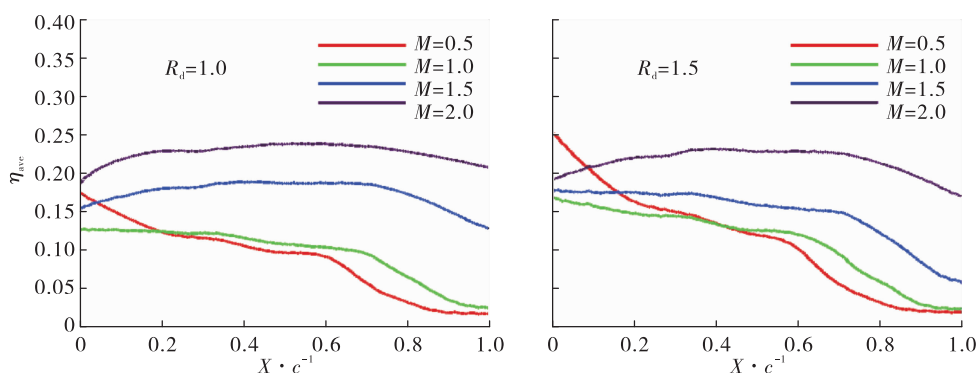


图 8 吹风比 (M) 对双排圆孔 (SC) 横向平均气膜冷却效率的影响

Fig. 8 Effects of blowing ratio (M) on lateral-averaged film-cooling effectiveness of SC

图9 吹风比(M)对双射流孔 I(DJFC I) 横向平均气膜冷却效率的影响Fig. 9 Effects of blowing ratio (M) on lateral-averaged film-cooling effectiveness of DJFC I图10 吹风比(M)对双射流孔 II(DJFC II) 横向平均气膜冷却效率的影响Fig. 10 Effects of blowing ratio (M) on lateral-averaged film-cooling effectiveness of DJFC II

如图9所示,对于 $R_d = 1.0$ 的DJFC I,吹风比较小($M = 0.5, 1.0$),气膜孔出口下游($X \cdot c^{-1} \approx 0$)横向平均气膜冷却效率(η_{ave})分别可达0.24和0.16,并沿着流动方向单调减低至0.03($X \cdot c^{-1} \approx 1$)。吹风比较大时($M = 1.5, 2.0$), η_{ave} 沿流动方向先增大后减小。对于 $R_d = 1.5$,在较大的吹风比范围内($M = 0.5, 1.0, 1.5$), η_{ave} 呈现单调减小趋势,说明气膜吹离并不明显。当 $M = 2.0$ 时, η_{ave} 先增大后迅速下降。

对于DJFC II如图10所示,2个密度比条件下($R_d = 1.0, 1.5$)的横向平均气膜冷却效率(η_{ave})沿流动方向的变化趋势与DJFC I相同,但变化趋势较为平缓,且极值较小。

2.3 横向平均气膜冷却效率——密度比效应

图11分别给出了SC, DJFC I和DJFC II在4个吹风比条件下($M = 0.5, 1.0, 1.5, 2.0$),密度比(R_d)对端壁表面的横向平均气膜冷却效率(η_{ave})的影响。图11中 x 轴坐标(X)使用叶片轴向弦长(c)

进行了无量纲化。如图11(a)所示,对于较小吹风比条件下($M = 0.5, 1.0$)的SC, R_d 增大使气膜孔出口下游至中弦区($X \cdot c^{-1} < 0.7$)的广大区域内 η_{ave} 增加,但 R_d 效应沿流动方向逐渐减小。对于 $M = 1.5$,如前文所述, R_d 提高使气膜孔出口下游一定区域内($0 < X \cdot c^{-1} < 0.55$)气膜冷却效率及其横向分布增加,因此 η_{ave} 增加。此后,由于射流动量比降低,高 R_d 射流的 η_{ave} 反而较低,这与平板上的研究^[10]结论相同。 $M = 2.0$ 时, R_d 的效应不明显。

如图11(b)所示,对于较小吹风比条件下($M = 0.5, 1.0$)的DJFC I,密度比 R_d 增大使整个端壁的横向平均气膜冷却效率 η_{ave} 增加,上游端壁特别显著,但 R_d 效应沿流动方向逐渐减小。对于较大吹风比($M = 1.5, 2.0$), R_d 提高使大部分下游端壁($0 < X \cdot c^{-1} < 0.8$) η_{ave} 增加,其余部分($X \cdot c^{-1} > 0.8$) η_{ave} 减小。

如图11(c)所示,对于DJFC II,在较小吹风比条件下($M = 0.5, 1.0$),密度比 R_d 增大使部分下游

端壁($0 < X \cdot c^{-1} < 0.6$)的横向平均气膜冷却效率 η_{ave} 增加,且 R_d 的这一效应沿流动方向递减,现象与DJFC I相同,但趋势较为平缓,且极值较小。当 $M = 1.5$ 时,在 $0 < X \cdot c^{-1} < 0.15$ 的端壁区域, R_d 提高使 η_{ave} 增加,其余区域 η_{ave} 减小。当 $M = 2.0$ 时, R_d 的效应并不明显。

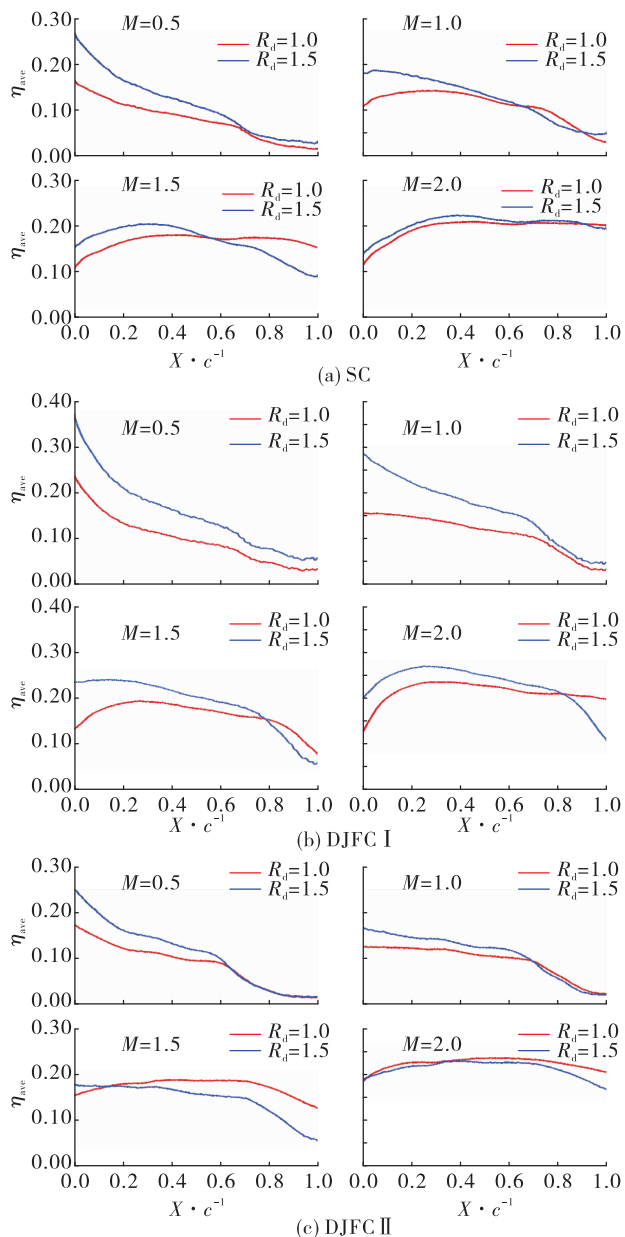


图 11 密度比(R_d)对横向平均气膜冷却效率的影响

Fig. 11 Effects of density ratio (R_d) on lateral-averaged film-cooling effectiveness

2.4 孔型对比

图 12 在 2 个吹风比下($R_d = 1.0, 1.5$)对 SC, DJFC I 和 DJFC II 的横向平均气膜冷却效率进行了对比。

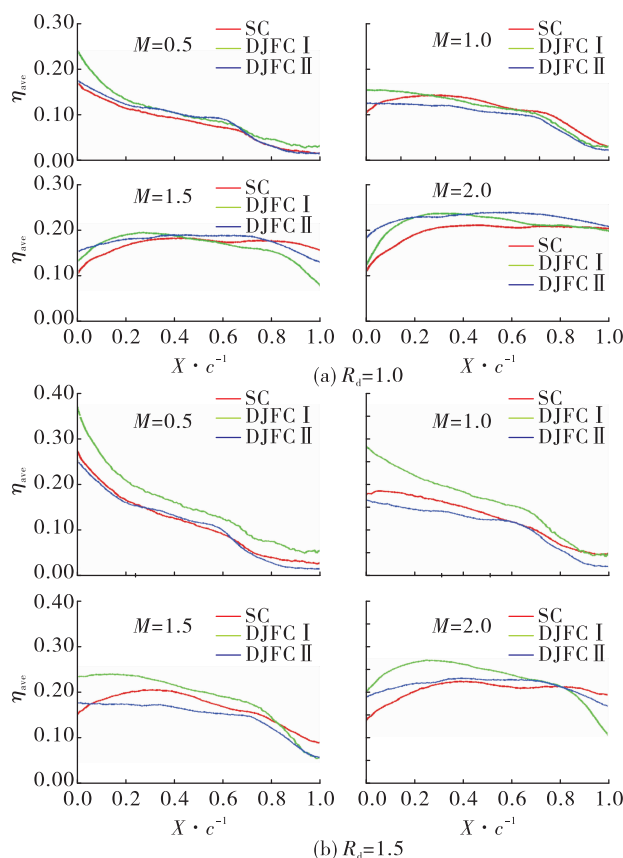


图 12 孔型对的横向平均气膜冷却效率的影响

Fig. 12 Effects of hole configurations on lateral-averaged film-cooling effectiveness

如图 12(a)所示, $R_d = 1.0$ 时,总体来看,3 种孔型的横向平均效率 η_{ave} 变化趋势基本相同。在低吹风比下($M = 0.5$),DJFC I 的 η_{ave} 在 $X \cdot c^{-1} < 0.2$ 的区域,相比 SC 和 DJFC II 具有一定优势;在高吹风比下($M = 2.0$),在端壁的大部分区域($0 < X \cdot c^{-1} < 0.65$),DJFC I 和 DJFC II 相比 SC 优势较为明显。如图 12(b)所示, $R_d = 1.5$ 时,3 种孔型之间的 η_{ave} 的差别增大(相比 $R_d = 1.0$)。在较小低吹风比下($M = 0.5, 1.0$),DJFC I 的 η_{ave} 显著高于其他 2 种孔型,且 SC 和 DJFC II 之间差别较小;在较高低吹风比下($M = 1.5, 2.0$),在端壁的大部分区域($0 < X \cdot c^{-1} < 0.8$),DJFC I 的 η_{ave} 仍然最高,随后沿流动方向快速下降。

3 结论

采用压力敏感漆技术,研究了叶栅上游端壁 3 种气膜孔构型及吹风比、密度比对叶栅端壁气膜冷却

特性的影响。主要结论如下:

1)端壁表面气膜冷却效率的分布,可以简化归结为冷却射流与马蹄涡、通道涡的相互作用;马蹄涡使气膜射流难以接近前缘端壁;通道涡使端壁气膜分布偏向吸力面侧,呈现“三角形”分布;射流轴向动量越强,抵御两种涡的能力越强。

2)吹风比越高,气膜吹离的趋势越明显,造成孔下游气膜冷却效率降低,气膜再附着会增强叶栅中后部端壁的气膜覆盖。双射流构型,特别是DJFC I,气膜孔出口下游的气膜冷却效率及其横向平均优于圆形孔。

3)密度比增大,射流动量比减小,气膜孔下游的部分端壁,气膜冷却效率及其横向分布增加,但气膜射流抵御通道涡的能力更低,压力侧端壁冷却被削弱。

4)双射流孔I的气膜出流在端壁的总体覆盖效果最好,特别在高密度比条件下。

参考文献:

- [1] 高兴峰,张建伟,孙冰,等.推力室头部最优气膜参数研究[J].火箭推进,2018,44(2):10-17.
GAO X F, ZHANG J W, SUN B, et al. Study on optimal gas film parameters of near-injection region in thrust chamber[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2018, 44(2): 10-17.
- [2] SINHA A K, BOGARD D G, CRAWFORD M E. Film-cooling effectiveness downstream of a single row of holes with variable density ratio[J]. Journal of Turbomachinery, 1991, 113(3):442-449.
- [3] BOGARD D G, THOLE K A. Gas turbine film cooling[J]. Journal of Propulsion and Power, 2006, 22(2):249-270.
- [4] HYAMS D G, LEYLEK J H. A detailed analysis of film cooling physics(part III):streamwise injection with shaped holes[J]. Journal of Turbomachinery, 2000, 122(1): 122-132.
- [5] WRIGHT L M, MCCLAIN S T, BROWN C P, et al. Assessment of a double hole film cooling geometry using S-PIV and PSP[C]// Proceedings of ASME Turbo Expo 2013. San Antonio:ASME, 2013.
- [6] CHEN A F, LI S J, HAN J C. Film cooling with forward and backward injection for cylindrical and fan-shaped holes using PSP measurement technique[C]// Proceedings of ASME Turbo Expo 2014. Germany:ASME, 2014.
- [7] KUSTERER K, BOHN D, SUGIMOTO T, et al. Double-jet ejection of cooling air for improved film cooling[J]. ASME J. Turbomachinery, 2007, 129(4):809-815.
- [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]// Proceedings of ASME Turbo Expo 2010. UK:ASME, 2010.
- [9] HAN C, CHI Z R, REN J, et al. Optimal arrangement of combined-hole for improving film cooling effectiveness[C]// Proceedings of ASME Turbo Expo 2013. San Antonio:ASME, 2013.
- [10] WANG Z, LIU J J, ZHANG C. Impacts of geometric parameters of double-jet film cooling on anti-kidney vortex structure and cooling effectiveness[C]// Proceedings of ASME Turbo Expo 2013. San Antonio:ASME, 2013.
- [11] YAO J X, XU J, ZHANG K, et al. Interaction of flow and film-cooling effectiveness between double-jet film-cooling holes with various spanwise distances[J]. ASME J. Turbomachinery, 2018, 140(12):121011.
- [12] GOLDSTEIN R J, CHEN H P. Film cooling on a gas turbine blade near the end wall[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1985, 107(1):117-122.
- [13] ORNANO F, POVEY T. Experimental and computational study of the effect of momentum-flux ratio on high pressure ngv endwall cooling systems[C]// Proceedings of ASME Turbo Expo 2017. NC:ASME, 2017.
- [14] 姚家旭,雷蒋.不同横向距离下双射流孔流动与冷却特性实验研究[J].火箭推进,2018,44(1):36-43.
YAO J X, LEI J. Experimental study on flow and cooling characteristics of double-jet film-cooling holes at different spanwise distances[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2018, 44(1):36-43.
- [15] 王建,孙冰,魏玉坤.气膜冷却传热传质类比研究[J].火箭推进,2008,34(2):31-36.
WANG J, SUN B, WEI Y K. Heat and mass transfer in gaseous film cooling[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2008, 34(2):31-36.
- [16] KENDALL A, KOOCHESFAHANI M. A method for estimating wall friction in turbulent wall-bounded flows[J]. Experiments in Fluids, 2008, 44(5):773-780.
- [17] KLINE S J, MCCLINTOCK F. Describing uncertainties in single-sample experiments[J]. Mechanical Engineering, 1953, 75(1):3-8.