

DOI:10.16356/j.1005-2615.2018.04.004

单排圆柱孔射流气膜加热与气膜冷却方式的对比

蔡庆芝¹ 张靖周^{1,2} 谭晓茗¹

(1. 南京航空航天大学能源与动力学院, 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京, 210016;

2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京, 100191)

摘要:为了揭示气膜加热和气膜冷却两种方式在影响规律机制上的异同,通过数值计算研究了两种方式单排圆柱孔在典型吹风比下(0.5, 1.0 和 1.5)的射流-主流相干特征,并分析了热气流-冷气流温度比变化对气膜绝热加热或冷却效率的影响。研究表明:在相同的吹风比下,在气膜加热方式下喷注射流向主流的穿透趋向更为显著,引起喷注射流抬高壁面并在气膜孔出口附近诱导出尺度更大的卵形涡对;当温度比接近于 1 时,气膜绝热加热效率与气膜绝热冷却效率差异较小,随着温度比偏离 1 的程度加剧,气膜绝热加热效率与气膜绝热冷却效率差异显著增大。

关键词:气膜加热;气膜冷却;单排孔;射流-主流相干;温度比

中图分类号: V244.1 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2018)04-0452-07

Comparison Between Film Heating and Film Cooling Schemes for Row of Cylindrical Holes

CAI Qingzhi¹, ZHANG Jingzhou^{1,2}, TAN Xiaoming¹

(1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System, College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China;

2. Collaborative Innovation Center of Advanced Aero-Engine, Beijing, 100191, China)

Abstract: To reveal the similarities and differences between film cooling and film heating in the physical mechanisms, a numerical investigation is performed for a row of cylindrical holes under some typical blowing ratios (0.5, 1.0 and 1.5). The interaction features of jet-mainstream, as well as the effect of temperature ratio between the hot flow and cold flow on the film adiabatic heating or cooling effectiveness are analyzed. The results show that the jet penetration into the mainstream under the film heating scheme is more significant related to the film cooling scheme, causing the jet to lift off the surface and inducing bigger counter-rotating vortex pair downstream the film-hole. When the temperature ratio is close to 1, the film adiabatic heating effectiveness is nearly the same as the film adiabatic cooling effectiveness. However, once the temperature ratio is far deviated from 1, the difference between film adiabatic heating effectiveness and film adiabatic cooling effectiveness is behaved obviously.

Key words: film heating; film cooling; single row of holes; jet-mainstream interaction; temperature ratio

基金项目:国家自然科学基金(U1508212)资助项目。

收稿日期: 2017-04-28; **修订日期:** 2017-06-29

通信作者: 张靖周, 男, 教授, 博士生导师, E-mail: zhangjz@nuaa.edu.cn。

引用格式: 蔡庆芝, 张靖周, 谭晓茗. 单排圆柱孔射流气膜加热与气膜冷却方式的对比[J]. 南京航空航天大学学报, 2018, 50(4): 452-458. CAI Qingzhi, ZHANG Jingzhou, TAN Xiaoming. Comparison between film heating and film cooling schemes for row of cylindrical holes[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2018, 50(4): 452-458.

气膜冷却方式作为一种有效的热防护手段,在航空发动机热端部件强化冷却中得到广泛应用。它通过将冷却空气从热端部件表面上的孔或缝喷出而形成冷却气膜,阻隔高温气流对表面的直接冲刷并起到冷却作用^[1]。国内外针对气膜冷却开展了大量的研究,揭示出气膜射流和主流之间相互作用诱导复杂的涡结构,并发展了改善冷却效果的成型孔气膜冷却技术^[2-6]。值得关注的是,气膜射流和主流相互作用与流动参数密切相关,包括吹风比、动量比和密度比等,因此形成复杂的相干机制^[7-9]。Ekkad 等人^[10]通过平板气膜冷却指出气膜冷却绝热效率一般随密度比的增加而增大;Michael 和 Bogard^[11]指出气膜冷却效率在高密度比和低密度比下的定性变化趋势是相同的,密度比对气膜冷却效率具有比较复杂的影响;Post 和 Acharya^[12]的研究表明在高吹风比条件下,密度比增大对气膜冷却效率有积极的影响,低吹风比时则恰好相反;李佳等人^[13]实验研究了密度比和吹风比对静叶气膜冷却效果的影响,研究表明密度比增加能够提高气膜冷却效率,且密度比对气膜冷却效率的影响强度受到很多因素的影响。

气膜加热方式利用热气流喷注保护暴露于冷流体中的表面,在航空发动机进口部件的热气防冰结构中也是一种有效的技术途径^[14-16]。尽管在基本原理上,气膜加热和气膜冷却相同或相近,但由于气膜射流与主流的温度比在气膜加热和气膜冷却两种方式中差异很大,前者利用热射流喷注而后者利用冷射流喷注,因此导致射流-主流的密度比明显不同,进而影响射流喷注对壁面的防护作用效果。

目前对于气膜加热的研究相对缺乏,对于气膜加热和气膜冷却两种方式下的特征差异尚缺乏充分的认识。本文通过数值计算,研究气膜射流与主流的温度比变化对气膜绝热加热或冷却效率的影响,分析气膜加热和气膜冷却在物理机制上的异同。

1 物理模型

选取单排圆柱形气膜孔“容腔-管道”模型,气膜孔直径 d 为 5 mm,孔节距 P 为 $3d$,孔长径比为 3.5,倾角为 35° 。计算域选取一个气膜孔节距,如图 1 所示,由主流通道、气膜孔和射流或二次流进气腔组成,计算域几何参数均标注在示意图中,坐标原点设置在气膜孔出口前缘处。

不论是气膜冷却还是气膜加热方式,主流和射流的工作工质均设为空气。两种方式下,均保持冷气流的温度恒为 300 K 的条件,热气流温度变化范

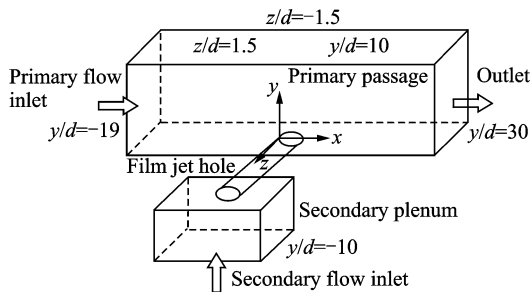


图 1 计算域示意图

Fig. 1 Schematic diagram of computational region

围为 330~1 050 K。定义温度比为热气流温度与冷气流温度之比,即

对于气膜冷却方式

$$TR = \frac{T_p}{T_s} \quad (1-a)$$

对于气膜加热方式

$$TR = \frac{T_s}{T_p} \quad (1-b)$$

式中:下标 s 和 p 分别表征射流和主流; T 为绝对温度。在本文的研究中,温度比变化范围为 1.1~3.5。

2 计算方法

采用 Gambit 软件划分网格。整体网格采用结构化和非结构化相结合的方式,在气膜孔进口和气膜出流喷口附近采用适应能力较强的非结构化网格,其余部分均采用结构化网格,并且在壁面附面层内采用网格局部加密。经网格独立性测试,网格量选取约 150 万个。

边界条件设置如下:主流和次流进口均设定为速度进口,其中主流的雷诺数恒为 30 000,次流的进口质量流量依据吹风比确定,在本文吹风比仅设定为 $M=0.5, 1.0$ 和 1.5 三种。出口选用压力出口,设为标准环境大气压力;所有固体壁均采用无滑移速度边界和绝热边界,在展向 z 方向采用对称边界。

考虑到气膜加热和气膜冷却的基本原理相同,吹风比定义为

$$M = \frac{\rho_s u_s}{\rho_p u_p} \quad (2)$$

式中: ρ 为气体密度; u 为速度。

气膜绝热冷却或加热效率定义为

$$\eta_{ad} = \frac{T_p - T_{aw}}{T_p - T_s} \quad (3)$$

式中 T_{aw} 为绝热壁面温度。

计算利用 Fluent 软件,压力速度耦合采用 SIMPLEC 算法,离散格式为二阶迎风,收敛精度为 1×10^{-5} 。选取多种湍流模型结合 Pedersen 等

人^[17]的实验参数进行气膜冷却的算例验证,图2为吹风比1.05、密度比1.97下气膜孔中心线上的气膜绝热冷却效率的计算值与实验值对比,表明本文选用的 Realizable $k-\epsilon$ 湍流模型和壁面加强函数对气膜冷却特性具有良好的预测精度,与 Harrison 和 Bogard 的结论相符^[18]。

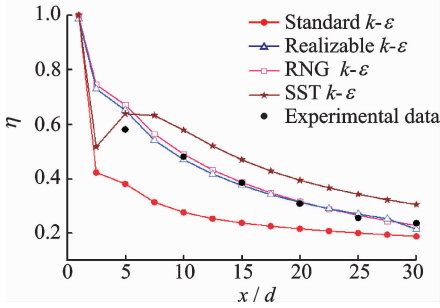


图2 气膜孔中心线气膜绝热冷却效率 ($M=1.05$)

Fig.2 Film adiabatic cooling effectiveness at hole-centerline ($M=1.05$)

3 结果与分析

3.1 流场特征分析

图3为吹风比 $M=1.0$, $TR=3$ 时,气膜冷却和气膜加热两种方式下的气膜孔中心截面上流场的对比图,从图中可以清晰地看出射流喷注及其与主流的掺混在两种方式下存在显著的差异。对于气膜冷却方式,如图3(a)所示,低温的射流喷注进入高温主流,冷射流喷注的核心区能够较好地贴壁延伸,在邻近气膜射流出口下游形成良好的壁面热防护效果,随着气膜射流和主流之间的掺混发展,远离气膜孔的下游壁面附近的气流温度逐渐升高;对于气膜加热方式,如图3(b)所示,则是高温的射流喷注进入低温的主流,与气膜冷却方式相比,热射流核心区抬离壁面的现象非常明显,低温主流侵入邻近气膜孔下游的壁面,形成一个低温流体的壁面覆盖区域,如图中虚线包络所示,这是由于在相同的吹风比下喷注射流在气膜加热方式下的动量比(定义为 $I = \frac{\rho_s u_s^2}{\rho_p u_p^2}$) 远高于气膜冷却方式的缘故,

高的射流-主流动量比导致喷注射流向主流的穿透能力以及与主流的掺混能力加剧,在该区域热射流喷注对于壁面的防护作用极其微弱,注意到在距气膜孔下游一定位置处(大约25倍气膜孔直径),热射流和冷主流掺混发展的气流附着壁面,可以微弱地改善气膜绝热加热效率。

图4为吹风比 $M=1.0$, $TR=3$ 时,气膜冷却和气膜加热两种方式下位于气膜孔下游流向横截面上的流线和温度等值图,可以直观地显示出两种

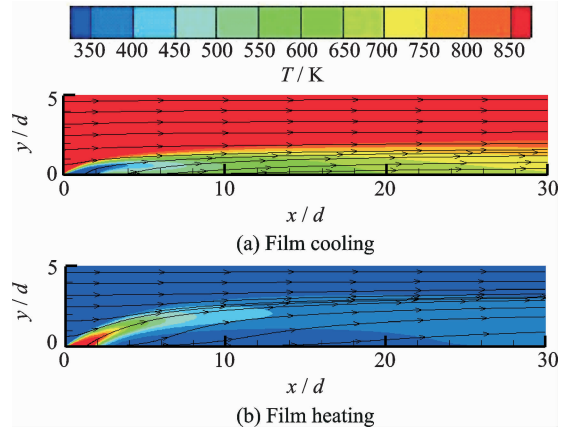


图3 气膜孔中心截面温度和流线 ($M=1.0$, $TR=3$)

Fig.3 Temperature and streamlines on hole-centerline plane ($M=1.0$, $TR=3$)

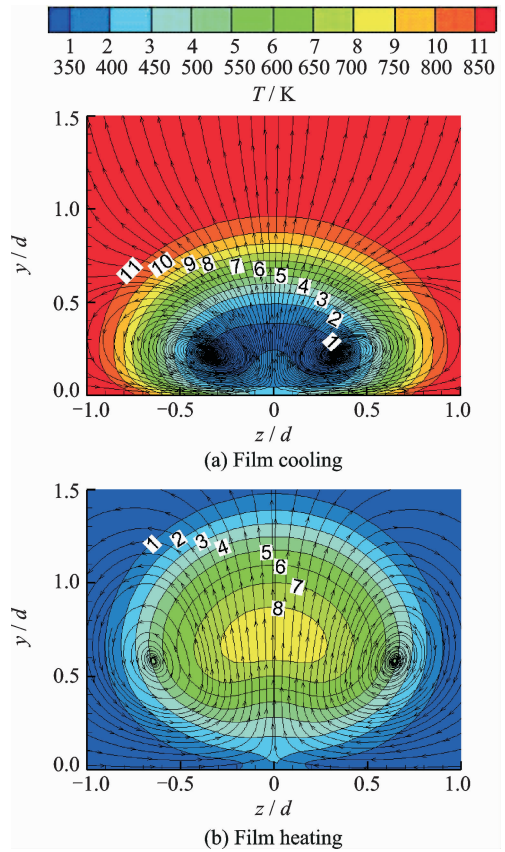


图4 气膜孔下游 $x/d=3$ 截面上的流线和温度分布 ($M=1.0$, $TR=3$)

Fig.4 Streamlines and temperature distribution on the normal plane at $x/d=3$ ($M=1.0$, $TR=3$)

方式下射流与主流相干形态的异同。两种方式下射流与主流相互作用均在气膜孔下游诱导出发向旋转的卵形涡对,主流从气膜孔两侧受卵形涡对的卷吸作用而趋向近壁区域,导致气膜孔出口附近形成局部高温(气膜冷却)或局部低温(气膜加热)区域。通过对比可知,在相同的气膜孔下游流向截面上,气膜加热方式下的卵形涡对涡心相对壁面的抬

升距离较大且向气膜孔中心两侧迁移,热射流高温核心区远离被防护壁面且温度较射流进口温度有较为明显的降低,同时也可以看出低温的主流已近乎完全地侵入热射流高温核心区的下方,体现出热射流气膜加热方式下的强穿透和强掺混特征。而对于气膜冷却方式,卵形涡对涡心更贴近壁面,冷射流低温核心区距离壁面相对较近且与主流掺混引起的温度变化较小,气膜冷却方式下的射流气膜覆盖效果显著优于气膜加热方式。

图 5 为气膜冷却和气膜加热两种方式下,在气膜孔下游中心截面上($z=0$)的速度与主流进口速度比的分布,图中,FC 表征气膜冷却,FH 表征气膜加热。从图中可以看出以下 3 个特征:(1) 在小的温度比($TR=1.1$)和小的吹风比($M=0.5$)时,气膜冷却和气膜加热方式下的速度分布型非常接近,这是由于温度比接近于 1 时,无论是气膜冷却方式还是气膜加热方式,温度比引起的冷或热气流的密度变化较小,两种方式下的射流-主流动量比差异较小,因而射流与主流的相干作用相近;(2) 在 $TR=3$ 时,无论吹风比 $M=0.5$ 或者 $M=1.0$,在 $y/d=0.5$ 附近,气膜加热方式下的速度分布均出现峰值,显然这是射流在主流中的强穿透对邻近气膜孔下游局部流场的影响所致;(3) 在 $TR=3$ 时,吹风比 $M=1.0$ 加热和冷却方式的速度分布差异显著大于 $M=0.5$ 的情形,这是由于气膜冷却和气膜加热两种方式下射流-主流动量比的差异随着吹风比的增大而加剧所致。

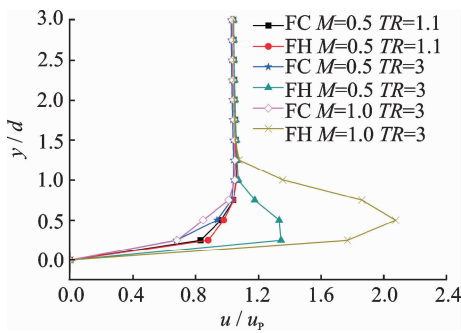


图 5 气膜孔下游 $x/d=2$ 中心截面速度分布

Fig. 5 Streamwise velocity on hole-centerline plane at $x/d=2$

综上所述,气膜冷却和气膜加热两种方式下喷射流与主流的相干差异随着温度比和吹风比的增加而越发突出,进而对气膜的绝热冷却或加热效果产生显著的影响。

3.2 气膜绝热冷却或加热效率

图 6 显示了气膜加热和气膜冷却两种方式在气膜孔中心线上气膜绝热加热或冷却效率的对比。

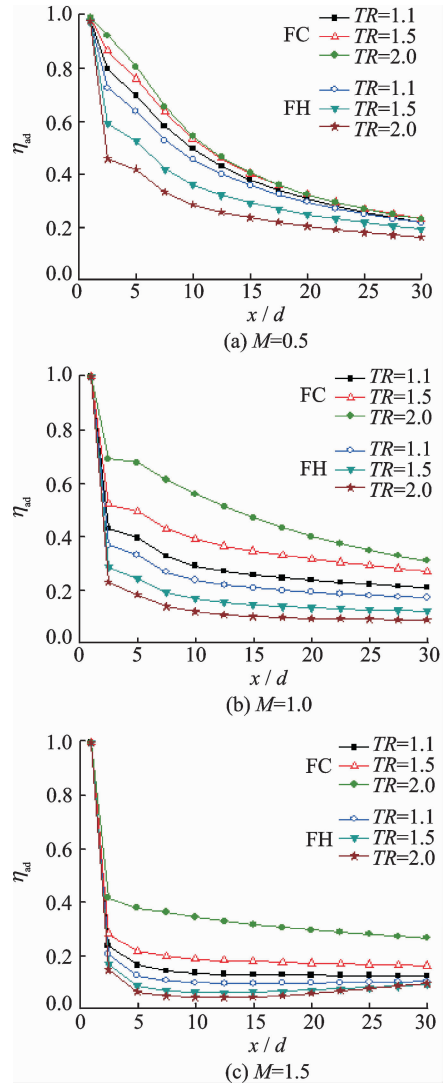


图 6 气膜孔中心线上气膜绝热冷却或加热效率

Fig. 6 Film adiabatic cooling or heating effectiveness on the central plane of film hole

通过对比可知,在同一温度比下,气膜绝热冷却效率均高于相同吹风比下对应的气膜绝热加热效率,这是由于气膜加热方式下,射流向主流的法向穿透以及与主流的掺混强,从而导致气膜覆盖效果劣于气膜冷却方式的缘故。当温度比为 1.1 时,气膜绝热加热效率与气膜绝热冷却效率差异较小,随着两股气流温度比偏离 1 的程度加剧,气膜绝热加热效率与气膜绝热冷却效率差异增大。在气膜冷却方式中,随着两股气流的温度差异增大,气膜绝热冷却效率呈现增强的趋势,在高吹风比下尤为显著,与 Post 和 Acharya^[12] 的研究结果相吻合;而在气膜加热方式中,随着两股气流温度差异增大,气膜绝热加热效率呈现衰减的趋势。

从图中也可以看出吹风比的影响。对于气膜冷却方式,吹风比为 0.5 时在邻近气膜孔下游(大约 $x/d \leq 10$)的气膜绝热冷却效率要明显大于高吹

风比情形,在小的温度比 $TR=1.1$ 时远离气膜孔出口下游的区域也依然是吹风比为 0.5 的气膜绝热冷却效率较高,值得注意的是,当 $TR=2.0$,气膜孔下游 $x/d > 10$ 之后的气膜绝热冷却效率在 $M=1.0$ 时较高。这是因为在气膜冷却方式中,温度比的增加有利于降低喷出射流的动量,有效改善了高吹风比下射流向主流的法向穿透能力,此时对于低吹风比的气膜冷却,射流喷吹动量的进一步降低对改善射流的法向穿透作用不大,但反而削弱了射流向下游的延伸能力。很显然,在不同的温度比下,气膜绝热冷却效果随吹风比的变化并非呈现单调的规律。然而对于气膜加热方式,吹风比和温度比的增加均导致射流的法向穿透加剧,因而在不同温度比下,气膜绝热加热效果随吹风比的增加呈现单调的下降规律。

图 7 显示了不同吹风比下展向线平均气膜绝热加热效率或气膜绝热冷却效率沿流向的分布,效

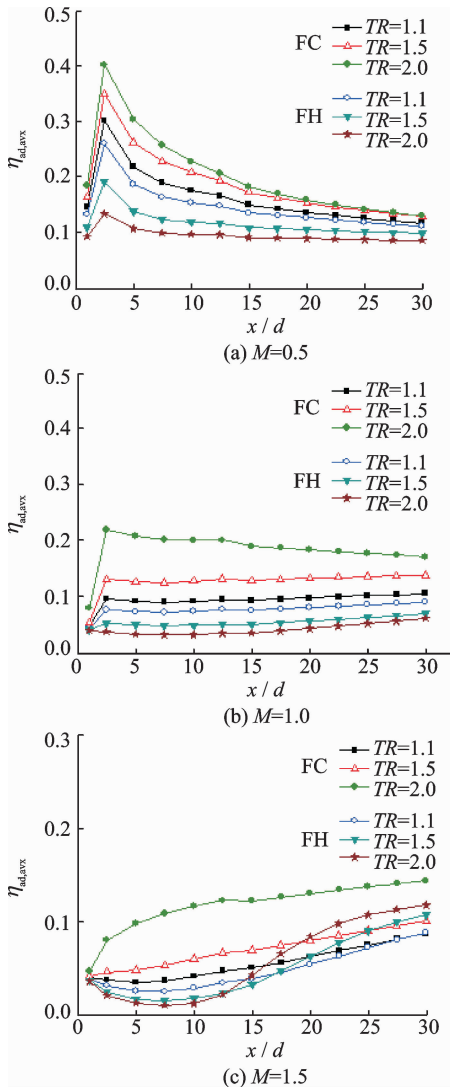


图 7 展向线平均气膜绝热冷却或加热效率

Fig. 7 Laterally line-averaged film adiabatic cooling or heating effectiveness

率表达式为

$$\eta_{ad,avx} = \frac{1}{P} \int_{-0.5P}^{0.5P} \eta_{ad}(x, z) dz \quad (4)$$

由图 7 可以看出,就温度比的影响而言,依然呈现展向线平均气膜绝热冷却效率随温度比增大而提高、绝热加热效率随温度比增大而降低的变化趋势。但是在不同的吹风比下,展向线平均气膜绝热冷却或加热效率却呈现出一些特殊的变化特征。

在低吹风比 $M=0.5$ 时,除了紧邻气膜孔 ($x/d=2.5$ 左右) 之外的流向下,无论是展向线平均气膜绝热冷却或加热效率基本呈现沿程降低的趋势,在紧邻气膜孔出口处,由于相邻孔之间的区域得不到气膜的覆盖而导致很低的展向线平均气膜绝热冷却或加热效率。

当吹风比增加到 1.0 时,展向线平均气膜绝热冷却或加热效率在气膜孔出口下游沿流向的变化非常微弱,此时也可以看出在 $TR=2.0$ 时,气膜孔下游 $x/d > 15$ 之后的展向线平均气膜绝热冷却效率略高于 $M=0.5$ 的对应值。当吹风比进一步增加到 1.5 时,展向线平均气膜绝热冷却效率沿流向呈现增大的趋势,但其数值却低于小吹风比的情形;值得注意的是,对于气膜加热方式,展向线平均气膜绝热加热效率呈现出沿程先减小后增大的变化趋势,在高的温度比下尤为明显。结合图 3(b) 的现象可以分析,由于热射流向主流的法向穿透能力强烈,在气膜孔下游的壁面基本被低温的主流所侵入覆盖,而在气膜孔下游一定距离后,热射流和冷主流掺混发展的气流附着壁面,因而在一定程度上对气膜绝热加热效率有所改善,同时也应该注意到,气膜绝热加热效率的数值处于很低的范围。

综上分析,气膜绝热冷却效率随温度比增大而提高、绝热加热效率随温度比增大而降低,温度比的影响与吹风比有着密切的关联。图 8 显示了气膜冷却和气膜加热两种方式下,气膜孔下游面积平均效率之差 ($\Delta\eta_{ad,av} = \eta_{ad,FC} - \eta_{ad,FH}$) 随温度比的变化曲线。这里面积平均的积分区域为 $x/d = 0 \sim 30$, 即

$$\eta_{ad,av} = \frac{1}{A} \iint_A \eta_{ad}(x, z) dx dz \quad (5)$$

式中 A 为气膜孔下游面积。

由图 8 可以看出,在温度比为 1.1 时,面积平均气膜绝热冷却效率与气膜绝热加热效率之间的差异很小,随着温度比的增加,两者之间的差异呈现逐渐增大的趋势。值得关注的是,在高的温度比 ($TR > 1.5$) 下,面积平均气膜绝热冷却效率与气膜

绝热加热效率之间的差异在吹风比 $M=1.0$ 时最为显著,其原因在前文已经加以分析,即在不同的温度比下,气膜绝热冷却效果随吹风比的变化并非呈现单调的规律,而气膜绝热加热效果随吹风比的增加则呈现单调的下降规律。在高的温度比下,相对于 $M=0.5$ 的情形,吹风比 1.0 时能够在气膜孔下游 $x/d>15$ 之后形成更高的展向线平均气膜绝热冷却效率,而气膜绝热加热效率则存在较大的降低,因而导致如上的结果。

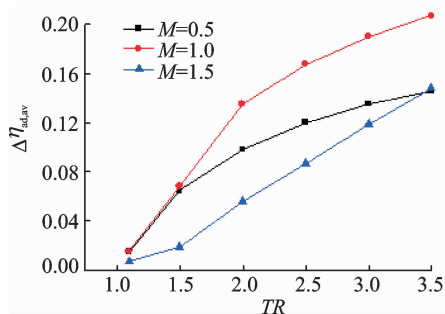


图8 温度比对面积平均气膜绝热冷却和加热效率的影响

Fig. 8 Effect of temperature ration on the difference between area-averaged film adiabatic cooling and heating effectiveness

4 结 论

(1) 在相同的吹风比下,气膜加热方式下射流向主流的穿透趋向较气膜冷却方式更为显著,在气膜孔出口附近诱导出尺度更大的卵形涡对,这一影响随气膜射流和主流温度比的增加而加剧。

(2) 在气膜冷却方式中,随着两股气流的温度差异增大,气膜绝热冷却效率呈现增强的趋势,而在气膜加热方式中,随着两股气流温度差异增大,气膜绝热加热效率则呈现衰减的趋势。

(3) 在不同的温度比下,气膜绝热冷却效果随吹风比的变化并非呈现单调的规律,然而对于气膜加热方式,气膜绝热加热效果随吹风比的增加则呈现单调的下降规律。

(4) 当温度比接近于 1.0 时,气膜绝热加热效率与气膜绝热冷却效率的差异很小。随着温度比偏离 1.0 的程度加剧,气膜绝热加热效率与气膜绝热冷却效率差异增大,尤其是吹风比为 1.0 的情形。

参考文献:

[1] BOGARD D G, THOLE K A. Gas turbine film cooling[J]. AIAA Journal of Propulsion and Power, 2006, 22(2):249-270.

[2] BUNKER R S. A review of turbine shaped film cooling technology[J]. ASME Journal of Heat Transfer, 2005, 127:441-453.

[3] LEE K D, KIM K Y. Shape optimization of a fan-shaped hole to enhance film-cooling effectiveness[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2010, 53:2996-3005.

[4] YANG C F, ZHANG J Z. Experimental investigation on film cooling characteristics from a row of holes with ridge-shaped tabs[J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2012, 37:113-120.

[5] YAO Y, ZHANG J Z, WANG L P. Film cooling on a gas turbine blade suction with converging slot-hole[J]. International Journal of Thermal Science, 2013, 65:267-279.

[6] 常艳, 杨卫华, 张靖周. 突片形状对气膜冷却效率的影响[J]. 南京航空航天大学学报, 2016, 48(3):317-325.

CHANG Yan, YANG Weihua, ZHANG Jingzhou. Effects of tab shapes on film cooling effectiveness[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 48(3):317-325.

[7] CERRI G, GIOVANNELLI A, BATTISTI L, et al. Advances in effusive cooling techniques of gas turbines[J]. Applied Thermal Engineering, 2007, 27:692-698.

[8] KREWINKEL R. A review of gas turbine effusion cooling studies[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2013, 66:706-722.

[9] 张靖周, 周君辉, 刘春丽. 内冷通道横流对气膜冷却效率的影响[J]. 南京航空航天大学学报, 2014, 46(4):509-516.

ZHANG Jingzhou, ZHOU Junhui, LIU Chunli. Effect of internal crossflow in coolant channel on adiabatic film cooling effectiveness[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 46(4):509-516.

[10] EKKAD S V, ZAPATA D, HAN J C. Film effectiveness over a flat surface with air and CO_2 injection through compound angle holes using a transient liquid crystal image method[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1997, 119:587-593.

[11] MICHAEL C J, BOGARD D G. Effects of coolant density ratio on film cooling performance on a vane[R]. ASME Paper GT2003-38582, 2003.

[12] POST J W, ACHARYA S. The role of density ratio and blowing ratio on film cooling in a vane passage[R]. ASME Paper GT2010-23680, 2010.

[13] 李佳, 任静, 蒋红德. 密度比和吹风比对透平静叶气膜冷却的影响[J]. 工程热物理学报, 2011, 32(8):

1295-1298.

LI Jia, REN Jing, JIANG Hongde. Effects of density ratio and blowing ratio on the film cooling effectiveness on a turbine vane[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2011, 32(8):1295-1298.

[14] PELLISSIER M P C, HABASHI W G. Optimization via FENSAP-ICE of aircraft hot-air anti-icing systems[J]. *Journal of Aircraft*, 2011, 48:265-276.

[15] 马辉, 陈维建, 孟繁鑫, 等. 发动机导向叶片热气防冰腔结构改进[J]. *南京航空航天大学学报*, 2013, 45(1):70-74.

MA Hui, CHEN Weijian, MENG Fanxin, et al. Improvement of hot-air anti-icing structure of engine inlet vane[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*, 2013, 45(1):70-74.

[16] 高艳欣, 周建军, 李云单, 等. 吹气式旋转帽罩冰腔特性[J]. *南京航空航天大学学报*, 2016, 48(3):359-365.

GAO Yanxin, ZHOU Jianjun, LI Yundan, et al. Anti-icing properties of blowing rotating spinner[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*, 2016, 48(3):359-365.

[17] PEDERSEN D R, ECKERT E R G, GOLDSTEIN R J. Film cooling with large density differences between the mainstream and the secondary fluid measured by the heat-mass transfer analogy[J]. *ASME Journal of Heat Transfer*, 1977, 99:620-627.

[18] HARRISON K, BOGARD D. Comparison of RANS turbulence models for prediction of film cooling performance[R]. *ASME Paper GT2008-50366*, 2008.

(编辑:夏道家)