

引文格式: 王海涛, 张文武, 郭春海. 先进气膜孔形研究综述 [J]. 航空制造技术, 2021, 64(18): 46-52, 61.

WANG Haitao, ZHANG Wenwu, GUO Chunhai. Review on advanced film cooling hole shapes[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2021, 64(18): 46-52, 61.

先进气膜孔形研究综述*

王海涛, 张文武, 郭春海

(中国科学院宁波材料技术与工程研究所浙江省航空发动机极端制造技术重点实验室, 宁波 315201)

[摘要] 利用气膜冷却技术可以大幅提高涡轮叶片的承温能力。针对气膜冷却技术, 对比国内外已有气膜孔形, 详细介绍了热主流与二次流交互作用机理, 分析了冷气展向分布如何影响气膜质量, 总结了气膜冷却技术对航空发动机性能的影响。从交互流场、气膜孔形、孔附属结构(突片、斜坡)和气膜孔排布方式 4 个方面展开详细探讨。得到提升气膜冷却效率的 4 个主要思路: (1)降低肾形涡强度; (2)产生反肾涡; (3)使用槽腔结构; (4)改变出口压力分布。通过对孔形及附属结构的论述分析, 为未来气膜孔的优化设计提供指导思路。

关键词: 气膜冷却孔; 气膜孔形; 气膜孔排布方式; 突片; 斜坡; 冷却效率; 气动损失

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2021.18.046



王海涛

硕士研究生, 研究方向为热端部件新型冷却技术和水助激光精密加工技术。

现代航空发动机或燃气轮机的发展趋势在于追求越来越高的推重比, 提高推重比的重要途径之一就是

提高涡轮进口温度。正在研制的推重比 12~15 航空发动机涡轮进口平均温度达到 2073.15K, 下一代发动机的涡轮进口温度预计将达到 2300~2400K^[1], 这已经远远超过叶片钛/镍基合金的耐受温度。因此要解决这个问题存在两种技术路线: 一种是使用新材料以提高叶片本身耐高温工作性能。如国外罗·罗公司 Ultrafan 发动机采用的碳钛合金^[2], 欧洲、美国、日本等竞相研究的可将热端部件服役温度提高到 1650℃的陶瓷基复合材料(Ceramic matrix composite, CMC)^[3]等; 国内西安交通大学机械制造系统工程国家重点实验室研制出的 C_v/SiC 复合材料, 北京科技大学新金属材料国家重点实验室研制出的高镍钛铝合金^[4]等。另外叶片表面喷涂热障涂层^[5]也可提高叶片耐高温性能。另一种是使用冷却技

术(如冲击冷却^[6]、发散冷却^[7]、气膜冷却^[8]等)降低叶片表面温度, 而冷却结构设计是冷却技术的核心。事实上, 冷却结构设计通常受空气动力学、热应力、机械应力、制造工艺、冷气消耗量等因素的相互约束。理想状态下二维槽缝的气膜冷却效果最好, 但是其他因素无法满足, 故而目前离散气膜冷却孔运用较为普遍。

气膜冷却孔的设计都是围绕两个目标, 即提高冷却效率 η 和扩大展向覆盖面积 S 。孔的几何参数的改变包括孔横纵倾斜角、孔径、孔长径比、孔间距、孔入口形状、孔出口的形状、孔道形状等。研究发现气膜孔的气动损失主要分为孔道损失和二次流与主流之间掺混损失。美国明尼苏达大学 Goldstein^[9]较早地综述了平板气膜冷却, 介绍了不同几何冷却结构和流场参数对气膜冷却的影响。

* 基金项目: 国家自然科学基金(U1609208); 中国科学院重点部署项目(ZDRW-CN-2019-01); 浙江省择优项目(2020C01036); 浙江省自然科学基金(LY18E050027); 宁波市 2025 重大专项(2018B10059, 2019B10074)。

德克萨斯大学奥斯汀分校 Bunker^[10]总结了经典气膜冷却孔形和孔附属结构的发展思路,从冷却效率、流场、传热系数、流量系数、工艺性能等方面评价孔性能,为后面更先进的冷却孔形的出现打下基础。

本文详细介绍了近些年气膜孔结构对气膜冷却传热特性影响的研究进展,着重探讨了国内外关于气膜孔几何结构对气膜冷却特性影响的研究成果,主要分为以下3个方面:(1)二次流与主流交互区的流场特征及气膜冷却特性提升的机理;(2)气膜孔形的变化对冷却性能的影响;(3)气膜冷却孔排布方式和附属结构对气膜冷却特性提升的影响。近些年新的气膜孔形不断涌现而相关综述比较少,且大多关注冷却技术。本文仅聚焦于气膜孔形和围绕气膜孔而产生的新型附加结构,并不涉及新的特种冷却技术。

气膜冷却的机理研究

气膜冷却的过程主要为二次流与主流相互作用的过程。二次流与主流相互作用在很大程度上由孔出口处的局部压力梯度决定。南京航空航天大学 Zhang 等^[11]绘制了流场结构图,如图1所示。流场主要由射流前沿的迎风涡(WV)、对旋涡对(CVP)(也叫肾形涡)、射流周围的马蹄形涡(HV)和射流后缘的背风涡

(LV)组成。CVP、HV等涡流会将热气卷入至壁面,如图2所示^[12],因此边界层上涡流位置和强度对冷却效率有着重要影响。

气膜冷却孔形介绍

气膜冷却技术最早用于飞机机翼防冰^[13]。20世纪70年代美国开始重视气膜冷却技术在叶片冷却上的应用。早期的气膜冷却孔是圆柱孔,但是随着研究深入,逐渐发现圆柱气膜孔存在展向覆盖面积较小、射流动量集中、对热主流的穿透性较强、孔间冷却效率很低、高吹风比 M 下近孔出口下游冷却效率低等缺陷。Goldstein 等^[14]第一个研究了由异形孔产生的气膜冷却特性,试验件为出口展向扩张角为 10° 的扇形孔。Goldstein 认为,气膜孔出口形状和孔道几何形状的变化会使二次流更贴壁。提出了使扇形孔冷却性能优于圆柱孔的两种可能机理:一种是孔出口二次流动量的减小,从而对主流穿透性减弱;另一种是因为柯恩达效应,使得气膜层更贴附表面。试验结果显示,扇形孔的二次流具有出色贴壁性。孔的中心冷却效率随 M 变化而保持稳定,几乎保持在等径圆孔最高流量下的冷却效率。实际上一当 $M \geq 0.5$ 时,圆形气膜孔冷气膜“吹离”壁面。但是随着 M 的提高,扇形孔气膜的

冷却效果会变得越来越好。许多学者逐渐提出了各种不同形状的孔形,下文将详细进行介绍。

1 经典孔形

经典异形孔主要分为4个基本几何形状^[9],如图3所示^[9]。A形孔是经典的后倾扇形孔,既包括展向扩张角 β ,也包括后向倾斜角 δ ,这种后倾结构后来被很多异形孔采用;B形孔仅包含展向扩张角 β ;C形孔仅包含后向倾斜角 δ ;D形孔是一个出口发散的圆锥形气膜孔。由此衍生出了许多收敛-发散形气膜孔形,该类气膜孔性能优异,是当今的研究热点。

针对此类气膜孔,各国学者进行了不同的研究。德国卡尔斯鲁厄大学 Giebert^[15]和 Thole^[16]等数值模拟和试验测量了在相同条件下圆孔、扇形孔和后倾扇形孔的孔出口流体相互作用区的流场。结果表明,在沿二次流中心线和展向分布上,异形孔无论在冷却效率还是展向扩张能力上均比圆柱孔要好,异形孔对湍流强度变化的敏感性更低。

美国华盛顿大学 Haven 等^[17]用平面诱导荧光测量了后倾扇形孔的流场结构,结果表现出明显反肾形涡流动结构。事实上,反肾涡过强会将冷却膜摊薄,从而有可能导致下游的气膜冷却效率降低。扇形孔也有此种特征,但程度较轻。扇形孔的马蹄形涡比圆柱孔的小,不能完全环绕射流,与二次流相遇即消失,且分离区小,下游流线均匀。后倾扇形孔的斜面可以使射流更好地贴附在壁面上,

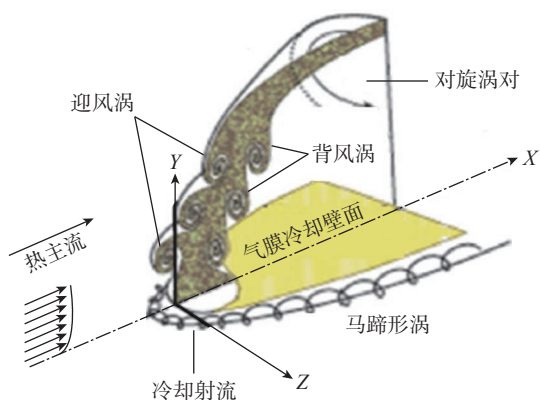


图1 射流与主流交互区的涡旋结构示意图

Fig.1 Schematic diagram of vortical structures of jet in crossflow

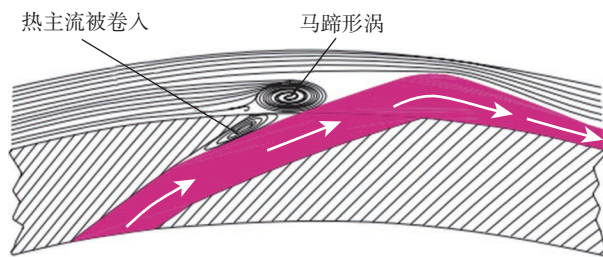


图2 后倾扇形孔的前缘马蹄涡

Fig.2 Horse shoe vortex formation for blowing holes with laid-back

孔出口处也没有分离区。

2 收缩-扩张形气膜孔

在异形孔领域,为了消除气动损失严重的现象,提出了收缩-扩张孔(Covering-slot hole, CONSOLE)。冷却机理是其孔道逐渐收缩,迫使冷气加速沿展向流动,在孔出口形成一对反肾涡,降低二次流的穿透性且阻止了热主流被卷入孔道,冷却效率得以提高,同时在孔道内形成顺压梯度,分离涡尺寸变小^[18-21]。收缩-扩张形孔主要分为两种:一种是孔出入口面积比(Area ratio, AR)通常小于1;另一种是RTSH(Round-to-slot shaped holes), AR不固定。研究证明AR>1的RTSH的气动损失更小。

CONSOLE由澳大利亚塔斯马尼亚大学Sargison等^[22]发明,如图4所示^[22]。与圆柱形孔和扇形孔相比,CONSOLE拥有更均匀的展向气膜冷却效率分布和更少的气动损失,是最接近平面槽缝冷却的孔形^[23]。槽缝和CONSOLE不会显著改变边界层的流动状态,但是扇形和圆柱孔会增厚边界层。CONSOLE孔道内的气动损失很大,二次流的压力降较大,二次流与主流的掺混导致出口附近湍流度较大^[24]。小AR的CONSOLE可以产生更高的冷却效率,但是其流量系数会下降。

南京航空航天大学Huang等^[25-26]采用多目标优化方法模拟了平板单排不同几何尺寸RTSH,如图5所示,目标函数为空间平均气膜冷却效率和流量系数 C_d ,变量为长径比 L/D 、孔倾角 θ 、孔高 t 、槽宽 s 和吹风比 M 。试验结果表明, M 越大,RTSH形状越显著地影响气膜层往下游发展, θ 、 t 的减小会导致气膜冷却效率增加, s 的增加会使得流量系数增加。Liu等^[27]提出了新型异形孔——束腰形槽缝孔。如图6所示^[27],该形孔出口槽缝向内凹,则孔出口两侧产生了类似于导流槽结构。该形孔的冷却机理是产生一个反肾涡对。对比束

腰形槽孔和CONSOLE,结果表明,当CONSOLE的 β 较小时其二次流无法很好地覆盖孔间区域。但是束腰形槽孔可以通过其腰形结构弥补这一缺陷。其导流槽结构迫使更多的射流流向两侧,所以在孔间产生厚气膜层,因而冷却效率高,且热通量

比小于1。

韩国仁荷大学Kim等^[28]将收缩-发散孔与扇形出口组合起来,并在扇形出口前设置圆柱段,如图7所示^[28]。图8^[29]显示了孔道扩散段中的分离区,由于冷气朝向孔轴线偏转,在扩散入口处出现了非对称的速

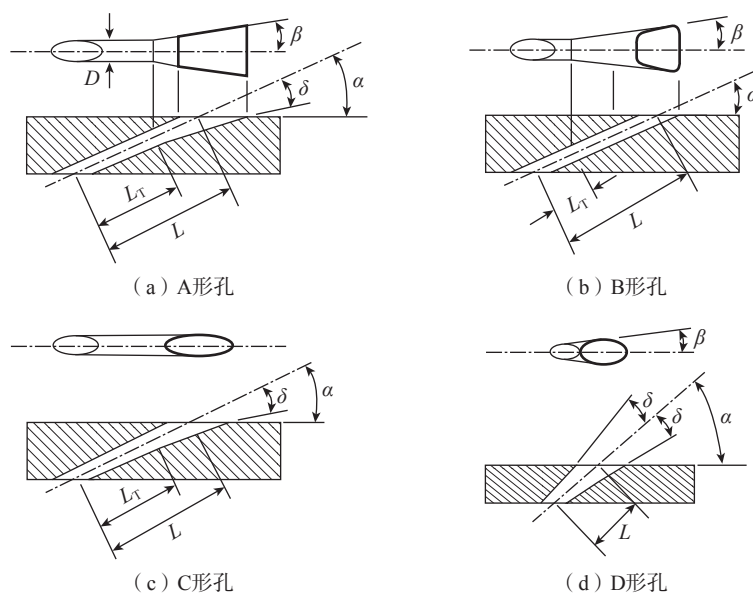


图3 4种经典气膜孔形

Fig.3 Defined geometries for four types of shaped film holes

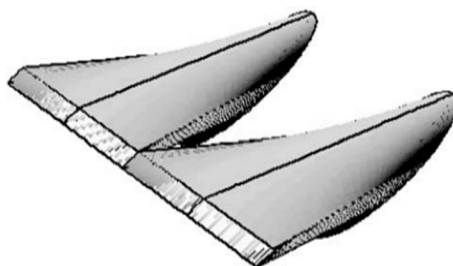


图4 CONSOLE几何图

Fig.4 Schematic of covering-slot hole

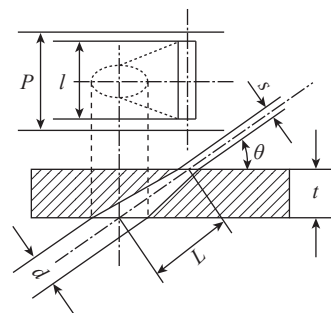


图5 RTSH几何尺寸图

Fig.5 Schematic of round-to-slot shaped hole

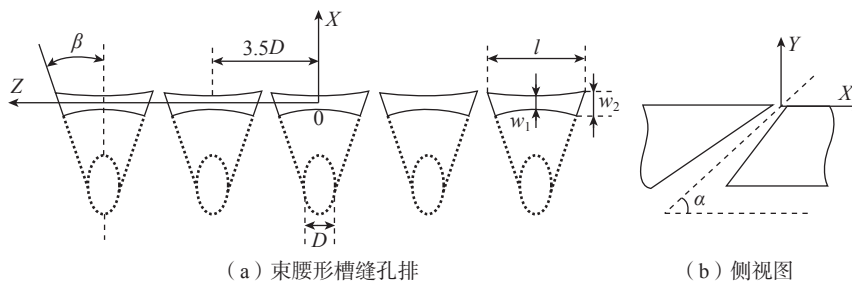


图6 束腰形槽缝孔排

Fig.6 Configuration of waist-shaped film cooling hole rows

度分布,这种现象称为喷射效应。分离区域形成于孔的后缘,并将冷射流挤到侧面。与扇形孔相比,这种孔在 M 为 0.5、1.0 和 1.5 时分别将空间平均气膜冷却效率提高了 4.3%、5.9% 和 9.9%。收缩-发散扇形孔也抑制了喷射效应。

这种在孔出口将二次流导向两侧以增强气膜展向分布能力和促进反肾形涡形成的设计越来越被许多设计师采用。比如设置导流槽为箭形孔,入口呈矩形而出口是箭形,孔内流速最大处约在孔道中部。日本石川岛播磨重工 Okita 等^[30]在叶片吸力面和压力面上对比了箭形孔与后倾扇形孔的冷却性能,如图 9 所示^[30],诱导的反肾涡取代 CVP,二次

流的展向覆盖能力得到增强,对主流的穿透性大幅减弱,气膜贴壁性大大增强,掺混减弱。马来西亚理科大学 Yusop 等^[31]提出了心形气膜冷却孔形,如图 10 所示^[31]。心形孔冷却效率提升机理是通过在其两个导流槽之间创建引起吹脱现象涡的强度衰减区,因而气膜贴壁性得到增强。其本质是利用每个导流槽产生的类似单圆柱孔的肾形涡来产生抵消效应,因而各自的涡流强度得到减弱,如图 11 所示^[30]。

3 带有副孔的异形气膜孔

许多学者还提出了一些主孔+副孔的异形孔。Dhungel^[32]和 NASA 的 Heidmann^[33]等最先提出在主孔两侧带支孔结构以方便产生反肾涡

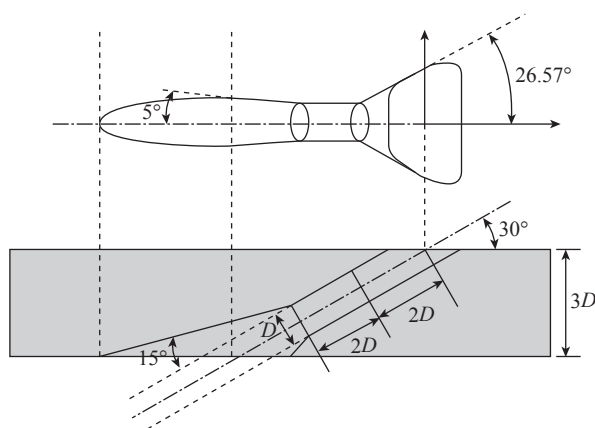


图 7 带有圆柱段的收缩-发散扇形出口气膜孔几何结构图
Fig.7 Geometries of a fan-shaped converging-diverging hole with a cylindrical part

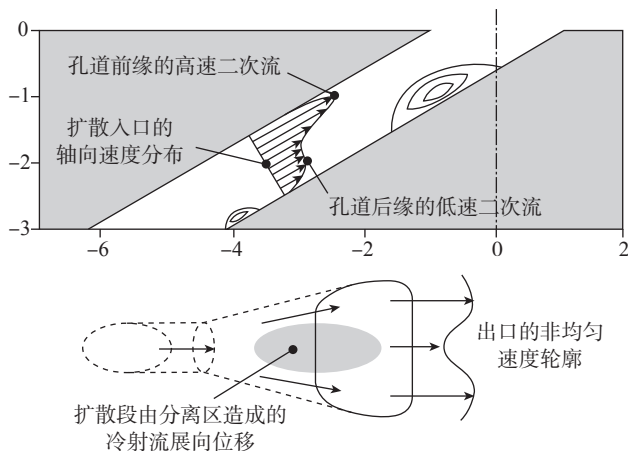


图 8 收缩-发散扇形气膜孔内部流场
Fig.8 Flow structure inside fan-shaped converging diverging hole

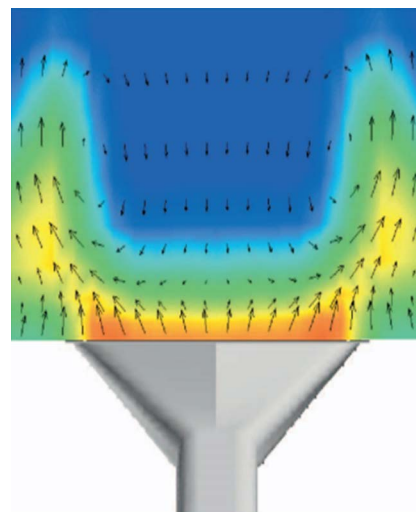


图 9 在 $M=2.3$ 条件下叶片吸力面上箭形孔的出口二次流速度矢量和氮摩尔分数图
Fig.9 Calculated secondary velocity vectors and nitrogen mole fraction contour near arrowhead-shaped film cooling hole exit on suction surface, $M=2.3$

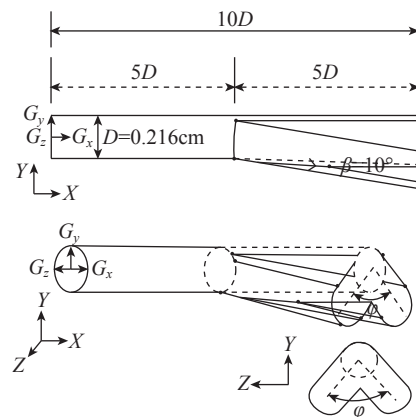


图 10 心形孔三维尺寸
Fig.10 Three-dimensional sketch for heart-shaped cooling hole

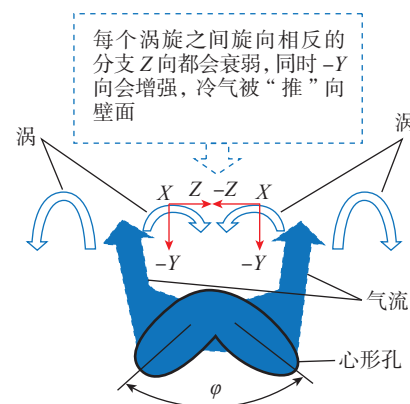


图 11 心形孔涡流抑制机理图
Fig.11 Vortex mitigation in heart-shaped hole

的气膜孔型。将最大的一个主孔放置在中间,另外两个小孔在两侧均具有复合角,这被称为抗涡设计,可实现高效的气膜冷却。

上海飞机设计研究院魏小峰等^[34]提出了带抑涡支孔结构的新型气膜孔,如图12所示^[34]。新型孔的冷却效率要高于圆柱孔,特别是在高 M 条件下更明显。当 $M=0.5$ 时,三者的冷却效率差别不大;当 $M>0.5$ 时,两辅孔与主孔平行的孔型和两辅孔在下游的孔型冷却效率差别不大,但均高于两辅孔在上游的孔型,随着 M 的增大效果更明显。这种新结构无论是气膜贴壁性还是展向覆盖性均好于圆柱形孔。

西安交通大学 Zhou 等^[35]用数

值模拟了这种三孔组合结构,如图13所示。其结构由一个中心主孔和两侧副孔组成,原理是利用两侧副孔产生的肾形涡与主孔肾形涡产生的抵消效应,从而削弱主孔的肾涡强度,提高冷气膜冷却效率和展向覆盖面积。

4 其他新孔形

另外,还有部分学者提出了一些其他的新孔形。西北工业大学孟通等^[36]提出了边倒圆型气膜孔。如图14所示^[36],该孔基本特征为在气膜孔出口前缘处进行倒圆处理,倒圆半径 $R=0.22D$ 。由于新孔出口的扩张结构,二次流在气膜孔出口处更易膨胀和受到主流的挤压作用影响,相比于圆柱孔不仅气膜展向覆盖范围

较大,而且冷气更贴近壁面,冷却效率较高,在高 M 下也没有明显的“吹脱”现象。边倒圆型孔的前缘处主流与射流掺混更剧烈,具有较高湍流度的掺混气体会显著增强该区域的换热系数。值得注意的是,在较低的 M 条件下,孔的下游远处的气膜覆盖面积较大,二次流抗掺混能力强,换热系数较低。在 $M=4$ 时,边倒圆型孔下游后半段冷却效率比圆孔的低,但边倒圆型气膜孔的流通能力较强,流动损失明显减小,流量系数比圆柱孔高约5%,压力损失较小。

西北工业大学 Zhang 等^[37]对比了5种椭圆孔(变量为孔出口长宽比 l/d)和圆柱孔出口的冷却性能,如图15所示^[37],椭圆孔能产生一对反肾涡对以抵消CVP的影响。结果表明,在任意 M 下,拥有高 l/d 孔形的展向平均气膜冷却效率高于低 l/d 孔形,这种 l/d 的增加使对旋涡对更靠近壁面,并提供了更好的气膜冷却效果。

除了以上一些典型的气膜孔形状之外,还有月牙形^[38]、角形^[39]、百叶窗形^[40]、哑铃形和豆形^[41]、树叶形^[42]等孔形,这些新孔形无论在传热还是气动方面都有自己独特的优势^[43-44],不过还需要进一步研究。

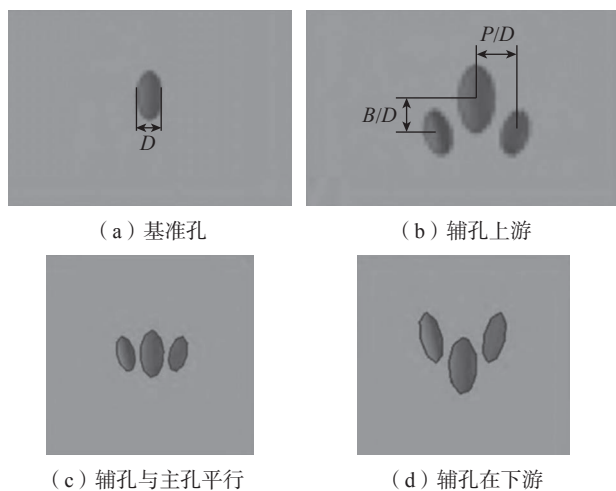


图12 抑涡支孔结构模型
Fig.12 Anti-vortex hole models

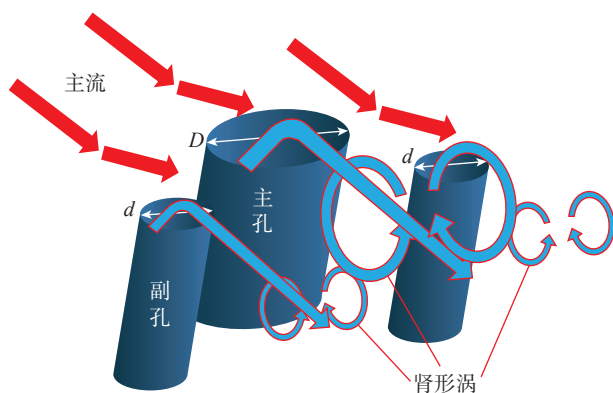


图13 主副孔结构图
Fig.13 Schematic diagram of sister holes cooling structure

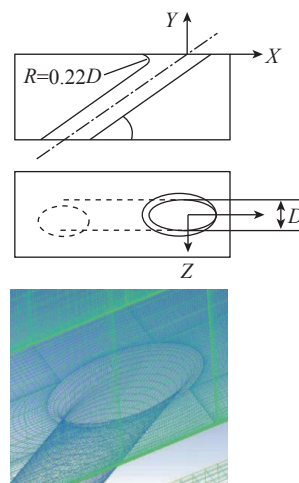


图14 边倒圆型气膜孔的几何结构和出口网格图
Fig.14 Schematic diagram of radiusing-type hole and computational mesh grid of its exit

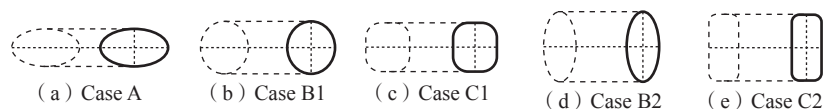


图 15 不同长宽比的椭圆孔出口

Fig.15 Different configurations of elliptical or super-elliptical holes with various length-to-width ratios

结论及展望

异形孔已经被证明其冷却性能和气动性能均优于圆柱形孔,基于后倾扇形孔而衍生出的各种孔形也拥有良好的气膜冷却性能,这些创新的设计为面对越来越严苛的热防护要求所带来的挑战提供了很多可行的解决思路。但是迄今为止,异形气膜孔研究方面还存在如下一些问题:

(1) 这些创新形孔的设计研究很少考虑工艺可行性,目前叶片异形孔的加工方法主要有电液束打孔、激光打孔、电火花打孔等。每种技术都有其各自的优势与缺陷,同一种孔形在不同工艺加工下会有不同的几何精度、表面粗糙度、经济性等诸多指标,所以在产品设计之初就进行全流程、全寿命考量是未来的发展趋势。

(2) 孔形的仿真多以流道模型仿真居多,真实叶片模型仿真较少。试验以平板试件仿真居多,真实叶片试验较少。因此在数值分析和试验条件下与真实工况有差异。以后的数值模拟要建立整体叶片模型甚至附上涡轮盘在真实工况下进行计算,对于气膜冷效的测试实验台也要尽可能地真实还原发动机内部的运行工况。

(3) 当前,后倾扇形孔等经典异形孔已经可以满足五代机的发动机冷却特性需求,所以我国现阶段异形孔的发展应主要集中于经典异形孔的数据库完善上,尽可能地获得其贴近真实工况的各项参数。新的孔形和附加结构设计应当和新耐高温材料的发展结合在一起考虑。

无论如何,新的孔形还需经过更

多的研究才能被实际应用,但是新的孔形会启发研究人员更多的设计思路,为更先进的冷却技术的出现打下基础,如发散冷却、等离子体冷却等。同时新的孔形还可以反过来对制造技术提出更高要求,为发动机叶片制造技术的发展提供路径,促进发动机制造水平进一步提高。

参考文献

- [1] 卢少鹏. 具有气膜及气热耦合优化功能的涡轮气动设计体系研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2014.
- [2] LU Shaopeng. Research on turbine aerodynamic design system with optimization of film cooling and conjugate heat transfer[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2014.
- [3] 杨洋. 英国罗罗公司首款碳钛合金风扇叶片开始飞行测试[J]. 中国钛业, 2014(4): 52.
- [4] YANG Yang. Flight test of the first carbon titanium alloy fan blade of British Rolls Royce[J]. China Titanium Industry, 2014(4): 52.
- [5] 崔智勇, 王波, 龙波, 等. CMC 复合材料涡轮转子叶片结构设计[J]. 机械工程师, 2017(3): 33-35.
- [6] CUI Zhiyong, WANG Bo, LONG Bo, et al. Study on structural design of CMC compound material turbine rotor blade[J]. Mechanical Engineer, 2017(3): 33-35.
- [7] 陈捷. 我国新型轻质航空航天用高镍钛铝合金将步入产业化[J]. 金属世界, 2008(2): 55.
- [8] CHEN Jie. China's new lightweight high-niobium titanium aluminum alloy for aerospace will enter industrialization[J]. Metal World, 2008(2): 55.
- [9] 朱剑琴, 赵超凡, 邱璐, 等. 热障涂层在涡轮叶片应用中的热防护有效性[J]. 航空动力学报, 2019, 34(11): 2503-2508.
- [10] ZHU Jianqin, ZHAO Chaofan, QIU Lu, et al. Thermal protection effectiveness of thermal barrier coatings in turbine blade applications[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(11): 2503-2508.
- [11] 杨钦. 气膜冷却结构对高压涡轮导叶冷却及气动性能影响的研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2019.
- [12] YANG Qin. Study on the influence of film cooling structure on the cooling and aerodynamic performance of high press turbine vane[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2019.
- [13] 刘亮亮. 带横流涡轮叶片前缘冲击冷却流动和换热的研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2018.
- [14] LIU Liangliang. Research on flow and heat transfer of impingement cooling in turbine blade leading edge with crossflow[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2018.
- [15] 张浩, 李录平, 唐学智, 等. 重型燃气轮机涡轮叶片冷却技术研究进展[J]. 燃气轮机技术, 2017, 30(2): 1-7.
- [16] ZHANG Hao, LI Luping, TANG Xuezhi, et al. Review of heavy-duty gas turbine blade cooling technology[J]. Gas Turbine Technology, 2017, 30(2): 1-7.
- [17] GOLDSTEIN R J. Film cooling[M]//Advances in Heat Transfer. Amsterdam: Elsevier Ltd, 1971, 7: 321-379.
- [18] BUNKER R S. A review of shaped hole turbine film-cooling technology[J]. Journal of Heat Transfer, 2005, 127(4): 441-453.
- [19] ZHANG J Z, ZHANG S C, WANG C H, et al. Recent advances in film cooling enhancement: A review[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2020, 33(4): 1119-1136.
- [20] GANZERT W, HILDEBRANDT T, FOTTNER L. Systematic experimental and numerical investigations on the aerothermodynamics of a film cooled turbine cascade with variation of the cooling hole shape: Part I—Experimental approach[C]//Proceedings of ASME Turbo Expo 2000: Power for Land, Sea, and Air. Munich, 2014.
- [21] WIEGHARDT K. Hotair discharge for deicing: FTS-919-Re[R]. AAF Translation, 1994.
- [22] GOLDSTEIN R J, ECKERT E R G, BURGGRAF F. Effects of hole geometry and density on three-dimensional film cooling[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1974, 17(5): 595-607.
- [23] GIEBERT D, GRITSCH M, SCHULZ A, et al. Film-cooling from holes with expanded exits: A comparison of computational results with experiments[C]//Proceedings of ASME 1997 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exhibition. Orlando, 2014.

- [16] THOLE K, GRITSCH M, SCHULZ A, et al. Flowfield measurements for film-cooling holes with expanded exits[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1998, 120(2): V004T09A010.
- [17] HAVEN B A, YAMAGATA D K, KUROSAKA M, et al. Anti-kidney pair of vortices in shaped holes and their influence on film cooling effectiveness[C]//*Proceedings of ASME 1997 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exhibition*. Orlando, 2014.
- [18] 郑杰, 张雅荣. 涡轮叶片内部冲击冷却与外部气膜冷却特性的研究 [M]. 武汉: 华中科技大学出版社, 2018.
- ZHENG Jie, ZHANG Yarong. Study on the internal impingement cooling and the external film cooling characteristics of turbine blades[M]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology Press, 2018.
- [19] 孟通, 朱惠人, 刘存良, 等. 气膜孔内流动结构对冷却效率的影响 [J]. *工程热物理学报*, 2019, 40(12): 2904-2911.
- MENG Tong, ZHU Hui ren, LIU Cunliang, et al. Influence of vortex within film cooling hole on film cooling efficiency[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2019, 40(12): 2904-2911.
- [20] 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 Jiang tao. Study on the physics of film-cooling effectiveness enhancement by the converging-expanding hole[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2008, 23(4): 598-604.
- [21] AZZI A, JUBRAN B A. Numerical modelling of film cooling from converging slot-hole[J]. *Heat and Mass Transfer*, 2007, 43(4): 381-388.
- [22] SARGISON J E, GUO S M, OLDFIELD M L G, et al. A converging slot-hole film-cooling geometry—Part 1: Low-speed flat-plate heat transfer and loss[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2002, 124(3): 453-460.
- [23] YAO Y, ZHANG J Z, TAN X M. Numerical study of film cooling from converging slot-hole on a gas turbine blade suction side[J]. *International Communications in Heat and Mass Transfer*, 2014, 52: 61-72.
- [24] YAO Y, ZHANG J Z. Investigation on film cooling characteristics from a row of converging slot-holes on flat plate[J]. *Science China Technological Sciences*, 2011, 54(7): 1793-1800.
- [25] HUANG Y, ZHANG J Z, WANG C H. Multiobjective optimization of round-to-slot film cooling holes on a flat surface[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2020, 100: 105737.
- [26] HUANG Y, ZHANG J Z, WANG C H. Shape-optimization of round-to-slot holes for improving film cooling effectiveness on a flat surface[J]. *Heat and Mass Transfer*, 2018, 54(6): 1741-1754.
- [27] LIU C L, ZHU H R, BAI J T, et al. Experimental and numerical investigation on the film cooling of waist-shaped slot holes comparing with converging slot holes[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2012, 134(1): 011021.
- [28] KIM J H, KIM K Y. Performance evaluation of a converging-diverging film-cooling hole[J]. *International Journal of Thermal Sciences*, 2019, 142: 295-304.
- [29] SAUMWEBER C, SCHULZ A. Free-stream effects on the cooling performance of cylindrical and fan-shaped cooling holes[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2012, 134(6): 061007.
- [30] OKITA Y, NISHIURA M. Film effectiveness performance of an arrow head-shaped film-cooling hole geometry[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2007, 129(2): 331-339.
- [31] YUSOP N M, ALI A H, ABDULLAH M Z. Computational study of a new scheme for a film-cooling hole on convex surface of turbine blades[J]. *International Communications in Heat and Mass Transfer*, 2013, 43: 90-99.
- [32] DHUNGEL A, LU Y P, PHILLIPS W, et al. Film cooling from a row of holes supplemented with anti vortex holes[C]//*Proceedings of ASME Turbo Expo 2007: Power for Land, Sea, and Air*. Montreal, 2009.
- [33] HEIDMANN J D, EKKAD S. A novel anti-vortex turbine film cooling hole concept[C]//*Proceedings of ASME Turbo Expo 2007: Power for Land, Sea, and Air*. Montreal, 2009.
- [34] 魏小峰, 吴宏. 带抑涡支孔结构新型气膜孔的实验研究 [J]. *航空科学技术*, 2015, 26(1): 49-54.
- WEI Xiaofeng, WU Hong. Experimental investigation on improvement of film cooling effectiveness with anti-vortex holes[J]. *Aeronautical Science & Technology*, 2015, 26(1): 49-54.
- [35] ZHOU J F, WANG X J, LI J, et al. Effects of diameter ratio and inclination angle on flow and heat transfer characteristics of sister holes film cooling[J]. *International Communications in Heat and Mass Transfer*, 2020, 110: 104426.
- [36] 孟通, 朱惠人, 刘存良, 等. 边倒圆型气膜孔流动换热特性研究 [J]. *推进技术*, 2018, 39(5): 1067-1076.
- MENG Tong, ZHU Hui ren, LIU Cunliang, et al. Experimental and numerical study on film cooling performance of radiusing-type hole[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(5): 1067-1076.
- [37] ZHANG G H, LIU J, SUNDÉN B, et al. Comparative study on the adiabatic film cooling performances with elliptical or super-elliptical holes of various length-to-width ratios[J]. *International Journal of Thermal Sciences*, 2020, 153: 106360.
- [38] DAI P, LIN F. Numerical study on film cooling effectiveness from shaped and crescent holes[J]. *Heat and Mass Transfer*, 2011, 47(2): 147-154.
- [39] ZHU R, SIMON T W, XIE G N. Influence of secondary hole injection angle on enhancement of film cooling effectiveness with horn-shaped or cylindrical primary holes[J]. *Numerical Heat Transfer, Part A: Applications*, 2018, 74(5): 1207-1227.
- [40] ZHANG X Z, HASSAN I. Film cooling effectiveness for an advanced-louver cooling scheme for gas turbines[J]. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2006, 20(4): 754-763.
- [41] LIU J S, MALAK M F, TAPIA L A, et al. Enhanced film cooling effectiveness with new shaped holes[C]//*Asme Turbo Expo: Power for Land, Sea, & Air*. Glasgow, 2010.
- [42] LEE K D, KIM K Y. Performance evaluation of a novel film-cooling hole[J]. *Journal of Heat Transfer*, 2012, 134(10): 101702.
- [43] YANG X, LIU Z, FENG Z. Numerical evaluation of novel shaped holes for enhancing film cooling performance[J]. *Journal of Heat Transfer*, 2015, 137(7): 071701.
- [44] KIM S M, LEE K D, KIM K Y. A comparative analysis of various shaped film-cooling holes[J]. *Heat and Mass Transfer*, 2012, 48(11): 1929-1939.

通讯作者: 张文武, 高级研究员, 博士生导师, 博士, 研究方向为自动控制、机电一体化、工艺系统与装备集成、激光加工工艺研究(激光打孔、激光冲击强化和激光焊接熔覆)和有限元仿真分析。

(下转第 61 页)

with femtosecond laser pulses[J]. Acta Photonica Sinica, 2014, 43(9): 104–109.

[20] KIM Y S, JEONG J Y, KWAK J S, et al. The effects of hole arrangement and density ratio on the heat transfer coefficient augmentation of fan-shaped film cooling holes[J]. Energies, 2021, 14(1): 186–201.

[21] 毕超, 郝雪, 刘孟晨, 等. 气膜孔

视觉测量系统的设计与搭建[J]. 计量学报, 2020, 41(7): 775–780.

BI Chao, HAO Xue, LIU Mengchen, et al. Design and establishment of the machine vision measuring system for film cooling holes[J]. Acta Metrologica Sinica, 2020, 41(7): 775–780.

[22] 王呈, 刘涛, 穆轩, 等. 航空发动机叶片气膜孔测量技术研究[J]. 计测技术,

2012, 32(5): 27–30.

WANG Cheng, LIU Tao, MU Xuan, et al. Research on aero engine blade film hole measuring technology[J]. Metrology & Measurement Technology, 2012, 32(5): 27–30.

通讯作者: 贾天卿, 教授, 博士生导师, 博士, 研究方向为超快激光加工与超快光场调控技术。

Process of Turbine Blade Film Cooling Holes by Nanosecond and Femtosecond Laser Pulses

JIANG Qilin, CAO Kaiqiang, CHEN Long, FENG Chaopeng, JIA Tianqing, SUN Zhenrong
(State Key Laboratory of Precision Spectroscopy, East China Normal University, Shanghai 200241, China)

[ABSTRACT] To meet the demand of strict process of turbine blade film cooling holes in aero-engine, a method was proposed and a system was set up based on nanosecond laser and femtosecond laser pulses. A 3D scanner was used to compensate errors of coordinates accurately in process of film cooling holes. Combining high-efficiency feature of 532nm nanosecond laser with high-precision feature of 400nm femtosecond laser, eighty-one film cooling holes were processed in each of stainless-steel turbine blades. Deviations of the diameter are kept within 10 μ m and the position errors are no more than 50 μ m. Profiles of film cooling holes are in good condition and no resolidified layer or microcracks are found under the detection of industrial computer tomography and high magnification microscope. High-quality film cooling holes are processed with no interference.

Keywords: Turbine blade; Film cooling; Nanosecond laser; Femtosecond laser; 3D scanner; Laser process technology

(责编 阳光)

(上接第 52 页)

Review on Advanced Film Cooling Hole Shapes

WANG Haitao, ZHANG Wenwu, GUO Chunhai

(Zhejiang Provincial Key Laboratory of Aeroengine Extreme Manufacturing Technology,

Ningbo Institute of Materials Technology & Engineering, Chinese Academy of Sciences, Ningbo 315201, China)

[ABSTRACT] The film cooling technologies can significantly improve the high temperature resistance of turbine blades. This paper focuses on film cooling technology, compares hole shapes at home and abroad, introduces the mechanism of the interaction between the main stream and the secondary flow, analyzes the influence of the cooling gas distribution on the film quality, and summarizes the effect of film cooling technology on aero-engine performance. A detailed discussion is carried out from the interactive flow field, hole shapes, hole accessory structure (tabs, slopes) and hole arrangements. There are four main routes for improving the cooling efficiency: (1) Reducing the strength of the kidney vortex; (2) Producing a pair of anti-kidney vortices; (3) Using groove structure; (4) Changing the outlet pressure distribution. Through the discussion and analysis of the hole shapes and accessory structures, it could provide guiding ideas for the optimal design of film cooling holes.

Keywords: Film cooling holes; Hole shapes; Hole arrangements; Tabs; Slopes; Cooling efficiency; Aerodynamic loss

(责编 阳光)