

航空发动机涡轮叶片气膜冷却孔设计与制备 技术研究进展

李世峰, 黄 康, 马护生, 陈帝云

(中国空气动力研究与发展中心 空天技术研究所, 四川 绵阳 621000)

摘 要:随着先进航空发动机对涡轮前燃气温度需求不断提升, 涡轮叶片高效冷却设计技术成为亟待解决的瓶颈技术, 而气膜孔冷却是涡轮叶片高效冷却设计的核心技术。本文基于航空发动机涡轮叶片采用耐高温复合材料与高效气膜冷却结构相结合的技术发展背景, 综述国内外相关研究工作的进展, 从涡轮叶片气膜孔的冷却机理、气膜孔的空间几何结构设计技术、气膜孔表面完整性制备技术等方面, 深入总结分析涡轮叶片气膜冷却设计与制备技术领域取得的科研成果, 重点论述了各国异型气膜冷却孔的设计与制备技术, 并提出我国在该技术上存在的差距及未来研究重点。

关 键 词: 涡轮叶片; 气膜孔; 设计技术; 制备技术; 研究进展

中图分类号: TG243 文献标识码: A DOI: 10.16146/j.cnki.rndlge.2022.09.001

[引用本文格式] 李世峰, 黄 康, 马护生, 等. 航空发动机涡轮叶片气膜冷却孔设计与制备技术研究进展[J]. 热能动力工程, 2022, 37(9): 1-11. LI Shi-feng, HUANG Kang, MA Hu-sheng, et al. Research progress on design and manufacture technologies of film cooling hole for aeroengine turbine blade[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2022, 37(9): 1-11.

Research Progress on Design and Manufacture Technologies of Film Cooling Hole for Aeroengine Turbine Blade

LI Shi-feng, HUANG Kang, MA Hu-sheng, CHEN Di-yun

(Institute of Aerospace Technology, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang, China, Post Code: 621000)

Abstract: Along with the requirement of continuous improvement of gas temperature in the front of turbine in advanced aeroengine, it is a bottleneck technology that the efficient turbine blade cooling design technology has become to be solved urgently, while the film hole cooling is the core technology of efficient cooling design for turbine blades. Based on the technology development background of the combination of high temperature resistant composite materials and efficient cooling, the research progress is generalized and analyzed from several aspects, which include the efficient cooling mechanism of film holes and the spatial geometric design method and the surface integrity preparation technology. Meanwhile, the research results of design and manufacture technologies are mainly summarized and analyzed, the risk problems are pointed out, and it is put forward to the future researching focus of the design and manufacture technologies of the film cooling hole.

Key words: turbine blade, film cooling hole, design technology, manufacture technology, research progress

引 言

气膜孔冷却技术是航空发动机涡轮叶片普遍采用的重要冷却形式,是通过在叶片上设计高效气膜冷却孔,使内腔冷气穿过气膜孔在叶身外壁面附近沿一定方向喷入主流,这股冷气在主流的压力和摩擦力作用下向下游弯曲,粘附在壁面附近形成温度较低的冷气膜,隔离高温燃气,并带走部分高温燃气或炽热火焰对壁面的辐射热量,从而起到良好的保护作用^[1]。涡轮叶片气膜冷却结构主要有圆柱形气膜孔和异型气膜孔。目前,圆柱形气膜孔已经广泛应用于涡轮叶片中,可显著降低涡轮叶片表面基体温度,有效提高涡轮叶片强度和寿命;但圆柱形气膜孔存在一些不足,随着气流动量比的增大,气膜很容易脱离壁面,降低了下游气膜覆盖的效果,同时圆柱形气膜孔沿展向的扩展能力较弱,若要获得比较好的气膜覆盖效果,必须加大开孔密度,而加大开孔密度对叶片的强度及寿命影响严重^[2-3]。因此,涡轮叶片气膜孔的高效冷却机理、空间几何结构、制备技术,及其对叶片强度及寿命的影响机理成为该领域的技术难点。

真实叶片的气膜冷却效率不仅受设计技术限制,同时受加工制造技术的制约^[4]。因为气膜孔加工技术直接决定气膜孔设计与制造的符合性,直接影响气膜孔的实际出口面积、流通能力等,这将影响气膜孔的隔热和冷却效果。另外,涡轮叶片在高温环境下,会受到极端热力载荷而发生局部塑性变形、蠕变变形、裂纹萌生,直至疲劳断裂,而气膜孔所在位置、内表面完整性欠佳处恰是上述问题爆发的集中区,其孔边应力集中、敏感,且表面完整性差可直接诱发叶片过早失效。

因此,气膜设计技术既要满足高效冷却的要求,又要满足特定空间几何结构与孔表面完整性技术相兼容的双重任务,即只有实现涡轮叶片气膜孔的高效冷却设计与孔表面完整性加工技术的有机结合,才能满足航空发动机涡轮叶片综合发展的需要。故本文重点论述了国内外涡轮叶片各种气膜冷却孔的设计与制备技术,并指出与国际相比我国涡轮叶片

气膜冷却结构设计与制备技术存在的差距及未来研究重点。

1 涡轮叶片气膜冷却结构设计技术的研究现状

美国用于第四代 F22 战斗机发动机的涡轮前燃气温度 1 850 ~ 1 950 K,同时美国下一代先进军用航空发动机的涡轮进口温度将会超过 2 200 K。国内现有军用航空发动机和高效率先进民用航空发动机的涡轮进口燃气温度与国外水平相当,未来涡轮进口燃气温度还会更高,将远远超过涡轮叶片目前所用的超级耐热合金材料的耐热极限,这给涡轮叶片的高效冷却设计带来了严重的挑战^[5]。因此,为了保证涡轮叶片在超限高温服役环境下有足够的安全可靠性和服役寿命,进一步降低涡轮叶片表面基体温度,成为先进航空发动机涡轮设计的技术堡垒。

突破这一技术瓶颈,有两个解决途径,一方面是研发承温能力更高的材料,另一方面是采用高效先进的冷却设计技术。据统计,航空发动机推重比从 6 提升到 8,其中 70% 的因素依靠气动热力学和结构强度设计技术,30% 靠新材料、新工艺的应用;推重比从 8 提升到 10,有 60% 依靠气动热力学和结构强度设计技术,40% 靠新材料、新工艺的应用;而从 10 提升到 15,则有 50% 依靠气热力和结构强度设计技术,50% 靠新材料、新工艺的应用^[5]。

1.1 国外气膜冷却孔设计技术发展概况

目前,国外学者在涡轮叶片上设计先进高效的气膜冷却孔,其主要形状从圆柱孔演变为简单异型孔和复杂异型孔,经验证表明:通过使用异型气膜孔冷却技术,已经使航空发动机的总体冷却效率得到明显提高。相比于传统的圆柱形气膜孔,异型气膜孔具有较好的展向扩展特性和气膜覆盖效果。在国外,应用到航空发动机涡轮叶片上气膜孔结构形式繁多,但其目的都是通过改变气膜孔出口处的流动状态,达到消除涡系对气膜覆盖的影响。表 1 给出了几种典型的气膜孔的结构。其中广泛研究和应用的孔形主要集中在圆柱形气膜孔、扇型气膜孔、前扩展扇型气膜孔、侧扩展扇型气膜孔等。

表 1 典型气膜孔结构形式

Tab. 1 Typical configuration of abnormal gas film holes

类型	空间几何结构
圆柱形气膜孔	
扇型气膜孔	
前扩展扇型气膜孔	
两侧扩展扇型气膜孔	
圆锥型气膜孔	
哑铃型气膜孔	

Kim 等人^[6]将多种异型气膜孔(包括扇型气膜孔、哑铃型气膜孔)与圆柱形气膜孔的气膜覆盖效果进行了对比,如图 1 所示。研究结果显示:异型气膜孔的气膜覆盖效果明显好于圆柱形气膜孔,主要原因是异型气膜孔能够有效抑制腰形对涡的发展,使冷气向展向扩展,并在下游形成大面积覆盖。

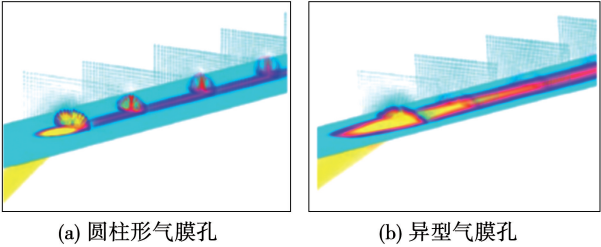


图 1 圆柱形气膜孔与异型气膜孔覆盖效果对比图^[6]

Fig. 1 Comparison of the covering effects of special-shaped gas film holes^[6]

Bunker 等人^[7]对圆柱形气膜孔和两侧扩张扇型气膜孔的流动特性进行对比研究。图 2 为不同吹风比 M 下圆柱形气膜孔和两侧扩张扇型气膜孔的气膜覆盖效果云图, D 表示孔径, X/D 表示叶片气膜孔沿展向的相对位置。由图可见,两侧扩张扇型气膜孔的气膜覆盖效果明显优于圆柱形气膜孔,其两侧边缘产生的角涡对腰形对涡有很好的抑制作用,两侧扩张的结构更加能够促进冷气向展向扩展,增强覆盖效果。

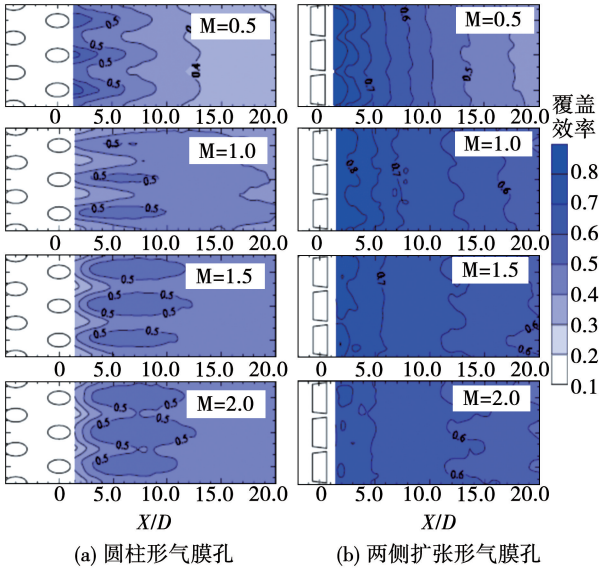


图 2 圆柱形气膜孔和异型气膜孔的气膜覆盖效果云图^[7]

Fig. 2 Cloud diagrams of the covering effects of special-shaped gas film holes^[7]

Goldstein 等人^[8]研究了孔形对气膜冷却效果的影响,研究结果表明,相对于圆柱形孔,扇型孔的气膜覆盖范围大,平均冷却效率大幅度提高。Makki 等人^[9]研究了前倾扇型孔以换热系数比表示的气膜冷却效果,研究发现,相对于圆柱形孔,前倾扇型孔的冷却效果提高了约 20%。Sen 等人^[10]研究了复合倾斜的前倾扩张孔的换热系数和冷却效率,结果表明,相对于圆柱形孔,前倾扩张孔的冷却效率在展向分布更加均匀,冷却效率值也更高。Gritsch 等人^[11]分别研究了圆孔、扇型孔(无后倾角)和后倾型扇型孔(有后倾角)的进出口面积比、孔长径比、孔间距、出口覆盖比、复合角等因素对气膜冷却效果的影响,发现在所有因素中孔间距对气膜冷却影响最显著。Haydt 等人^[12-13]分别研究了后倾型气膜孔的后倾角和扩张段长度对气膜冷却的影响,研究

发现,增大后倾角的角度会改善气膜冷却效果。Li 等人^[14]通过对圆孔、扇型孔、后倾型扇型孔等 5 种孔形进行对比指出,肾形涡主要受孔内形成的涡和气膜孔出口结构的影响。Haydt 等人^[15]验证了带复合角的成型孔在不同吹风比下的气膜冷却效果,发现复合角 60° 的气膜孔冷却效果最好。

通过以上对国外新型气膜冷却结构研究现状的分析可以看出:发展和创新异型气膜孔结构是提高气膜冷却效果最有效的途径之一;国外先进航空发动机涡轮叶片上已广泛采用扇型或前扩展扇型气膜孔,并取得良好的综合冷却效果。图 3 为 CFM56 发动机采用带扇型气膜孔的涡轮叶片。



图 3 带扇型气膜孔的 CFM56 发动机涡轮叶片

Fig. 3 Fan-shaped gas film holes on the turbine blades of CFM56 engine

1.2 国内气膜冷却孔设计技术发展概况

相比国外,我国的气膜冷却技术研究起步较晚,尤其在非圆柱形孔气膜冷却特性的研究方面,由于受气膜孔制备技术的制约,非圆柱形孔的应用受到了限制,因此相关的研究较少。直到上世纪末,随着气膜孔制备技术的发展,涡轮叶片异型气膜孔的研究才逐渐增多。魏建生^[2]、蒋雪辉^[16]、张浩^[17]、杨彬等人^[18]、杨成凤等人^[19]分别对圆柱形孔的气膜冷却特性进行了全面、深入的研究,研究表明:相对于无气膜冷却的叶片,圆柱形气膜孔显著提高了涡轮叶片的冷却效果。

基于以上认识,学者们提出了进一步改善气膜冷却效果的方法,大致分两类:一是不改变孔形,仅在圆柱形孔的出口处设置一些特殊的结构,如凹坑、横槽、突片、突脊等^[7,20],从而改变射流的流动结构,使射流更好地贴附在壁面上;二是改进孔的形状。文献^[21]在收缩缝形孔的基础上进行改进,使其成为腰形孔,研究结果表明,与收缩缝形孔相比,腰形孔结构能够让更多冷气从出口两侧进入主流,增加

了气膜的展向覆盖范围。翟颖妮等人^[22]对圆柱形孔、扇型孔等孔形的气膜冷却特性进行了系统的实验研究,研究得出各项性能综合较好的异型气膜孔是扇型孔、前倾扇型孔,其结构如图 4 所示。前倾扇型孔在不同吹风比 M 下的气膜冷却效率分布云图如图 5 所示, D 表示孔径, Y/D 叶片气膜孔沿径向的相对位置。

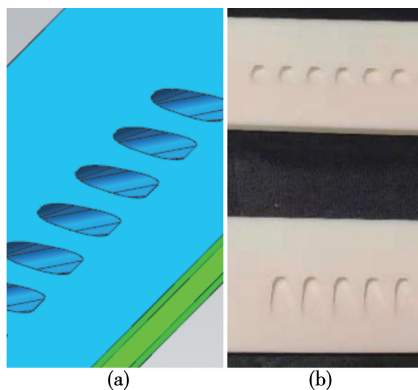


图 4 扇型气膜孔结构示意图^[22]

Fig. 4 Schematic diagram of fan-shaped film hole^[22]

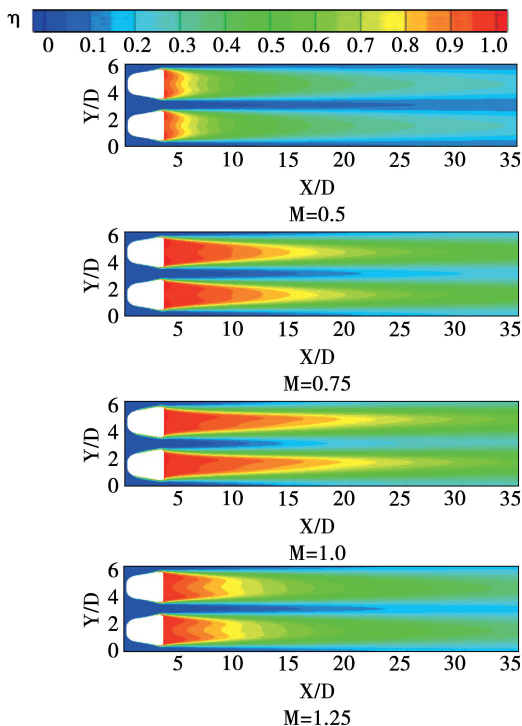


图 5 前倾扇型孔气膜冷却效率分布云图^[22]

Fig. 5 Cloud diagram of film cooling efficiency distribution in a forward-inclined sector hole^[22]

郭文等人^[23]开展了窄缝形气膜孔(见图 6)在

涡轮叶片上应用的模型试验研究,并与圆柱形气膜孔进行了对比,研究表明,窄缝形气膜孔的冷却效率明显高于圆柱形。

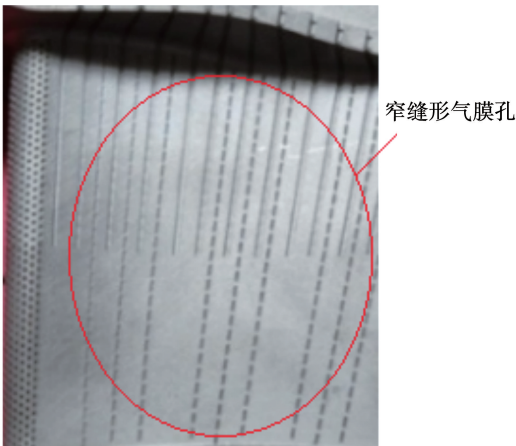


图 6 窄缝形孔形貌图^[23]

Fig. 6 Morphology of narrow slit-shaped film hole^[23]

从国内学者的研究结果来看,与圆柱形气膜孔相比,异型气膜孔有效抑制了肾形涡沿展向的发展,异型气膜孔具有明显优于圆柱形孔的气膜冷却效率。目前国内航空发动机涡轮叶片上已有综合使用圆柱形和异型气膜孔的应用案例,并取得了良好的综合冷却效果,图 7 所示为国内某型发动机的涡轮叶片采用圆柱形和扇型组合式气膜孔结构。

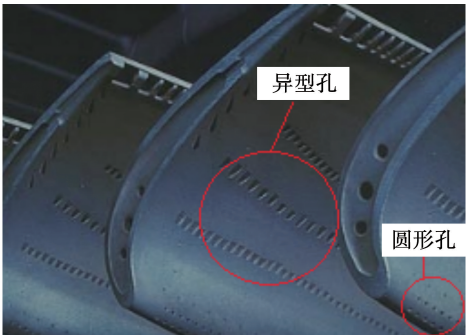


图 7 综合气膜孔在涡轮叶片上的应用

Fig. 7 Application of integrated gas film hole on blade

2 涡轮叶片气膜孔制备技术的研究现状

气膜孔制备技术一定程度上决定着涡轮叶片的使用寿命,尤其是气膜孔的内表面质量,可直接诱发叶片服役中过早萌生裂纹或提前失效,是诱发裂纹的重要因素,故气膜孔制备技术是涡轮叶片研制流

程中的一道重要工序。

迄今为止,针对不带热障涂层的等轴晶和定向晶合金涡轮叶片的气膜孔制备,美欧等西方航空强国、俄罗斯和我国主要采用电火花+磨粒流的加工方法,并成功应用到各种型号中。而针对不带热障涂层的单晶合金涡轮叶片的气膜孔制备,美欧等国普遍采用激光制孔技术,俄罗斯主要采用电火花+磨粒制孔技术,均已广泛应用到型号产品中;我国主要采用电液束流和激光加工方法,目前已完成技术攻关并在型号示范中应用。针对带热障涂层的单晶合金涡轮叶片的气膜孔制备,美欧等国普遍采用“先涂层后激光制孔”技术,俄罗斯主要采用“先电火花制孔后涂层”工艺路线,均已广泛应用到型号产品中;而我国目前主要采用“先制孔后涂层”的加工方法,而“先涂层后激光制孔”的技术攻关已取得了重大突破,虽然已完成部件验证,但尚未用到型号发动机中。

2.1 不带热障涂层的涡轮叶片气膜孔制备技术

气膜孔的制造首先要实现先进的冷却结构形状,同时需要控制孔内表面制备质量。国内外航空发动机涡轮叶片气膜孔制备技术大体分为以下几类:

(1) 电火花制孔技术。电火花制孔技术是一种利用火花放电蚀除金属的原理,用工具电极对工件进行脉冲放电,实现难加工材料和形状复杂零件加工的方法。其优点是,电火花制孔深径比可达 300:1,精度可达 $\pm 0.03\text{ mm}$,表面粗糙度约为 $Ra\ 3.2\ \mu\text{m}$,加工效率较高;缺点是,孔越深精度越差,电极损耗大,且表面易产生重铸层和不规则的微裂纹等严重的表面缺陷^[24],如图 8 所示。电火花制孔电极会受热熔化、气化,引发电极直径和长度损耗,由于电极顶端直径变化形成一定锥角,影响气膜孔的实际尺寸精度,因此需要对电极顶端定期修整或置换。胡萌等人^[25]研究了电火花加工气膜孔时不同工艺参数对重熔层的影响,研究表明,在相同脉冲宽度、脉冲间隔的情况下,加工电流越大,重熔层厚度越大。王侃^[26]从电介质击穿原理、材料去除机理和能量分配等方面,探索微细电火花加工中的尺度效应产生的原因,进而调节并利用尺度效应,更好控制微细孔加工精度。

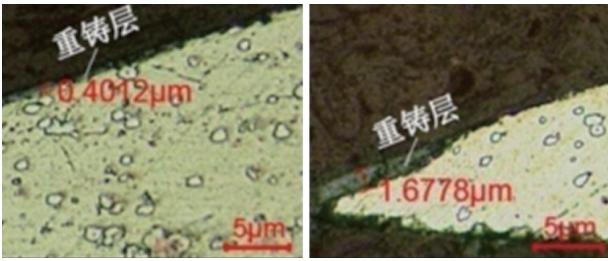


图 8 电火花制孔纵剖面形貌^[24]

Fig. 8 Profile of electrospark drilling^[24]

(2) 超声加工技术。该技术是利用电极等工具通过磨料在超声频振动下磨削加工材料的一种工艺方法,属于微磨削加工技术。尹大鹏^[27]通过超声波的震动能量控制磨具,实现对小孔的冲击、振动、抛磨、脉冲加工。目前国内外超声加工的最小孔径可达到 0.15 mm,加工精度可达到 ± 0.02 mm,表面粗糙度不大于 $Ra\ 0.8\ \mu\text{m}$ 。

(3) 高能束流制孔技术。该加工技术广泛用于加工超硬或绝缘材料等难以机械加工的材料,利用高能激光束、离子束和电子束,通过熔融方式使材料组织发生变化、熔化、气化的加工方法。

①干式激光制孔技术

在气体环境下采用激光,以熔化溅射为主的制孔方法,具有加工速度快、热影响区大的特点,但易产生背伤、孔内表面重熔层、孔锥度等加工缺陷,导致孔表面完整性欠佳等问题。美国 GE 公司 Ma 等人^[28]已将干式激光制孔技术成功应用于航空发动机单晶涡轮叶片气膜孔加工中;英国利物浦大学 Semaltianos 等人^[29]使用飞秒激光实现对镍基高温合金材料的加工研究。国内贾海妮^[30]、张晓兵等人^[31]均开展了相关研究,突破了相关关键技术,但仅限于试验件方面的研究。冯朝鹏^[32]研究了复杂曲面激光微细加工方法,提出复杂曲面加工定位和误差补偿的方法。王祯等人^[33]针对采用电火花、电液束及长脉冲激光加工技术制备航空发动机单晶涡轮叶片气膜孔,对比分析了加工品质、加工精度或加工效率等方面的优势与不足,并指出飞秒激光技术可为单晶叶片高品质气膜孔加工提供解决方案。赵华龙等人^[34]提出采用超快激光环切与螺旋扫面的

气膜孔表面完整成形方法,实现了无热效应气膜孔加工。

与电火花制孔相比,干式激光制孔后的孔口、孔内表面质量显著提高,图 9 为电火花制孔与激光制孔的孔形貌对比,但该技术至今尚未应用到型号发动机涡轮叶片气膜孔制备过程中。

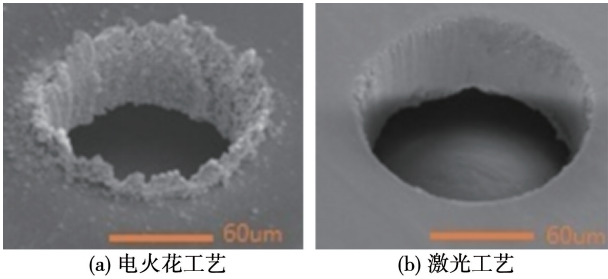


图 9 电火花制孔与激光制孔的孔形貌

Fig. 9 Morphology of electro-spark and laser drilling

②射流型水助激光制孔技术

相比于干式激光制孔技术,水助激光制孔技术可实现零锥度、无热影响区、无背伤、孔内表面完整性较好等优点,因此水助激光制孔技术受到广泛关注。欧洲 SYNOVA 公司率先发展射流型水助激光制孔技术,该技术是通过将激光聚焦进高压水腔的微小喷嘴内,由喷嘴在空气中射出层流水柱,将激光传递到工件上进行加工,目前,GE 公司和 SYNOVA 公司已将该技术成功应用于涡轮叶片气膜孔的制造^[35]。图 10 为干式激光与水助激光制孔形貌的对比图。

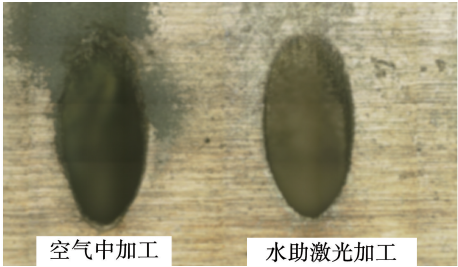


图 10 干式激光与水助激光制孔形貌对比图

Fig. 10 Comparison of hole morphology between dry laser and water-assisted laser drilling

张文武等人^[36]正在开展相关关键技术攻关研究,研究表明,水助激光加工无重铸层,最大热影响

区小于3 μm ,并指出下一步该技术将被应用到型号产品中。图 11 给出水助激光热影响区深度。

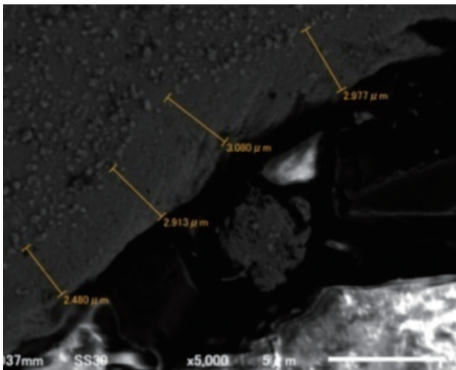


图 11 水助激光热影响区深度^[36]

Fig. 11 Depth of heat affected zone of water-assisted laser^[36]

③电化学制孔技术

电液束制孔技术就是采用特殊制造的玻璃管喷嘴作为加工工具,在喷嘴管腔中内置一根金属丝作为导体使电解液通电,通过电化学反应去材。美国 GE 公司已具备加工直径 0.2 ~ 0.8 mm、深径比大于 50 ~ 300 的制孔能力;德国的 Mauhias 等人^[37]采用电液束方法,在硬质合金上加工出了微细孔结构。国内,于文涛^[38]开展了电液束加工小孔和沟槽的试验研究;潘志福等人^[39]经过多年研究,已经将该技术成功应用于单晶涡轮叶片气膜孔加工,实现了孔内表面无重熔层、无热影响区、无微裂纹的“三无”状态,孔加工精度达 $\pm 0.01\text{ mm}$,但加工速度较慢,且孔表面极易出现台阶、棱线等影响表面质量的缺陷,内表面形貌如图 12 所示。同时,加工过程若出现玻璃管喷嘴损坏,新玻璃管喷嘴重新对刀难度较大,极易出现加工尺寸超差、孔口变形等问题。

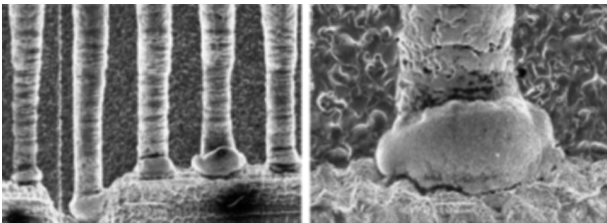


图 12 电液束制孔的内表面形貌^[39]

Fig. 12 Internal surface topography of electro-hydraulic beam drilling^[39]

文献[40]采用电化学加工方法,完成对高温合金等难加工材料的加工。研究发现,电化学加工后的小孔不存在热影响区、重铸层和微裂纹等缺陷,孔表面质量较高;但电解加工较厚工件时,小孔往往呈现一定的锥度,影响加工精度;同时,电解加工效率较低,微小孔加工所耗时间较长,无法实现大规模的群孔加工。

(4) 组合/复合制孔技术

针对不同的材料,美国 GE 公司、英国 Rolls-Royce 公司等科研和生产机构,均已开发出激光与电火花的复合制造工艺;英国某科研机构研发出超声波与电火花复合制造工艺,用于不同性质材料的制孔。目前美国 GE 与英国 Rolls-Royce 公司合作,将复合制孔技术应用到 SiC_f/SiC 复合材料的低压涡轮静子叶片上,并安装在 GE/Rolls-Royce F136 发动机上,于 2010 年开始首飞测试,复合制造工艺制孔的形貌如图 13 所示^[41]。

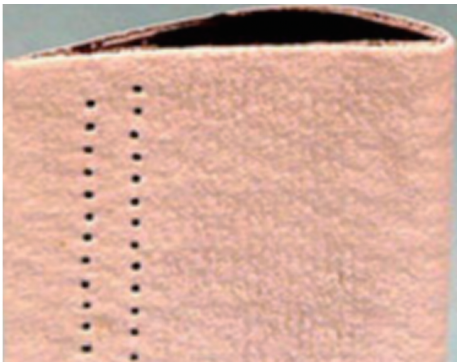


图 13 复合材料涡轮叶片复合制孔的形貌

Fig. 13 Morphology of composite hole-making for composite turbine Blade

英国爱丁堡大学 J. A. McGeough 等人^[42]通过电火花-电解复合制备工艺的研究,证明了不同参数对加工效果的影响。日本东京大学 Masuzawa 等人^[43]以去离子水为电解液进行电火花-电解复合制孔方法的研究,目标是通过电解法去除火花制备过程的表面缺陷。新加坡国立大学 Nguyen 等人^[44]通过微细电火花-电解复合制备技术研究,最终实

现孔表面高质量的制备效果。国内,刘欣^[45]采用电化学磨削和电火花电解复合加工的方法,成功消除了孔内表面的重熔层。张强^[46]提出了一种激光-高温化学复合制备微孔的工艺方法;杭雨森^[47]、陶筱天^[48]以低电导率的中性盐溶液为工质液,采用电火花-电解组合加工方法,实现单晶高温镍基材料微小孔的无重铸层加工。

2.2 带热障涂层的涡轮叶片制孔技术

国际上,美国 GE 公司、英国 Rolls-Royce 公司等航空发动机研制机构已将“先涂覆热障涂层,后激光制备气膜孔”技术广泛成功应用到型号产品中,彻底解决了气膜孔因工艺因素导致的冷却能力下降问题。图 14 所示为 CF56 发动机先涂层后制孔的涡轮叶片。

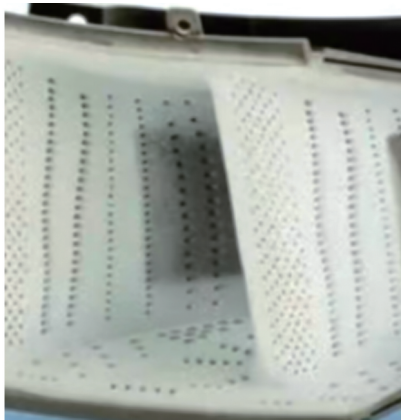


图 14 CF56 发动机的先涂层后制孔的涡轮叶片
Fig. 14 "Coating before drilling" appearance of CF56 turbine blade

在带热障涂层的涡轮叶片上加工气膜孔是长期困扰国内业界的难题。目前,国内不论服役还是在研的发动机涡轮叶片的气膜孔加工,均采用“先制孔后涂层”方法。但是“先制孔后涂层”会导致气膜孔缩孔,据统计,缩孔率高达 15% ~ 20%,实际孔径 0.35 ~ 0.4 mm 的孔涂覆涂层后,出口孔径变为 0.25 ~ 0.3 mm。同时“先制孔后涂层”会改变气膜孔出口原始几何形貌,直接造成气膜孔的出口面积减少、流通能力降低,严重影响气膜孔的冷却效果。图 15 给出先制孔后涂层叶片的形貌。

涡轮叶片在高温、高压、高转速工作条件下,会

受到极端载荷的影响而发生局部塑性变形、蠕变、萌生裂纹,直至疲劳断裂,而气膜孔位置更是上述问题的集中爆发区,其孔边应力集中且孔内表面质量变差,可直接诱发过早萌生裂纹。图 16 所示为裂纹起源于气膜孔边缘的故障叶片。为了满足航空发动机涡轮叶片高效冷却和安全可靠的迫切需要,国内研究机构及学者们做了大量的研究工作。贾海妮、张晓兵等人^[31-32]、张文武等人^[36]已突破“先涂层后制孔”关键技术,后续将应用到型号发动机中。图 17 所示为国内某在研在先涂层后制孔的涡轮叶片。同时,谢天海^[49]已开展了 EB-PVD 涂层零件的磨料冲蚀和电火花组合加工的试验研究,先在热障涂层上进行磨料冲蚀加工,再在冲蚀孔的位置上进行电火花穿孔加工,探索先涂层后制孔的气膜孔加工方法。



图 15 国内在研发动机先制孔后涂层叶片形貌
Fig. 15 Blade morphology of "drilling before coating"



图 16 裂纹起源于气膜孔边缘的故障叶片
Fig. 16 Fault blade with the crack originated from the edge of the gas film hole



图 17 国内某预先研究发动机的先涂层后制孔的
涡轮叶片

Fig. 17 "Coating before drilling" appearance of
domestic turbine blade

3 结论与展望

(1)通过多年研究积累,我国已在涡轮叶片异型气膜孔设计和制备技术方面取得突破性的进步。但与发达国家相比仍存在较大差距,主要体现在异型气膜孔综合高效冷却设计方法、基于抗疲劳的异型气膜孔空间几何结构优化、“先涂层后制孔”加工方法下孔内表面完整性制备与智能检测技术等领域的基础研究薄弱。

(2)在未来研究中,应集耐更高温度的复合材料研发和更高效的气膜冷却设计技术于一体,深入开展带热障涂层涡轮叶片异型气膜孔的气动传热与表面完整性制造基础科学问题研究,揭示异型气膜孔的外部气动传热机理及对叶片振动疲劳的作用机理,突破面向“先涂层后制孔”的孔内表面完整性制造方法,建立涡轮叶片气膜孔表面完整性智能评价标准。

参考文献:

[1] 朱惠人. 复合式气膜冷却实验及数值计算[D]. 西安:西北工业大学,2000.

ZHU Hui-ren. Experiment and numerical calculation of compound film cooling[D]. Xi'an:Northwest Polytechnic University,2000.

[2] 魏建生. 高效异型气膜冷却结构流动与换热特性研究[D]. 西安:西北工业大学,2018.

Wei Jian-sheng. Study on the flow and heat transfer characteristics of high efficiency shaped film cooling structures[D]. Xi'an:Northwest Polytechnic University,2018.

[3] 李广超. 压力梯度和气膜孔布局对气膜冷却特性的影响[D]. 西安:西北工业大学,2008.

LI Guang-chao. Effects of pressure gradient and film hole layout on film cooling characteristics[D]. Xi'an:Northwest Polytechnic University,2008.

[4] 张强,贺斌. 飞秒激光带热障涂层叶片气膜孔加工技术研究进展[J]. 航空科学技术,2018,29(2):9-14.

ZHANG Qiang,HE Bin. Development of gas film holes machining on turbine blades with thermal barrier coating by femtosecond laser[J]. Aeronautical Science & Technology,2018,29(2):9-14.

[5] 林左鸣. 战斗机发动机的研制现状和发展趋势[J]. 航空发动机,2006(1):1-8.

LIN Zuo-ming. The current development and future trends of fighter engines[J]. Aeroengine,2006(1):1-8.

[6] KIM S,LEE K,KIM K. A comparative analysis of various shaped film-cooling holes[J]. Heat and Mass Transfer,2012,48(11):1929-1939.

[7] BUNKER R S. Film cooling effectiveness due to discrete holes within a transverse surface slot[C]//ASME Turbo Expo 2002: Power for Land,Sea,and Air;GT2002-30178.

[8] GOLDSTEIN R J,ECHERT E R,BURGGRAF F. Effects of hole geometry and density on three-dimensional film cooling[J]. Journal of Heat and Mass Transfer,1974,17:595-607.

[9] MAKKI Y H,JAKUBOWSKI G. An experimental study of film cooling from diffused trapezoidal shaped holes[C]//AIAA Paper 86-1326,1986.

[10] SEN B,SCHMIDT D L,BOGARD D G. Film cooling with compound angle holes:heat transfer[J]. ASME Journal of Turbomachinery,1996,118:800-806.

[11] GRITSCH M,COLBAN W,SCHER H,et al. Effect of hole geometry on the thermal performance of an-shaped film cooling holes[J]. Journal of Turbomachinery,2005,127(4):549-556.

[12] HAYDT S,LYNCH S P,LEWIS S. The effect of a meter-diffuser offset on shaped film cooling hole adiabatic effectiveness[J]. Journal of Turbomachinery Transactions of the ASME,2017,139(9):091012.

[13] HAYDT S,LYNCH S P,LEWIS S. The effect of area ratio chan-

- ges via increased hole length for shaped film cooling holes with constant expansion angles[J]. Journal of Turbomachinery, 2018, 140(5): 051002–051013.
- [14] LI W, LI X, REN J, et al. Large eddy simulation of compound angle hole film cooling with hole length-to-diameter ratio and internal crossflow orientation effects[J]. International Journal of Thermal Sciences, 2017, 121: 410–423.
- [15] HAYDT S, LYNCH S P. Cooling effectiveness for a shaped film cooling hole at a range of compound angles[J]. Journal of Turbomachinery, 2019, 141(4): 041005–041014.
- [16] 蒋雪辉. 非定常尾迹对气膜冷却影响的研究[D]. 北京: 中国科学院研究生院(工程热物理研究所), 2004.
- JIANG Xue-hui. A research on the effects of unsteady wakes on film cooling[D]. Beijing: Chinese Academy of Sciences (Institute of Engineering Thermal Physics), 2004.
- [17] 张 浩. 基于代理模型的异型气膜孔设计优化方法及实验验证[D]. 北京: 清华大学, 2019.
- ZHANG Hao. Surrogate model based optimization of shaped film cooling hole and experimental validation[D]. Beijing: Tsinghua University, 2019.
- [18] 杨 彬, 徐国强, 丁水汀. 旋转状态下气膜冷却模型的数值模拟[J]. 北京航空航天大学学报, 2008, 34(1): 51–54.
- YANG Bin, XU Guo-qiang, DING Shui-ting. Numerical study for film cooling characteristics on rotating model[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 34(1): 51–54.
- [19] 杨成凤, 张靖周, 陈利强. 前缘突脊倾斜气膜冷却效果的实验[J]. 工程热物理学报, 2008, 29(7): 1174–1176.
- YANG Cheng-feng, ZHANG Jing-zhou, CHEN Li-qiang. Experimental investigation on film cooling effectiveness of the declining holes with tabs-ridged[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2008, 29(7): 1174–1176.
- [20] WANG Q W, ZHANG D H, SUN L, et al. Film cooling from a row of holes with both ends embedded in transverse slots[C]//ASME Paper GT2008–51501, 2008.
- [21] LIU C, ZHU H, BAI J, et al. Film cooling performance of converging-slot holes with different exit-entry area ratios[J]. Journal of Turbomachinery, 2011, 133(1): 81–88.
- [22] 翟颖妮, 刘存良. 高主流湍流度下大倾角异型气膜孔冷却特性实验研究[J]. 西安交通大学学报, 2017, 51(7): 16–23.
- ZHAI Ying-ni, LIU Cun-liang. Experimental study on the film cooling performance of odd-shaped film holes with large inclination angle under high turbulence intensity[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2017, 51(7): 16–23.
- [23] 郭 文, 王鹏飞. 涡轮叶片冷却技术分析[J]. 航空动力, 2020(6): 55–58.
- GUO Wen, WANG Peng-fei. Analysis of cooling configurations for turbine blade[J]. Aerospace Power, 2020(6): 55–58.
- [24] 梁 巍. 叶片气膜孔电火花和磨粒流组合加工工艺研究[D]. 大连: 大连理工大学, 2018.
- LIANG Wei. Study on the combined machining technology of EDM and abrasive flow for the gas film hole of blade[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2018.
- [25] 胡 萌, 刘遵友, 王 铁. 航空发动机高压涡轮叶片气膜孔电火花加工工艺参数对重熔层的影响[J]. 航空维修与工程, 2019(4): 85–87.
- HU Meng, LIU Zun-you, WANG Tie. Influences of the parameter on remelting layer of EDM for air film hole on high pressure turbine blades of aero-engine[J]. Aviation Maintenance & Engineering, 2019(4): 85–87.
- [26] 王 侃. 微细电火花加工过程中的尺度效应研究[D]. 济南: 山东大学, 2018.
- WANG Kan. Research on the scale effects in micro electrical discharge machining[D]. Jinan: Shandong University, 2018.
- [27] 尹大鹏. 航空发动机涡轮叶片冷却气膜孔加工技术[D]. 大连: 大连理工大学, 2013.
- YIN Da-peng. Machining technology of cooling air film holes on turbine blades of aero plane engines[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2013.
- [28] MA S, McDONALD J P, TRYON B, et al. Femtosecond laser ablation regimes in a single-crystal superalloy[J]. Metallurgical and Materials Transactions, 2007, 38(13): 2349–2357.
- [29] SEMALTIANOS N G, PERRIE W, et al. Femtosecond laser ablation characteristics of nickel-based superalloy C263[J]. Applied Physics A, 2009, 94(4): 999–1009.
- [30] 贾海妮. 航空叶片异型气膜孔飞秒激光加工方法研究[D]. 西安: 中国科学院研究生院, 2013.
- JIA Hai-ni. Technique research of femtosecond laser pulses for drilling the shaped micro-hole of turbine blades[D]. Xi'an: University of Chinese Academy of Sciences, 2013.
- [31] 张晓兵, 孙瑞峰. 二次法激光加工小孔技术[J]. 航空学报, 2014, 35(3): 888–890.
- ZHANG Xiao-bing, SUN Rui-feng. Sequential laser drilling technology[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35

(3):888-890.

[32] 冯朝鹏. 复杂曲面激光微加工研究[D]. 上海:华东师范大学,2020.

FENG Chao-peng. Laser micro-processing on complex surface [D]. Shanghai:East China Normal University,2020.

[33] 王 祯,杨泽南等. 单晶涡轮叶片气膜孔加工技术及其发展[J]. 特种铸造及有色合金,2019,29(8):838-842.

WANG Zhen, YANG Ze-nan. Progress in film hole processing method for single crystal turbine blades of aeroengine[J]. Special Casting & Nonferrous Alloys,2019,29(8):838-842.

[34] 赵华龙,周仁魁,赵鸿雁. 一种提高表面完整性的气膜孔成形方法[J]. 航空动力学报,2015,30(3):2066-2072.

ZHAO Hua-long, ZHOU Ren-kui, ZHAO Hong-yan. A forming method for improving surface integrity of film cooling holes[J]. Journal of Aerospace Power,2015,30(3):2066-2072.

[35] IMRAN M, MATIVENGA P T, GHOLINIA A, et al. Assessment of surface integrity of Ni superalloy after electrical-discharge laser and mechanical micro-drilling processes [J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology,2015(8):1-9.

[36] 张文武,郭春海,张天润. 涡轮叶片先进气膜冷却与相关激光打孔技术进展[J]. 航空制造技术,2016,22:26-28.

ZHANG Wen-wu, GUO Chun-hai, ZHANG Tian-run. Advanced film cooling technology of turbine blades and progress in relevant laser drilling technology [J]. Aeronautical Manufacturing Technology,2016,22:26-28.

[37] HACKERT-OSCHATZCHEN M, MEICHSNER G, ZINECKER M, et al. Micro machining with continuous electrolytic free jet [J]. Precision Engineering,2012,36(4):612-619.

[38] 于文涛. 电液束加工微小结构试验研究[D]. 大连:大连理工大学,2013.

YU Wen-tao. Experimental research on manufacturing of tiny structures by electrolyte jet machining [D]. Dalian:Dalian University of Technology,2013.

[39] 潘志福,张明岐,傅军英. 航空发动机高品质小孔电液束加工技术[J]. 航空制造技术,2015,58(23):64-66.

PAN Zhi-fu, ZHANG Ming-qi, FU Jun-ying. Electro stream machining technology of high quality hole in aero-engine[J]. Aeronautical Manufacturing Technology,2015,58(23):64-66.

[40] ROSENKRANZ C, LOHRENGEL M M. The surface structure during pulsed ECM of iron in NaNO_3 [J]. Electrochimica Acta, 2005,50(11):2009-2016.

[41] GAVALDA D O, AXINTE D A. Towards understanding the cutting and fracture mechanism in ceramic matrix composites[J]. International Journal of Machine Tools and Manufacture, 2017, 118-119:12-25.

[42] MCGEOUGH J A, BHALLA S, DE SILVA A K M, et al. Modeling and experiments on combined electrochemical and electrode's charge machining of metals[J]. Computer-Aided Production Engineering,2001,1:3-13.

[43] MASUZAWA T, KUO C L, FUJINO M. A combined electrical machining process for micro nozzle fabrication[J]. Pannals Manufacturing Technology,1994,43(1):189-192.

[44] NGUYEN M D, RAHMAN M, WONG Y S. Transitions of micro-EDM/SEDCM/micro-ECM milling in low-resistivity demonized water[J]. International Journal of Machine Tools & Manufacture, 2013,69:48-56.

[45] 刘 欣. 无再铸层小孔电火花—电解组合加工工艺研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2014.

LIU Xin. Research on EDM-ECM combined machining process for small-hole without recast layer [D]. Nanjing:Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2014.

[46] 张 强. 镍基高温合金微孔激光-高温化学复合加工技术研究[D]. 青岛:青岛理工大学,2019.

ZHANG Qiang. Study on microporous processing technology of nickel superalloy based on laser machining combined with high temperature chemical etching [D]. Qingdao:Qingdao University of Technology,2019.

[47] 杭雨森. 航空发动机单晶材料微小孔电火花-电解复合加工技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2018.

HANG Yu-sen. Research on micro-hole ECMD machining technology of single crystal material for aero-engine [D]. Nanjing:Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2018.

[48] 陶筱天. 电火花穿孔组合加工及再铸层研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2018.

TAO Xiao-tian. Research on EDM-based unitized drilling process and recast layer [D]. Nanjing:Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2018.

[49] 谢天海. EB_PVD 涂层零件的磨料冲蚀与电火花组合加工试验研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2020.

XIE Tian-hai. Experimental study on abrasive erosion and electric discharge combined machining of EB-PVD coated parts [D]. Nanjing:Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2020.