

滚压强化技术及在航空领域研究应用进展

王燕礼^{1,2}, 朱有利², 杨嘉勤¹

(1. 国营芜湖机械厂, 芜湖 241000;

2. 装甲兵工程学院装备维修与再制造工程系, 北京 100072)

[摘要] 金属疲劳和腐蚀失效是限制飞机日历寿命、影响航空安全的关键因素之一。滚压强化是一种常用的提高航空金属零部件疲劳强度和耐腐蚀性能的机械表面强化技术。总结了滚压强化技术的强化机理, 介绍了国内外专家学者对滚压强化技术的研究现状, 综述了该技术在航空领域的应用现状。可以预见, 随着滚压技术的不断突破, 其强化效果会越来越好, 应用领域会越来越广, 在提高航空安全保障的同时, 其价格优势会带来极大的经济效益。

关键词: 滚压强化; 航空; 残余应力; 表面形貌; 失效

Rolling Reinforcement Technology and Its Research Application Progress in Aviation Field

WANG Yanli^{1,2}, ZHU Youli², YANG Jiaqin¹

(1. State Wuhu Machinery Factory, Wuhu 241000, China;

2. Faculty of Remanufacturing Engineering, Academy of Armored Force Engineering, Beijing 100072, China)

[ABSTRACT] Metal fatigue and corrosion failure is one of the key factors that limit the daily life of aircraft, and affect aviation safety. Rolling reinforcement is a widely used mechanical surface strengthening technology which can improve the fatigue strength and corrosion resistance of aeronautical metal parts effectively. The strengthening mechanism of rolling technology is presented, the research status of rolling technology both at home and abroad is introduced, and at last the application status of rolling technology in aviation field is summarized. It can be seen that, with the continuous breakthrough of rolling technology, the strengthening effect will be getting better and better, and the application field will be more and more wide. Apart from the benefit of improving aviation safety and security, the low price advantage of rolling technology application can bring great economic profit.

Keywords: Rolling reinforcement; Aviation; Residual stress; Surface topography; Failure

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2018.05.075

航空金属构件因高周疲劳(High Cycle Fatigue, HCF)、腐蚀疲劳(Corrosion Fatigue)、微动疲劳(Fretting Fatigue)、异物损伤(Foreign Object Damage, FOD)、应力腐蚀开裂(Stress Corrosion Crack, SCC)等因素导致的失效严重影响航空安全, 预防或减少金属构件上述失效形式是航空领域的关键技术问题。据报道, 为确保航空安全, 美国空军每年的飞机腐蚀检查及维修费用超过 10 亿美元^[1], 美国军用飞机航空发动机 HCF 检查及维护费用超过 4 亿美元^[2], 耗资巨大, 而且随着飞机老龄化, 检查维护费用会进一步增加。另外, 对军机进行频繁的结构检查和维修, 会极大地影响机群战备。因此, 开发可提高金属构件抗疲劳性能、耐腐蚀性能、抗 SCC 性能的技术很有必要。

金属的 HCF、腐蚀疲劳、微动疲劳、SCC 等失效破坏往往是从构件表面开始, 影响这些失效形式的表面因素有表面粗糙度、残余应力、冷作硬化、表面组织状态等, 这些因素统称为构件的表面完整性^[3]。通过在构件表层引入残余压应力、降低表面粗糙度、改进表层微观结构的途径, 改善构件表面完整性, 改变构件表层性能, 提高构件抗 HCF、抗 SCC、耐腐蚀性能、耐磨损性能的机械表面强化技术, 如喷丸、孔挤压、超声冲击、滚压等, 因为具有不改变构件材料(降低成本)、不增加结构重量、强化效果明显等优势, 备受国内外学者青睐。

滚压强化是利用金属在常温状态下的冷塑性特点, 通过滚压工具对构件表面施加一定的压力, 促使构件表层金属发生弹塑性变形, 使表层组织冷作硬化, 改变表

层微观结构,引入残余压应力,降低表面粗糙度,达到改善构件的抗 HCF、抗 SCC、耐腐蚀、耐磨损等性能。滚压工艺可在数控或普通机床上完成,无污染、成本低、效率高、效果好、兼容性好,非常满足航空领域对提高构件相应性能的需求。

1 滚压强化机理研究

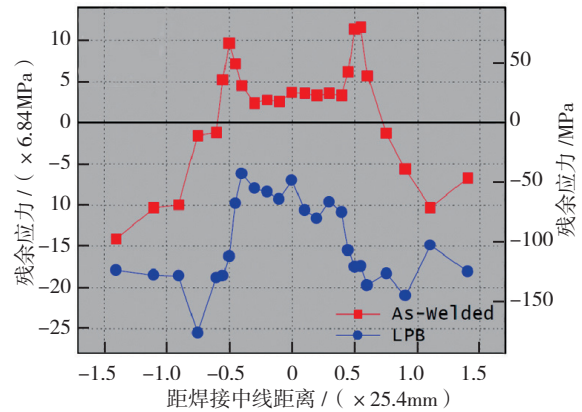
滚压强化技术自 1929 年在德国出现以来,早期对其研究主要集中在工艺优化。近年来,国内外学者分别从试验研究、解析分析和有限元模拟 3 个方面对滚压强化机理进行了深入研究。通常认为,在构件表层引入残余压应力、改变表层组织结构、有效减小表面粗糙度,是滚压提高构件抗 HCF、抗 SCC、耐腐蚀、耐磨损等不同性能的重要原因^[4]。

1.1 应力强化机理

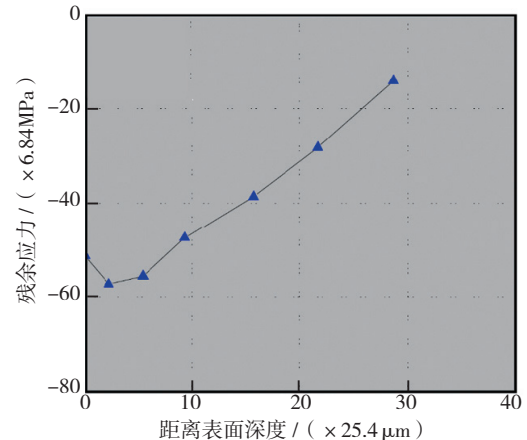
残余应力对材料的抗疲劳、抗 SCC 性能都有重要影响。不同的滚压技术,均可在构件表层引入残余压应力,区别在于残余压应力幅值和深度。在疲劳载荷作用下,滚压引入的残余压应力能够抵消一部分疲劳载荷的拉应力,降低构件的平均应力,有利于延长疲劳裂纹萌生寿命;当疲劳裂纹萌生后,残余压应力可降低裂纹尖端应力强度因子,减缓裂纹扩展速率,大深度高值残余应力甚至可以使应力强度因子小于材料的疲劳裂纹扩展应力强度因子门槛值,促使裂纹闭合^[5],进一步延长疲劳裂纹扩展寿命,从而有效提高构件的抗疲劳性能。图 1 是采用低塑性滚光技术(Low Plasticity Burning, LPB)处理 AA7050-T651 铝合金 FSW 焊缝的试验数据曲线,可以看到 LPB 处理消除了焊接残余拉应力且在表层引入残余压应力,使搅拌摩擦焊接构件抗 HCF 性能得以大幅提高^[6]。图 2 是采用超声深滚(Ultrasonic Assistant Deep Rolling, UADR)处理 TC4 材料前后断口疲劳辉纹的变化特征,可以看到经 UADR 处理后,疲劳条纹间距明显减小,这表明经 UADR 处理材料的裂纹扩展速率明显降低^[7]。拉应力和腐蚀介质共存是 SCC 的必要条件,在 SCC 问题中,残余应力的作用与载荷应力相同,残余拉应力的存在会使腐蚀速度加速,而残余压应力可以防止或减缓 SCC,提高构件抗 SCC 性能。

1.2 组织强化机理

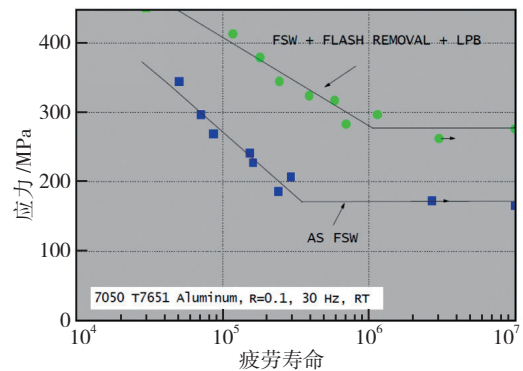
组织结构对材料的抗疲劳、耐磨损性能有着重要而复杂的影响^[8-9]。滚压时,构件表层材料发生循环塑性变形,导致表层组织结构发生变化,表现为晶粒细化、亚晶粒细化并增多、位错密度增大、晶面间距发生变化,形成胞状结构等不同程度的不同特征^[10]。在疲劳过程中,滑移是金属材料疲劳裂纹成核的重要过程,而上述滚压处理形成的表层材料微观结构变化,如晶粒细化、位错



(a) 处理前后残余应力分布

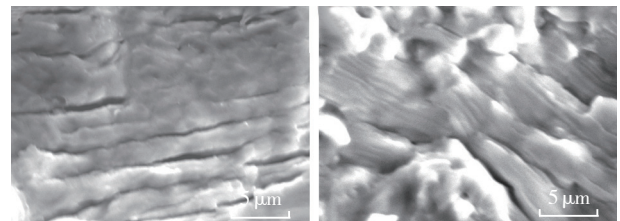


(b) 处理后残余应力沿深度分布



(c) 处理前后焊接件 S-N 曲线

图1 LPB处理AA7050-T651的FSW焊缝
Fig.1 FSW zone of AA7050-T651 treated by LPB



(a) 处理前 (b) 处理后

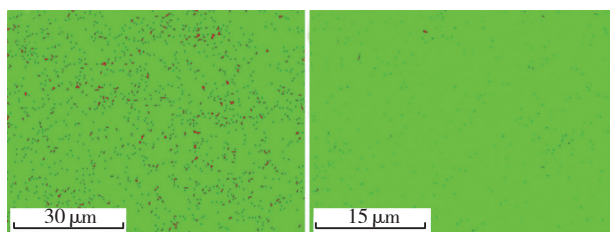
图2 UADR处理TC4材料前后疲劳辉纹对比

Fig.2 Comparison of fatigue striation of TC4 material before and after UADR treatment

胞等特征可阻碍滑移的产生,延缓疲劳裂纹形核,增加裂纹萌生寿命;大量的位错、错综复杂的晶界还可以阻碍裂纹扩展,降低裂纹扩展速率,延长裂纹扩展寿命;滚压处理还可使 30CrMnSiNi2A 形变诱导马氏体相变^[11],减少 30CrMnSiNi2A 制构件表层奥氏体含量,提高马氏体含量,如图 3 所示(红色为奥氏体,绿色为马氏体),试样表层组织残余奥氏体含量由处理前的 4.9% 下降到 0.7%,这也有助于改善构件整体的抗疲劳性能。滚压后,构件表层产生应变硬化层,表层晶粒细化、位错密度增大,使构件表层微观硬度增加,促使构件耐磨性能得到提高。特殊的滚压技术,可使构件表层材料发生剧烈塑性变形,实现表层材料自纳米化,在构件表层形成梯度纳米组织结构,如图 4 所示(v_1 是旋转速度, v_2 是滚压头轴向移动速度, TD 是圆棒试样轴向方向, ND 是圆棒试样表面的法向方向, SD 是正交于 TD 和 ND 的方向),研究表明该结构可提高构件的摩擦磨损和抗疲劳等整体性能,并可同时提高材料的强度和塑性^[12-13]。

1.3 光整强化机理

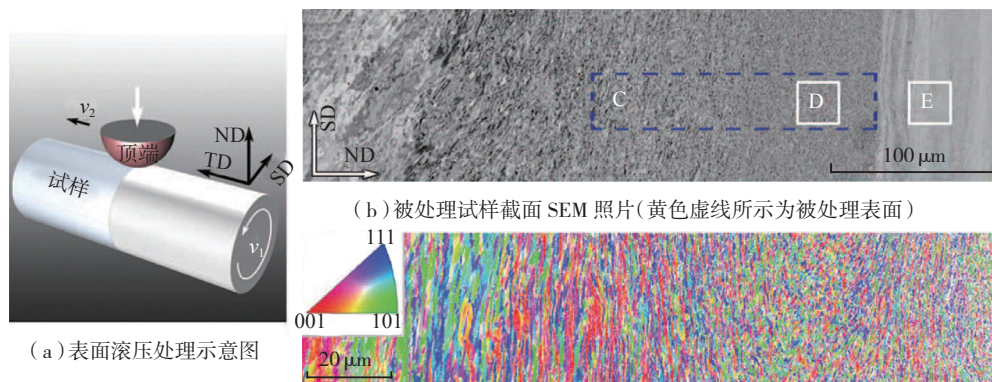
表面形貌也会影响构件的抗疲劳性能。构件在加工过程中会产生机械加工刀痕、微裂纹等表面微缺陷;在服役过程中因为疲劳、腐蚀和磨损等因素会形成各种不同的表面微损伤,如微裂纹、微孔洞、腐蚀坑、磨痕,组



(a) 处理前(奥氏体 4.9%, 马氏体 95.1%) (b) 处理后(奥氏体 0.7%, 马氏体 99.3%)

图3 超声深滚处理30CrMnSiNi2A试样表层前后物象分析图

Fig.3 Phase analysis of 30CrMnSiNi2A samples



(a) 表面滚压处理示意图

(b) 被处理试样截面 SEM 照片(黄色虚线所示为被处理表面)

(c) 图 4 (b) 中蓝色虚线所示区域的 EBSD 照片

图4 Ni试样的表面滚压处理和微观结构观察

Fig.4 Processing and microstructure overview of Ni sample

织疏松、老化以及由于偶然因素而造成的各种表面划伤、局部塑性变形等表面微缺陷。这些表面微缺陷对构件的静强度影响不大,但是在疲劳载荷作用下,这些缺陷造成的局部应力集中往往会导致疲劳裂纹的萌生和扩展,并最终导致疲劳断裂失效。滚压处理时,构件表层金属发生塑性流动,产生“削峰填谷”效应,使表面受损局部发生塑性变形趋于均匀,可有效降低构件表面粗糙度,消除微孔洞、腐蚀坑、磨痕、组织疏松、FOD 等各种表面缺陷,降低损伤处的局部应力集中,甚至可以去除局部塑性变形区域的残余拉应力,并引入残余压应力,恢复构件的抗疲劳性能。图 5 是 30CrMnSiNi2A 钢制腐蚀试样经超声深滚处理前后的表面形貌,未处理表面的磨削痕迹、划痕和腐蚀坑等表面缺陷,在超声深滚处理后被有效消除,形成比较致密光滑的处理表面^[11]。

2 滚压强化技术发展

滚压强化技术自面世以来,国内外学者研究发展了传统滚压、振动滚压、冷深滚(Cold Deep Rolling, CDR)、低塑性滚光、超声深滚和高温深滚(High Temperature

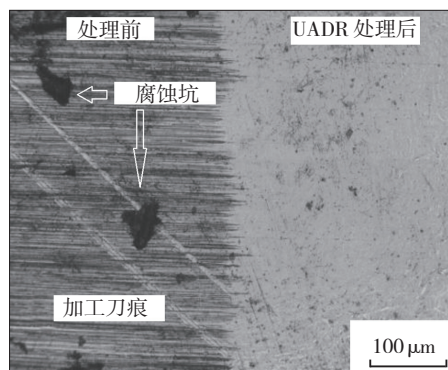


图5 30CrMnSiNi2A钢制试样经超声深滚处理前后的表面形貌

Fig.5 Surface morphology of 30CrMnSiNi2A sample for non-treated and treated by UADR

Deep Rolling, HTDR) 等不同滚压设备和技术,其工作原理、强化效果、应用领域均有不同之处。

2.1 传统滚压

传统滚压是通过驱动一个或多个光滑的高硬度工具头(通常为圆柱或圆球)在构件表面往复滚动,使构件表层材料产生塑性变形,其工作原理如图 6 所示^[14]。传统滚压技术主要用于构件表面光整强化,强调降低表面粗糙度,提高构件表面减摩性能^[14-15]。

传统滚压适用于轴承、曲轴、螺栓、齿轮等回转体构件,而细长轴类、薄壁类构件因为滚压力过大易导致构件宏观变形则不能应用,高强钢构件因为发生塑性变形需要较大滚压力也应用不多。传统滚压引入残余压应力的深度和幅值小,因此其强化效果有限^[16]。另外,由于工具头和构件接触表面存在较大摩擦力,这会在构件次表面产生很大剪切应力进而对构件表面造成划伤,为减小划伤,就必须加强润滑并要求构件表面要有极低的初始表面粗糙度,后者增大了构件加工难度。为弥补以上不足,近年来国内外学者在传统滚压基础上开发了 CDR、LPB、UADR、HTDR、振动滚压等技术,并在航空零部件的制造、维修,以及老龄飞机延寿中得到了一些应用。

2.2 冷深滚和低塑性滚光

LPB 源自美国 Lambda 实验室^[17], CDR 由德国卡塞尔大学开发^[18],两种技术的原理均是通过超高液压将自由滚动的弹子压紧在构件表面,迫使构件表层材料发生弹塑性变形并引入残余压应力,光整构件表面形貌,LPB 工作原理如图 7 所示。两种技术的关键是利用超高液压系统支撑滚压弹子,当液压力足够大时可使弹子“悬浮”在液压润滑膜上,从而实现弹子“无摩擦”滚动^[17],这是 LPB 和 CDR 与传统滚压技术的本质区别。这两种技术的突出特点是可在表层引入大深度、高幅值残余压应力层(压应力峰值可接近被处理材料屈服强度^[19]),且冷作硬化程度较低。两种技术均可以在普通或数控机床上展开,与现有制造业环境兼容性

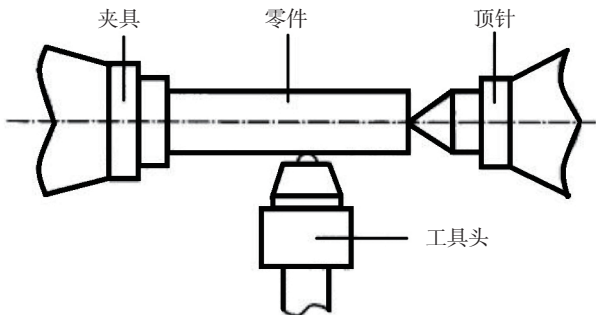


图6 传统滚压强化示意图

Fig.6 Schematic illustration of traditional rolling

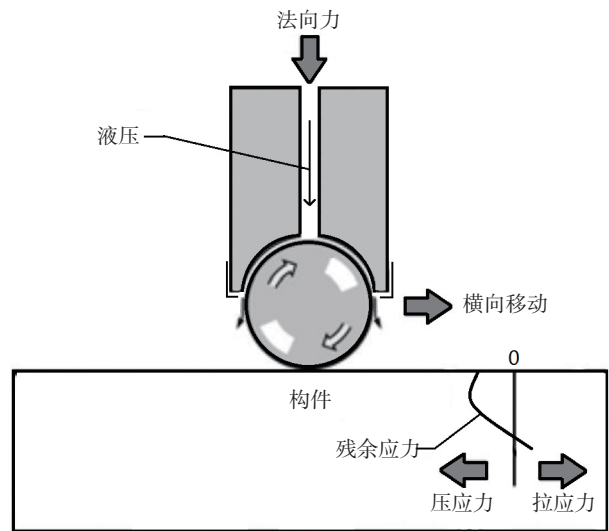


图7 LPB强化原理示意图

Fig.7 Schematic illustration of LPB

好,而且成本和处理速度与传统的加工操作(如表面研磨)差不多^[20]。国外学者对两种技术在提高或恢复材料的抗 HCF、抗接触疲劳性能、抗 FOD、抗 SCC 等方面进行了广泛的评价^[17,21-23],并开始研究与其他技术联合的复合表面强化处理技术^[24]。如今,LPB 和 CDR 已在航空航天^[17,25]、汽车工业^[18]、医疗器械^[18]、核反应堆^[26]、石油管道系统^[27]等行业中得到应用。

但是,这两种技术都需要超高压流体润滑方可实现,这造成其设备和技术复杂,操作成本高,比如 CDR 处理时液压约为 15~20MPa^[28],这样的超高压使需要的液压系统结构十分复杂,加上弹子周围存在液压泄漏,使该技术在国内技术条件下难以实现。另外,由于滚压力很大,两种技术也不适宜薄壁类构件的表面强化处理。

2.3 振动滚压

振动滚压有低频振动滚压和高频振动滚压两类。前苏联在 20 世纪 80 年代开发的气压振动滚轮滚压、液压振动滚挤就是低频振动滚压,成都科技大学于 20 世纪 90 年代研制的振动滚压超精加工装置是通过偏心轴和双偏心机构实现低频振动以及振幅的调节^[29],也是低频振动滚压,这些滚压工艺的应用均不广泛。

高频振动滚压主要指超声振动滚压,其原理是在金属表面实施常规滚压强化时,滚压工具头还要在构件表面做法线方向超声振动,以改善强化效果。20 世纪 90 年代,大连理工大学研制了超声振动挤压强化装置^[30],研究了超声振动挤压强化工艺^[31],认为在超声波作用下工具头高频振动敲击构件表面,使得振动挤压具有常规挤压与喷丸强化的综合效果^[32],极大提高了表面强化效果。几乎同时,湘潭大学也研究了超声滚压光整强化技

术^[33-35],发现超声波作用下的声塑性软化效应^[36]能使金属材料流变抗力显著减小,超声波减摩效应有利于降低接触摩擦系数,从而导致构件表层金属塑性变形更加容易,塑性变形比其他滚压技术所需静压力要小得多,且引入的残余压应力值大层深,适用于细长轴和薄壁件强化处理。以上研究表明,超声振动滚压较传统滚压除了具有所需滚压力小、可引入高幅值大深度残余压应力、极大提高表面质量等优势外,还可用于高强钢、细长轴、薄壁类零构件的表面强化处理。但是,这些超声振动滚压装置的滚压工具头是固定在变幅杆上^[32,35],这种设计与传统滚压一样,处理时会在构件表面产生剪切应力,易划伤被处理表面,影响强化效果,缩短工具头使用寿命。

装甲兵工程学院开发的UADR技术,如图8所示,克服了上述超声振动滚压技术不足,其设备与构件表面采用一枚工作弹子接触,通过特殊设计使超声振动和深滚静压力独立施加在弹子上,实现了“近无摩擦”的冲击滚压,不会造成表面划伤,还大幅提高了工具头使用寿命^[37]。UADR技术工作弹子直径比普通喷丸丸粒要大得多,而且超声波振动可产生极高的撞击动能,因此该技术能引入峰值更高、深度更大的残余压应力层^[7]。

2.4 高温深滚

HTDR^[38]是基于静/动应变时效观念(Static/Dynamic Strain Ageing Concept),从室温CDR发展而来的一种滚压技术,适用于多数金属材料。HTDR要求滚压时,被处理金属的温度要高于室温。HTDR技术的所谓高温是指高于室温的一个滚压工艺试验优化温度。研究表明,AISI 304奥氏体不锈钢在550℃、正火态SAE 1045普通碳素钢在350℃、AA5083铝合金在150℃、淬火态AA6110铝合金在200℃下,通过深滚处理,较室温深滚处理均有不同程度的疲劳寿命增益再提高。

3 滚压强化技术在航空领域的应用研究

3.1 叶片表面处理

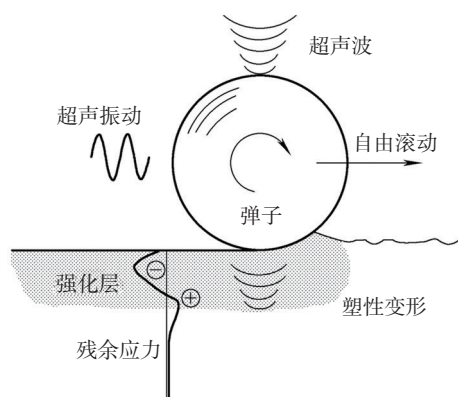


图8 UADR强化原理示意图

Fig.8 Schematic illustration of UADR

HCF、FOD是涡轮发动机风扇叶片、压气机叶片、涡轮叶片的主要失效形式^[39]。图9展示了叶片滚压强化处理的几种方式^[25,39-40]。Prevéy等^[39]研究表明,在发动机服役环境下,LPB处理Ti6Al4V风扇叶片疲劳极限由655MPa增至790MPa,处理存在0.5mm深60°V型缺陷(模拟FOD缺陷)风扇叶片疲劳极限由240MPa增至655MPa,处理存在1.25mm深60°V型缺陷风扇叶片疲劳极限由206MPa增至620MPa。在材料疲劳极限以上应力作用下时,存在不同FOD缺陷深度且未经处理风扇叶片的寿命,尚不到无FOD缺陷或存在FOD缺陷但经LPB处理风扇叶片寿命的10%,这表明LPB处理可大幅提高Ti6Al4V制叶片的抗疲劳性能,也可以有效恢复存在FOD缺陷叶片的疲劳强度。

Altenberger等^[10]关注了CDR处理Ti6Al4V材料在高温环境中(模拟涡轮叶片工作环境)的抗疲劳性能,结果发现,相较于25℃,在450℃环境中的CDR疲劳增益有所下降,这是因为450℃高温下的疲劳循环几乎可使滚压强化引入的残余压应力全部松弛。但是得益于较稳定的表面加工硬化和表层细晶结构,与未处理状态相比,CDR处理仍有明显的疲劳增益,这证实CDR可有效提高Ti6Al4V材料在高温环境中的疲劳强度。研究还发现,相较激光冲击喷丸(Laser Shock Peening, LSP),CDR处理Ti6Al4V材料表层残余应力和加工硬化要大,在同样的疲劳试验条件下,CDR处理疲劳增益比LSP要高。

由于叶片较薄且曲面结构复杂,LPB或CDR技术需借助专用工具头才能实现叶片前缘或者叶片整体的强化处理,否则滚压力会造成叶片宏观变形弯曲,这极大增加了强化处理成本。在超声波声塑性软化效应和超声波减摩效应作用下,UADR技术所需滚压力极小。

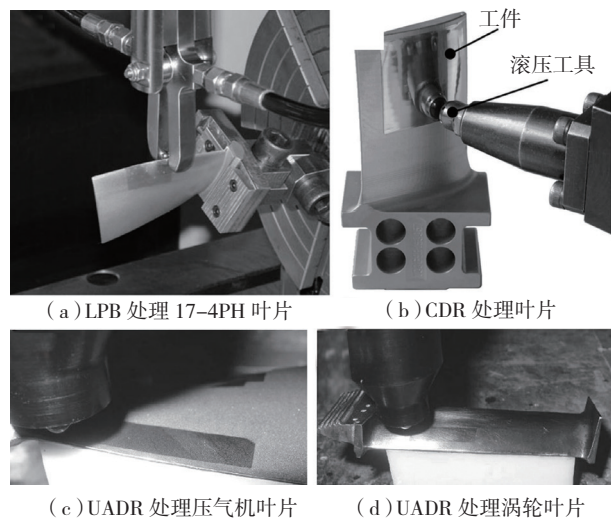


图9 叶片滚压强化处理

Fig.9 Blade or vane treated by rolling

装甲兵工程学院采用 UADR 技术处理航空发动机压气机叶片和涡轮叶片疲劳危险部位并卸载后,叶片没有出现明显的宏观变形和回弹,并进一步基于 XRD 测试发现 UADR 技术可在 Ti6Al4V 材料表层产生深 1.4mm、峰值为 940MPa 的残余压应力层,表面粗糙度可由 R_a 2.324 μm 降到 R_a 0.113 μm ,其疲劳强度由 373MPa 提高到 612MPa,这表明 UADR 可用于叶片强化处理^[40]。

3.2 叶片楔形榫槽处理

微动磨损疲劳是航空涡轮发动机叶片楔形榫头和配合盘榫槽失效的主要形式。现在常用方法是在榫槽表面制作 Cu-Ni-In 涂层和 MoS_2 固体表面润滑膜,以降低配合面摩擦系数,减小微动损伤,该技术缺点是榫槽抗疲劳性能受涂层和润滑膜完整性的影响,因为连续摩擦会去除涂层和润滑膜,使基体暴露而产生微动损伤。图 10 展示了两种楔形榫槽滚压处理的方式^[18,41]。Prevéy 等^[41]研究表明,LPB 可在压气机叶片榫槽引入 1.65mm 深的残余压应力区,在室温、频率 $f=30\text{Hz}$ 、应力比 $R=0.5$ 时,榫槽位置有 0.5mm 深缺口(模拟微动裂纹),试样经强化处理后疲劳极限可达 620.5MPa,高于未处理缺口试样的 260.8MPa 和未处理无缺口试样的 517MPa;缺口深为 0.76mm 和 1mm 时,经强化处理后疲劳极限可分别达到 413.6MPa 和 310MPa,并认为滚压引入残余压应力层深大于缺口深度是疲劳性能得以提高的根本原因。需要注意的是,残余压应力对榫槽接触面的循环剪应力没有影响,而恰好是循环剪应力促使了微动裂纹形成,因此滚压处理不会消除微动损伤,但是存在于微动裂纹裂尖的残余压应力能够阻止或减缓上述微动裂纹的扩展,可有效缓解微动疲劳。Prevéy 还提出,当微动疲劳裂纹深度小于 0.13mm 时,经 LPB 处理可以很容易得到缓解。目前,LPB 已成功开发出用于风扇叶片和压气机叶片压力面榫槽以及配合盘榫槽等复杂结构接触区域强化处理的专用工具头^[42]。

Chakravarty^[43] 尝试 CDR 处理后再联合涂层/润滑膜技术进行复合强化处理,以进一步提高榫槽的抗微动

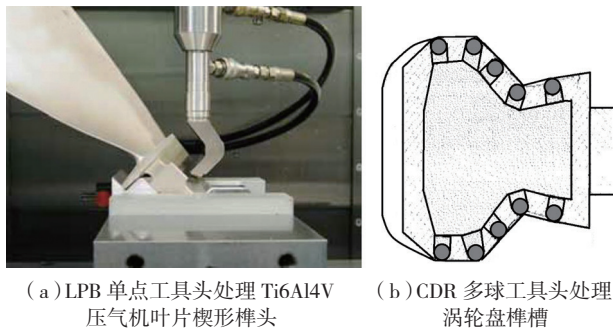


图 10 楔形榫槽滚压处理
Fig.10 Blade dovetails treated by rolling

疲劳性能,结果发现涂层工艺会导致构件表面升温,造成残余应力松弛严重。另外,值得关注的是,滚压处理的受益是双方面的,一方面可提高构件的抗疲劳性能,另一方面可增大构件的可检测裂纹尺寸,这样就使得用简单裂纹检测技术便可检测到裂纹成为可能,而同时该裂纹还不足以使构件发生断裂造成飞行事故。

3.3 起落架处理

起落架是飞机关键受力部件,长寿命、高可靠性是其基本要求^[44]。SCC、FOD 和腐蚀疲劳是起落架组件的主要失效形式。现代飞机起落架的主要承力构件,如外筒、活塞杆、轮轴等,多选用 300M、4340、AF1410 等超高强度钢,这些钢对应力集中、SCC 和腐蚀疲劳非常敏感。为降低表面粗糙度造成的应力集中,起落架构件表面粗糙度一般要求小于 R_a 3.2 μm ,应力复杂部位要求小于 R_a 1.6 μm ,但是加工条件控制不当极易在这些超高强度钢表层产生微裂纹。为降低 SCC 和腐蚀,起落架系统现行标准工艺是镀铬和镀镉,但此工艺危害环境。滚压表面强化可降低表面粗糙度,减小局部应力集中,同时在构件表层引入残余压应力,提高其抗腐蚀疲劳、抗 SCC 和抗 FOD 性能,且不污染环境。

Jayaraman 等^[45] 研究发现,LPB 处理可使 300M 钢应力腐蚀断裂强度达到合金的屈服强度,大幅提高其应力腐蚀断裂强度门槛值,提高抗 SCC 性能。Prevéy 等^[46] 研究表明,经 LPB 处理的 300M 起落架部件在 1030~2270MPa 静载拉应力作用下 1500h 后没有出现 SCC;相反,未处理起落架部件在同样条件下 13h 后就出现了 SCC。这说明,LPB 处理可有效提高 300M 的抗 SCC 性能。

Prevéy 等^[46] 研究测得 LPB 可在 300M 表层产生 1.27mm 深残余压应力层,而喷丸仅有 0.127mm,对比试验表明,低应力研磨(LSG)300M 钢试样疲劳极限($\text{HCF}=10^7$)是 760MPa,在 3.5% 盐雾腐蚀环境下的疲劳极限是 207MPa,而带有 1.5mm(长)×0.5mm(深)椭圆形缺口(模拟 FOD 缺口)的 300M 试样经 LPB 处理后,在 3.5% 盐雾腐蚀环境中的疲劳极限可达 1035MPa,进一步分析认为,是 LPB 引入的高幅值大深度残余压应力层提高了 300M 钢的损伤容限和腐蚀疲劳强度。LPB 处理低应力研磨态 4340 钢试样后其微动疲劳强度可提高 25%,处理有预微动损伤试样后其疲劳强度可提高 50%。

装甲兵工程学院采用 UADR 技术处理 30CrMnSiNi2A 超高强度钢^[47],发现 UADR 可在试样表层引入残余压应力,形成加工硬化层,降低表面粗糙度,甚至产生表面纳米化和形变诱导马氏体相变现象,试样平均疲劳寿命可由 1.29×10^5 周次提高到了 5×10^5 周次以上,

提高幅度达 287.6% ;2010 年,国内某单位曾采用 UADR 技术处理了 20 根某型飞机设计寿命耗尽的 30CrMnSiA 制平尾大轴,成功实现平尾大轴的延寿,使其疲劳寿命增加了一个大修期。

3.4 搅拌摩擦焊焊缝处理

搅拌摩擦焊(FSW)焊接异种金属,诱变形变小且焊缝具有优异的冶金性能,有望在航空结构连接中得以应用,减少机械连接孔的使用。但是,搅拌过程中发生的复杂热应变梯度和塑性应变梯度会导致焊接区产生残余拉应力,而且在热影响区域的边界处拉应力值达到最大^[48-49],这会降低焊缝的抗 SCC、抗 HCF 和抗腐蚀疲劳性能。另外,FSW 焊缝区表面粗糙度较大,也不满足航空应用要求,需要进一步的后期处理。

Prevéy 等^[50]采用 LPB 技术处理 9.5mm 厚 AA2219-T8751 铝合金 FSW 焊缝,不仅消除了焊接产生的 100MPa 表面残余拉应力,而且引入了 400MPa 的残余压应力;图 1 也显示采用 LPB 处理 AA7050-T651 铝合金 FSW 焊缝可消除焊接残余拉应力,且在表层引入残余压应力,大幅提高搅拌摩擦焊接 AA7050-T651 构件抗 HCF 性能^[6]。这表明 LPB 技术可作为一种有效的 FSW 焊接后处理技术,以满足航空制造的需要。

3.5 恢复腐蚀金属材料的抗疲劳性能

结构合金腐蚀疲劳是降低老龄飞机结构完整性的主要机制之一。其中,飞机铝合金结构腐蚀后常用的修复方法包括打磨、补强及换件修理^[51]。打磨会影响结构强度;采用铆接金属搭接片补强,新增钻孔会引起修补部位结构应力集中,且现场钻孔很难避免不良钻孔;采用复合贴片补强,存在胶黏剂老化失去黏结强度和贴片本身的热膨胀系数及材料模量与铝合金基体有较大差异的问题;换件则会改变原设计结构的应力状态,影响机体上先存结构的应力分布。可见,现有的飞机铝合金腐蚀损伤后修复方法存在很大局限性。

Lambda 实验室研究了用 LPB 技术恢复腐蚀损伤 AA7075-T6 铝合金疲劳强度的有效性^[52],结果表明,LPB 技术可在 AA7075-T6 铝合金表层产生高达材料屈服强度量级的残余压应力,LPB 处理端铣态 AA7075-T6 铝合金试样后其高周疲劳强度较腐蚀试样提高 300%,较未腐蚀试样提高 150%,在高于疲劳极限的应力和腐蚀环境联合作用下,LPB 处理试样的寿命是未处理试样的 100 倍以上。装甲兵工程学院研究发现,AA2A12-T3 铝合金试样在轻度腐蚀后其疲劳寿命下降到未腐蚀试样的 68.8%,在重度腐蚀后其疲劳寿命进一步下降到 38.9%,而采用 UADR 技术对腐蚀后试样进行修复处理,通过消除腐蚀坑,引入残余压应力和加工硬化层,可将轻度腐蚀试样的疲劳寿命恢复到未腐蚀试样的 96.1%,

但由于不能消除较深的腐蚀坑和恢复试样断面尺寸,仅能将重度腐蚀试样的疲劳寿命恢复到未腐蚀试样的 60.8%^[47]。

Lambda 实验室还研究了用 LPB 技术恢复腐蚀损伤 4340 钢疲劳强度的有效性^[53],结果表明,LPB 技术可在 4340 钢表层引入高达材料屈服强度量级的残余压应力,该层深度约为 1.25mm;4340 钢在分别遭受 100h 和 500h 的盐雾腐蚀损伤后,其疲劳强度分别降低到加工态未腐蚀试样的 50% 和 25%,但是在用 LPB 处理后,其疲劳强度可分别恢复到加工态未腐蚀试样的 110% 和 85%,即使在有限寿命区,同样的处理也有相近的疲劳强度恢复。断口分析显示,虽然未经 LPB 处理和经过 LPB 处理的盐雾腐蚀试样的疲劳源均起始于点蚀坑部位,但是 LPB 处理仍然极大补偿了腐蚀 4340 钢的疲劳强度。

4 结论

在美国,LPB 技术已获得美国联邦航空管理局(FAA)认可,被认为是一种延长新品航空结构零部件和老龄飞机结构零部件寿命的有效方法,在商业飞机和军用飞机维护、修理和制造中均有应用,以提高航空部件(如发动机、起落架、结构件)的抗 HCF、抗 SCC、抗腐蚀疲劳等性能,例如强化处理安装在 F18 大黄蜂战斗机上的 F404 涡扇发动机静叶片和动叶片、强化处理 P-3C 猎户反潜侦察机螺旋桨锥孔等零部件。CDR 技术在欧洲也有较广泛的应用。UADR 技术作为一种新型的具有特殊强化效果和独特技术价值的滚压工艺,相较于 LPB 和 CDR 技术更有优势,具有工艺洁净、兼容性好、强化效果显著、设备可维护性强、价格低廉、所需滚压力低等特点,可有效提高金属构件的抗 HCF、抗 FOD、抗 SCC 性能,恢复构件因腐蚀、FOD 等原因损失的疲劳强度,未来发展应用的潜力巨大。我国应重视 UADR 技术,发挥该技术优势,深入开展 UADR 技术强化航空飞行器关键构件的工艺研究,设计开发针对不同关键构件的特殊工具附件,加快 UADR 技术的工业应用,进一步提高航空制造业和维修业水平,提升航空安全性和可靠性。

参考文献

- [1] SCHEEL J E, LII P S P, HORNBAACH D J. The effect of surface enhancement on the corrosion properties, fatigue strength, and degradation of aircraft aluminum[C]//Proceedings of NACE International, Corrosion 2010 Conference & Expo. San Antonio, 2010.
- [2] DIRECTORATE P. High Cycle Fatigue Program 1999 Annual Report [R]. Paper No. AFRL-PR-WP-TR-2000-2004, 2000.
- [3] PRABHU P R, KULKARNI S M. Deep cold rolling process on AISI 4140 steel and optimization of surface roughness by response surface

methodology[C]//Proceedings of International Conference on Mechanical, Production and Materials Engineering (ICMPME 2012). Bangkok, 2012.

[4] 赵婧, 夏伟, 李风雷, 等. 滚压表面强化机理的研究现状与进展[J]. 工具技术, 2010, 44(11): 3-8.

ZHAO Jing, XIA Wei, LI Fenglei, et al. Research status and developing tendency of burnishing mechanism[J]. Tool Engineering, 2010, 44(11): 3-8.

[5] SCHAAL R, BERGER C, RICHTER C. FE - festwz simulation und dauerfestigkeitsberechnung festgewalzter bauteile mit konzepten der schwingbruchmechanik[J]. Materialwissenschaft und Werkstofftechnik, 2001, 32(5): 477-482.

[6] Lambda Technologies. LPB application note friction stir weld finishing [R/OL]. (2011-11-9)[2016-12-17]. <http://www.lambdatechs.com/documents/fsw-app.pdf>.

[7] 朱有利, 李礼, 王侃. 一种超声深滚与滚光一体化抗疲劳制造技术[J]. 机械工程学报, 2009, 45(9): 183-186.

ZHU Youli, LI Li, WANG Kan. An integrated ultrasonic deep rolling and burnishing technology for anti-fatigue manufacturing[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2009, 45(9): 183-186.

[8] LI W. Effect of microstructure on impact fatigue resistance and impact wear resistance of medium Cr-Si cast iron[J]. International Journal of Iron and Steel Research, 2007, 14(3): 48-51.

[9] KAMP N, GAO N, STARINK M J, et al. Influence of grain structure and slip planarity on fatigue crack growth in low alloying artificially aged 2XXX aluminium alloys[J]. International Journal of Fatigue, 2007, 29(5): 869-878.

[10] ALTENBERGER I, NALLA R K, NOSTER U, et al. On the fatigue behavior and associated effect of residual stresses in deep rolled and laser shock peened Ti6Al4V alloys at ambient and elevated temperatures[EB/OL]. [2016-12-17]. http://www2.lbl.gov/ritchie/Library/PDF/Ses_09_1130_Ritchie.pdf.

[11] XIE J F, ZHU Y L. Microstructure characteristics of 30CrMnSiNi2A steel after ultrasound-aided deep rolling [J]. Journal of Materials Engineering and Performance, 2013, 22(6): 1642-1648.

[12] LU K. Making strong nanomaterials ductile with gradients[J]. Science, 2014, 345(6203): 1455-1456.

[13] LIU X C, ZHANG H W, LU K. Strain-induced ultrahard and ultrastable nanolaminated structure in Nickel[J]. Science, 2013, 342(6156): 337-340.

[14] SHIOU F J, CHENG C H. Ultra-precision surface finish of NAK80 mould tool steel using sequential ball burnishing and ball polishing processes[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2008, 201(1-3): 554-559.

[15] EL-TAYEB N S M, LOW K O, BREVERN P V. On the surface and tribological characteristics of burnished cylindrical Al-6061[J]. Tribology International, 2009, 42(2): 320-326.

[16] BAYOUMI M R, ABDELLATIF A K. Effect of surface finish on fatigue strength[J]. Engineering Fracture Mechanics, 1995, 51(5): 861-870.

[17] JAYARAMAN N, PREVÉY P S. Case studies of mitigation of FOD, fretting fatigue, corrosion fatigue and SCC damage by low plasticity burnishing in aircraft structural alloys[R]. Memphis: USAF Aircraft Structural Integrity Program, 2005.

[18] ALTENBERGER I. Deep rolling—the past, the present and the future [C]//Proceedings of 9th International Conference on Shot Peening.

Paris, 2005.

[19] PREVÉY P, MAHONEY M. Improved fatigue performance of friction stir welds with low plasticity burnishing: residual stress design and fatigue performance assessment[J]. Materials Science Forum, 2003, 426-132(4): 2933-2940.

[20] PREVÉY P, RAVINDRANATH R, SHEPARD M, et al. Case studies of fatigue life improvement using low plasticity burnishing in gas turbine engine applications[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2007, 14(3): 48-51.

[21] JUJERM P, ALTENBERGER I. Effect of high temperature deep rolling on cyclic deformation behavior of solution heat treated Al-Mg-Si-Cu alloy[J]. Scripta Materialia, 2007, 56(4): 285-288.

[22] GILL C M, FOX N, WITHERS P J. Shakedown of deep cold rolling residual stresses in titanium alloys[J]. Journal of Physics D: Applied Physics, 2008, 41(17): 1-5.

[23] MAJZOobi G H, AZADIKHAH K, NEMATI J. The effects of deep rolling and shot peening on fretting fatigue resistance of aluminium 7075-T6[J]. Materials Science and Engineering A, 2009, 516(1/2): 235-247.

[24] TSUJI N, TANAKA S, TAKASUGI T. Evaluation of surface modified Ti6Al4V alloy by combination of plasma carburizing and deep rolling [J]. Materials Science and Engineering A, 2008, 488(1/2): 139-145.

[25] BÄCKER V, KLOCKE F, WEGNER H, et al. Analysis of the deep rolling process on turbine blades using the FEM/BEM coupling[J]. Materials Science and Engineering, 2010, 10 (1): 012134.

[26] SCHEEL J E HOMBAGH D J, JAYARAMAN N. Preventing stress corrosion cracking of nuclear weldments via low plasticity burnishing[J/OL]. Lambda Technologies, 2015. <http://www.lambdatechs.com/documents/278.pdf>.

[27] CHELETTE D, MOORE P W, LONG X, et al. Management of residual stress: an emerging technology for oil industry tubular products [C]// Proceedings of the Annual Offshore Technology Conference. Riode Janeiro, 2011.

[28] NIKITIN I, SCHOLTES B, MAIER H J, et al. High temperature fatigue behavior and residual stress stability of laser shock peened and deep rolled austenitic steel AISI304 [J]. Scripta Materialia, 2004, 50(10): 1345-1350.

[29] 胡文富, 薛心喜, 田昭珂. 振动滚压超精加工装置的研制[J]. 成都科技大学学报, 1990(6): 129-133.

HU Wenfu, XUE Xinxi, TIAN Zhaoke. The research and manufacture of device for supper finish machining with vibration rolling[J]. Journal of Chengdu University of Science and Technology, 1990(6): 129-133.

[30] 王义, 鲍绍箕, 刘国璧. 超声振动挤压强化工艺研究(四)—工艺装置的研制 [J]. 电加工与模具, 1996(1): 30-33.

WANG Yi, BAO Shaoji, LIU Guobi. Ultrasonic extrusion technique—device [J]. Electromachining & Mould, 1996(1): 30-33.

[31] 王义. 金属表面超声振动强化实验研究 [D]. 大连: 大连理工大学, 1986.

WANG Yi. Experiment study on ultrasonic extrusion strengthening technique [D]. Dalian: Dalian University of Technology, 1986.

[32] 王义, 佟宇, 鲍绍箕. 超声振动挤压强化工艺中的工具头 [J]. 工具技术, 1995, 29(3): 17-20.

WANG Yi, TONG Yu, BAO Zuanji. Ultrasonic extrusion technique—tool head[J]. Tool Engineering, 1995, 29(3): 17-20.

[33] 胡道秋. 超声滚压表面粗糙度的研究[J]. 湘潭大学自然科学学报, 1993, 15(3): 114-119.

HU Daoqiu. Investigation on the surface roughness produced by ultrasonic burnishing[J]. National Science Journal of Xiangtan University, 1993, 15(3): 114-119.

[34] 胡道秋, 范丰仙. 超声滚压强化的工艺试验[J]. 电加工与模具, 1991(5): 21-26.

HU Daoqiu, FAN Fengxian. Experiment of ultrasonic rolling strengthening[J]. Electromachining & Mould, 1991(5): 21-26.

[35] 欧阳红兵, 文荫国, 胡道秋. 利用超声滚挤压技术改造普通机床[J]. 机械制造, 1995(4): 38-39.

OUYANG Hongbing, WEN Yinguo, HU Daoqiu. Rebuild of ordinary machine with ultrasonic rolling and extrusion technique[J]. Machinery Manufacturing, 1995(4): 38-39.

[36] LANGENECKER B. Effects of ultrasound on deformation characteristics of metals[J]. IEEE Transactions on Sonics and Ultrasonics, 1966, 13(1): 1-8.

[37] 吕光义, 朱有利, 李礼, 等. 超声深滚对 TC4 钛合金表面形貌和表面粗糙度的影响[J]. 中国表面工程, 2007, 20(4): 38-41.

LÜ Guangyi, ZHU Youli, LI Li, et al. The effect of ultrasonic deep rolling (UDR) on surface topography and surface roughness of TC4 titanium alloy[J]. China Surface Engineering, 2007, 20(4): 38-41.

[38] JUIJERM P, ALTENBERGER I. Fatigue performance of high temperature deep rolled metallic materials [J]. Journal of Metals, Materials and Minerals, 2007, 17(2): 37-41.

[39] PREVÉY P S, HORNBACH D J, JACOBS T L. Improved damage tolerance in titanium alloy fan blades with low plasticity burnishing [C]//Proceedings of 2002 International Surface Engineering Conference. Columbus, 2002.

[40] 李礼. 超声深滚材料表面强化技术及其抗疲劳机理研究[D]. 北京: 装甲兵工程学院, 2009.

LI Li. Research on ultrasonic deep rolling technique for material's surface enhancement and its anti-fatigue mechanisms[D]. Beijing: Academy of Armored Force Engineering, 2009.

[41] PREVÉY P S, JAYARAMAN N. Use of residual compression in design to improve damage tolerance in Ti6Al4V aero engine blade dovetails [C]//Proceedings of the 10th National Turbine Engine HCF Conference. New Orleans, 2005.

[42] PREVÉY P S, JAYARAMAN N, RAVINDRANATH R, et al. Mitigation of fretting fatigue damage in blade and disk pressure faces with low plasticity burnishing [J]. Asme Turbo Expo: Power for Land, Sea & Air, 2007, 132(8): 61-69.

[43] CHAKRAVARTY S. Research summary: the effect of surface modification on fretting fatigue in Ti alloy turbine components [J]. Journal of Metals, 1995, 47(4): 31-35.

[44] 杨昭明, 罗小安. 先进工艺在飞机起落架制造中的应用[J]. 航空制造技术, 2005, 48(6): 100-103.

YANG Zhaoming, LUO Xiaohan. Application of advanced manufacturing technology in aircraft undercarriage production[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2005, 48(6): 100-103.

[45] JAYARAMAN N, PREVÉY P, ONTKO N. Comparison of mechanical suppression by shot peening and low plasticity burnishing to mitigate SCC and corrosion fatigue failures in 300M landing gear steel [C]//Proceedings of ICSP 9. Paris, 2005.

[46] PREVÉY P S, JAYARAMAN N. Mitigation of SCC and corrosion fatigue failures in 300M landing gear steel using mechanical suppression [C]//Proceedings of the 6th Aircraft Corrosion. Solomons, 2004.

[47] 谢俊峰. 典型飞机材料超声深滚强化与超声焊接修复机理研究[D]. 北京: 装甲兵工程学院, 2013.

XIE Junfeng. Research on mechanisms of ultrasonic deep rolling enhancement and ultrasonic welding restoration of typical aircraft materials [D]. Beijing: Academy of Armored Force Engineering, 2013.

[48] HORNBACH D, MAHONEY M, PREVÉY P, et al. Low plasticity burnishing of friction stir welds in 2219 aluminum to increase corrosion fatigue life[C]//Proceedings of 6th International Conference on Trends in Welding Research. Pine Mountain, 2002.

[49] DONNE C D, LIMA E, WEGENER J, et al. Investigations of residual stresses in friction stir welds[C]//Proceedings of 3th International Symposium on Friction Stir Welding. Kobe, 2001.

[50] PREVÉY P, HORNBACH D, MASON P et al. Improving corrosion fatigue performance of AA2219 friction stir welds with low plasticity burnishing[C]//Proceedings of 2002 International Surface Engineering Conference. Columbus, 2002.

[51] 中国特种飞行器研究所. 海军飞机结构腐蚀控制设计指南[M]. 北京: 航空工业出版社, 2005.

China Special Purpose Vehicle Research Institute. Guidelines for naval aircraft structural corrosion control design[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2005.

[52] PREVÉY P, CAMMETT J F. Restoring fatigue performance of corrosion damaged 7075-T6 and fretting in 4340 steel with low plasticity burnishing [C]// Proceedings of 6th Joint FAA/DoD/NASA Aging Aircraft Conference. Lambda Technologies Group, 2002.

[53] CAMMETT J T, PREVEY P S. Fatigue strength restoration in corrosion pitted 4340 alloy steel via low plasticity burnishing[R]. Lambda Research Cincinnati, 2006.

通讯作者: 王燕礼, 博士后、工程师, 研究方向为断裂失效分析、疲劳断裂与疲劳寿命预测、机械表面抗疲劳制造技术, E-mail: 154552879@qq.com。

(责编 逸飞)

(上接第69页)

quality and tool wear[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2012.

[8] BASAVARAJAPPA S, CHANDRAMOHAN G, DAVIM J P. Some studies on drilling of hybrid metal matrix composites based on Taguchi techniques[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2008, 196(1): 332-338.

[9] TOSUN G. Statistical analysis of process parameters in drilling of SiC_p/Al metal matrix composite[J]. International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2011, 55(5-8): 477-485.

[10] CHEN X L, XIE L J, NAN X H, et al. Experimental study on small-hole drilling characteristics of SiC_p/Al composites[J]. Procedia CIRP, 2016, 46: 319-322.

通讯作者: 解丽静, 工学博士、副教授, 研究方向为先进加工技术, E-mail: rita_xie2004@163.com。

(责编 逸飞)