

研究综述

孔用衬套冷挤压的强化机理与疲劳寿命研究进展

林忠亮^{1,2}, 白清顺¹, 王洪飞¹, 唐伟², 吴保全¹

(1. 哈尔滨工业大学 机电工程学院, 哈尔滨 150001; 2. 航天精工股份有限公司, 天津 300300)

摘要: 以强化后孔结构为研究对象, 分析了冷挤压相关技术的研究现状, 综述了衬套冷挤压技术的工艺过程及系统组成, 分别从应力分布和微观组织演化的角度, 对强化作用机理进行了系统分析和总结, 详细介绍了孔用衬套冷挤压强化工艺条件对疲劳寿命的影响, 归纳总结了孔结构冷挤压技术中疲劳断口分析和寿命预测的研究结果。研究表明, 冷挤压强化后孔壁周围的残余应力分布和微观组织有所改善, 通过引入残余应力抵消部分外部载荷冲击。同时, 有效抑制位错萌生、增值和滑移的有益位错胞形成, 阻止了晶粒的滑动, 不仅降低了裂纹的扩展速率, 而且提高了孔结构抗塑性变形能力。冷挤压强化工艺参数的优化对疲劳寿命有着重要的影响。分析了断口形貌和建立了对应工艺参数的数学模型, 可以为疲劳寿命的精准预测提供理论依据。最后, 结合实际生产工艺的技术需求, 展望了衬套冷挤压强化技术在未来研究中需要解决的关键问题和发展趋势。

关键词: 孔强化; 衬套; 冷挤压; 残余应力; 疲劳寿命

中图分类号: TH131.3 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-3660(2023)04-0001-14

DOI: 10.16490/j.cnki.issn.1001-3660.2023.04.001

Research Progress of Strengthening Mechanism and Fatigue Life in Cold Extrusion of Bushing for Hole

LIN Zhong-liang^{1,2}, BAI Qing-shun¹, WANG Hong-fei¹, TANG Wei², WU Bao-quan¹

(1. School of Mechatronics Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China;

2. Aerospace Precision Products Co., Ltd., Tianjin 300300, China)

ABSTRACT: Fastening hole connector is an important basic component in the aviation field, and its stress concentration has always been the focus of academia and industry. Therefore, improving the fatigue strength of the hole-structure is quite essential for enhancing the performance of the aircraft and prolonging its life. The use of cold extrusion technology for hole bushings to strengthen the hole-structure has the advantages of large extrusion volume, high precision and excellent strengthening effect. In recent years, it has been widely used in the anti-fatigue manufacturing and maintenance of aircraft mechanical components. At

收稿日期: 2021-11-22; 修订日期: 2022-03-31

Received: 2021-11-22; Revised: 2022-03-31

基金项目: 国家自然科学基金 (52075129); 天津市紧密连接技术企业重点实验室开放课题 (TKLF2021-02-B-06)

Fund: The National Natural Science Foundation of China (52075129); The Open Project of Tianjin Key Laboratory of Fastening Technology (TKLF2021-02-B-06)

作者简介: 林忠亮 (1988—), 男, 博士研究生。

Biography: LIN Zhong-liang (1988-), Male, Doctoral candidate.

通讯作者: 白清顺 (1974—), 博士, 教授, 博士生导师, 主要研究方向为超精密加工与微纳制造技术、精密机械装备设计。

Corresponding author: BAI Qing-shun (1974-), Male, Doctor, Professor, Research focus: ultra-precision machining and micro/nano manufacturing technology, design of precision mechanical equipment.

引文格式: 林忠亮, 白清顺, 王洪飞, 等. 孔用衬套冷挤压的强化机理与疲劳寿命研究进展[J]. 表面技术, 2023, 52(4): 1-14.

LIN Zhong-liang, BAI Qing-shun, WANG Hong-fei, et al. Research Progress of Strengthening Mechanism and Fatigue Life in Cold Extrusion of Bushing for Hole[J]. Surface Technology, 2023, 52(4): 1-14.

present, it is widely accepted that the strengthening mechanism of hole bushing cold extrusion technology mainly includes macro/micro aspects. Through extrusion strengthening, effective residual stress was introduced to the hole-structure and the microstructure around the hole wall was improved. Thereby, the fatigue resistance of the hole-structure was enhanced and the service life of the aircraft was improved simultaneously.

In this article, the research status of cold extrusion technology was analyzed with the strengthened hole-structure as the research object. The technological process and system composition of the bushing cold extrusion technology were also reviewed. The strengthening mechanism was systematically analyzed and summarized from the perspectives of residual stress distribution and microstructure evolution, respectively. Moreover, effects of cold extrusion strengthening process conditions on fatigue life were introduced in detail. Finally, the research results of fatigue fracture analysis and life prediction in hole-structure cold extrusion technology were summarized.

Studies showed that a beneficial residual stress field was introduced into the hole wall after mandrel extrusion strengthening. The intervention of residual stress not only offset the energy that promoted the crack, but also indirectly changed the stress intensity factor at the crack tip. This could achieve the goal of alleviating crack initiation and propagation. In addition, defects such as distortion, twist and slip occurred in the crystal around the strengthened hole after cold extrusion of the mandrel-bushing assembly, resulting in the formation of a large number of dislocations. During dislocation growth and expansion, crystal defects were suppressed under stress due to the existence of interactions. Therefore, a stress strengthening layer could be formed, which limited the damage of the extruded part. It not only reduced the crack growth rate, but also improved the plastic deformation resistance of the hole-structure.

In the study of the effect of cold extrusion technology of hole bushing on hole fatigue life, the optimization of cold extrusion strengthening process parameters was always the focus of researchers. The processing conditions that affected the fatigue life gain of the hole after cold extrusion strengthening mainly included the material properties and geometric dimensions of the extruded part, the mandrel structure, the thickness of bushing, the extrusion method and so on. In addition, how to effectively predict or calculate the fatigue life of the hole-structure after extrusion strengthening was also concerned by researchers. Based on the obtained residual stress results, the fatigue life analysis methods, such as the nominal stress method or the local stress-strain method were adopted to estimate the fatigue life of the dangerous elements after hole extrusion. Some scholars also used fatigue life analysis software for life simulation based on the S-N curve of the part on the basis of the numerical simulation of cold hole extrusion. In recent years, based on the continuous development of material analysis and testing technology, the mathematical model of the corresponding process parameters was established through the analysis and measurement of the fracture micro-topography, which can provide a theoretical basis for the accurate prediction of fatigue life.

Although with the continuous deepening of research, the achievements of cold extrusion strengthening technology are also constantly enriched. In particular, the basic research on the cold extrusion of press-fit bushings is more scarce, resulting in the key problems that need to be solved in the actual production of the cold extrusion strengthening technology of the bushing. Therefore, combined with the technical requirements of the actual production process, the future challenges and key problems that need to be faced and solved are presented in the future research of the cold extrusion strengthening technology of bushing.

KEY WORDS: hole strengthening; bushing; cold expansion; residual stress; fatigue life

孔结构因可实现设备轻量化、连接可靠和维护方便等优点,被广泛应用于航空航天领域中,飞机中大量的机械结构通过孔结构进行紧固连接^[1-3]。然而,紧固孔在起到连接和传递载荷作用的同时,破坏了原有设备结构和材料上的连续性,服役过程中易产生应力集中现象,在交变载荷的作用下,会产生疲劳裂纹,甚至断裂失效。研究表明,飞机故障的 50%~90%归因于孔结构的失效,疲劳破坏已经成为飞机结构的主要破坏形式^[4-5]。因此,提高孔结构的抗疲劳强度对

增强飞机使用性能及延长其寿命至关重要。

为了提高孔结构的安全性与可靠性,国内外诸多学者开展了大量的研究工作。孔挤压强化具有操作简单、成本低、可控性好等优点,成为航空结构寿命增益的主要强化手段^[6-8]。孔的冷挤压强化核心工艺为芯棒挤压,此过程为直径大于待强化孔直径的芯棒强行穿过待强化孔。为了保证挤压强化精度,要求芯棒具有较高的抗变形能力。同时,为了避免降低孔壁表面损伤,芯棒和孔壁需做润滑处理。孔结构直接挤压

强化经常会造成孔边缘突起和孔壁的擦伤, 因此后来又衍生出了衬套冷挤压强化技术, 即在挤压芯棒与孔之间引入衬套作为传递介质, 挤压时芯棒贴着衬套穿过孔, 芯棒的挤压力通过衬套传递给孔壁。这样强化克服了“飞边”、孔腰鼓和孔边缘突台等不良效果, 并且提高了强化质量。孔结构冷挤压衬套分为开缝衬套、无缝压合衬套等形式。近年来, 我国衬套挤压强化技术已逐步应用于航空航天制造等领域, 用于机翼和机身之间连接孔、机翼下表面螺栓孔、机身薄壁等飞机关键承力构件连接孔的强化。

本文介绍了衬套冷挤压技术的工艺过程及系统硬件组成, 分别从应力分布、微观组织方面阐述了强化机理, 介绍了孔结构挤压强化疲劳寿命的研究现状。最后, 结合实际生产工艺的发展需求, 提出了目前研究需要解决的问题和未来的发展趋势, 为孔结构冷挤压强化研究的进一步开展提供参考与思路。

1 衬套冷挤压强化工艺分析

衬套冷挤压强化技术具有操作简便且强化效果好等优点, 已逐渐成为孔强化工艺中常用的方式之一。该技术的研究来源于美国疲劳技术公司 (Fatigue Technology Inc, FTI) 提出的干涉配合衬套安装方法——ForceMate®法的衬套安装技术^[9]。在 20 世纪 60 年代中期, 国外最先对军用飞机采用干涉配合强化技术, 随后将其推广到民用飞机, 如道格拉斯 DC-8 和波音 707 机型。至 20 世纪 70 年代后期, 冷挤压强化技术已经开始应用于波音 747、道格拉斯 DC-10 和洛克希德 L-1011 等机型。因此, 以美国 FTI 为主的企业逐步形成了系列化、参数化以及相对成熟的技术体系, 实现了衬套冷挤压强化技术在军用及民用飞机

中的系统化应用, 并已经形成技术封锁和垄断^[10]。我国针对衬套冷挤压强化技术的研究起步较晚, 主要应用在航空和航天领域, 但是大部分衬套仍然需要进口, 且冷挤压技术较国外落后。目前我国衬套冷挤压强化技术的研究主要集中于航天院所和高校科研单位^[11-12]。虽然已经开展的相关研究推动了冷挤压强化技术的发展, 但是在冷挤压后的孔强化效果和使用寿命上, 与国外相比, 仍具有一定差距, 成熟衬套冷挤压技术和设备的相关研究报道较少。

1.1 工艺系统硬件组成

衬套冷挤压强化系统主要由衬套、挤压芯棒、挤压设备、润滑剂和待强化工件组成。作为挤压芯棒和待强化工件间挤压力传递的介质, 压合衬套是一种重要的孔结构冷挤压衬套, 如图 1 所示^[11]。与其他衬套相比, 压合衬套以过盈方式置于孔内, 能够实现更高的挤压过盈强化量, 同时可以补偿孔壁因为磨损而产生的误差。压合衬套的加工精度较高, 加工难度较大。衬套材料的优选是确保其发挥强化性能的基础, 常用衬套材料为不锈钢材料。302 不锈钢具有延伸性小、铬和镍含量高、耐腐蚀性和耐磨性强等优点。这能够保证冷挤压时衬套能够满足挤压芯棒的挤压强度要求, 并可以避免断裂而划伤孔内表面。

挤压芯棒是冷挤压强化设备的关键部件, 主要由连接段、导向段、前后锥段以及工作段组成, 其中工作段为起到强化作用的部位, 如图 2 所示。芯棒要求具备较高的硬度, 避免挤压过程中的磨损和变形失效, 硬度一般 $\geq 66\text{HRC}$ 。为了避免芯棒表面过于粗糙对衬套内孔壁造成划痕损伤, 一般芯棒表面的粗糙度小于 $0.2\ \mu\text{m}$ 。其常用材料为钨系和钨钼系高速钢。

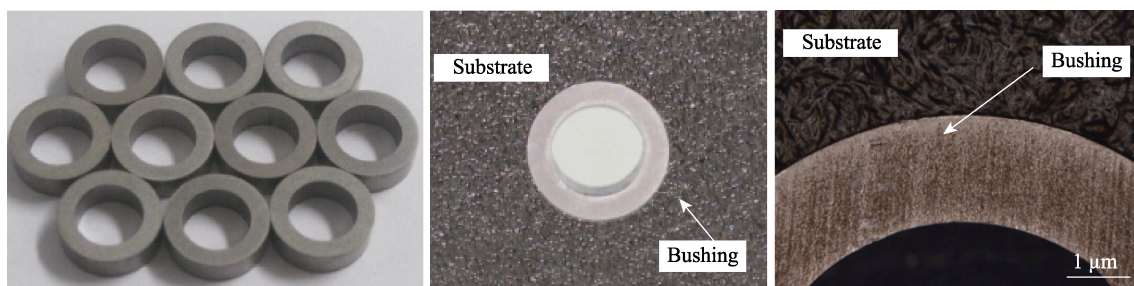


图 1 压合衬套^[11]
Fig.1 Compression bushings^[11]

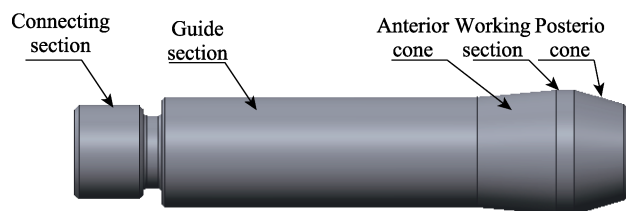


图 2 孔结构冷挤压芯棒结构
Fig.2 Schematic view of mandrels for cold extrusion of hole structure

孔冷挤压强化设备可以依据工作方式和动力来源分类, 主要分为拉拔和推压 2 种方式, 动力来源于液压、气动和气液混合动力供给装置。为了降低强化后孔壁表面损伤, 挤压中润滑剂的使用尤为重要, 不仅要能够显著降低芯棒工作段和衬套内孔的摩擦系数, 而且能够有效传导挤压过程中的温度, 避免局部温度过高导致的表面粘结行为。

1.2 冷挤压强化过程

衬套冷挤压强化技术即通过衬套将挤压芯棒的挤压力传递给孔壁,在压合衬套冷挤压强化过程中,主要分为初孔加工、孔挤压强化和终孔加工3个阶段。初孔加工时,对待强化孔进行机械加工,使其满足相应的尺寸与精度。进行孔挤压强化时,首先,依据待强化孔尺寸,选择合适的衬套和芯棒型号,将衬套预先润滑后,安装在挤压芯棒上,将芯棒连接段装入拉枪中,芯棒-衬套组件放置于强化孔结构中。然后,利用鼻顶帽限制衬套在芯棒拉回方向的自由度,

启动气泵带动拉枪将芯棒拉出。芯棒的工作段直径大于衬套内孔直径,在芯棒拉出时,以过盈挤压的方式通过衬套内孔。衬套膨胀发生塑性变形,使得衬套外壁对孔结构进行挤压,待强化孔壁因受到挤压力的作用,也随之发生塑性变形,从而在孔周围产生残余应力,提高了孔的疲劳寿命。最后,衬套被安装在孔中成为结构的一部分,完成孔的冷挤压强化过程。压合衬套冷挤压安装过程中主要部件如图3所示。终孔加工时,针对挤压强化后的孔进行后期处理,确保满足与其相配合零部件的装配要求。

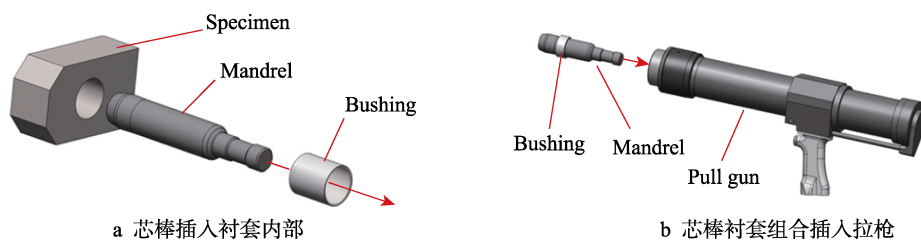


图3 压合衬套冷挤压安装的主要部件

Fig.3 Main components for cold extrusion installation of compression bushing:
a) insertion of mandrel into bushing; b) insertion of mandrel bushing assembly into pull gun

衬套冷挤压强化将直接影响整机的服役性能,强化失效能够造成重大事故。因此,开展衬套冷挤压的强化机理及疲劳寿命研究,对于指导衬套冷挤压强化工艺,提高民用和军用飞机的服役寿命,促进航空制造领域的发展都具有重要意义。

2 衬套冷挤压强化机理

冷挤压强化提高孔服役寿命的内在机制可归纳为孔壁处残余应力场的产生、微观组织的变化和宏观表面质量的改善^[12]。经过芯棒-衬套组件冷挤压的强化,孔周围晶体产生畸变、扭曲和滑移等缺陷,从而形成大量位错。在位错的增值和扩展过程中,由于交互作用的存在,使得晶体缺陷被抑制,形成了应力强化层,从而限制了被挤压件的损伤^[13]。经过芯棒挤压强化后的孔壁,被引入了有益残余应力场,残余应力的介入不仅抵消了促使裂纹产生的能量,而且间接改变了裂纹尖端的应力强度因子,从而起到缓解裂纹萌生和扩展的作用。同时,与孔结构相配合的衬套会使得残余应力场有所抵消,间接降低了外载荷破坏孔壁结构的危险。待强化孔结构经过初加工后,表面完整性有所改变,形成了微观“波峰-波谷”周期性微结构,使得孔壁表面更加粗糙。经过冷挤压强化的作用后,“波峰”结构被压平,并产生向“波谷”流动的趋势,因此“波峰-波谷”周期性微结构相互融合,从而提高了表面完整性,缓解了应力集中,提高了孔结构的服役性能^[14]。

2.1 冷挤压强化的应力状态研究

衬套的冷挤压强化可以改善孔结构的应力状态。

挤压后的塑性变形层受到弹性区沿着半径方向恢复力的作用,在孔壁的一定深度范围内产生强化层,径向和周向分布着较高的残余压应力,如图4所示^[15]。压合衬套冷挤压强化可以减少孔壁周围的应力集中区域和微裂纹源,抑制晶体滑移,从而能够显著地增强紧固孔的使用性能,进而为航空飞行器的长寿命服役提供保障。

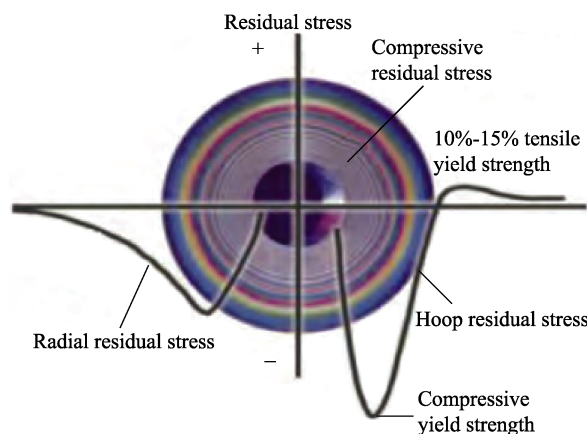


图4 孔挤压径向/周向残余应力分布特征^[15]
Fig.4 Distribution characteristic of radial/hoop residual stress zone produced by cold extrusion^[15]

工件表层残余应力场直接影响其疲劳性能。孔冷挤压残余应力的研究主要分为解析法、实验检测和数值模拟。Yan等^[16]提出了求解空心圆筒-带孔板模型的残余应力的精确解法,研究了不同可靠性系数下飞机结构的不同寿命关系,如图5所示。Hsu等^[17]基于弹塑性有限变形的流动理论,结合了修正后的Ramberg-Osgood材料本构关系,提出了无限大薄板应力状态

的精确解析模型, 获得了冷挤压孔卸载后的残余应力。Joede 等^[18]通过引入多项式系数修正因子, 建立了不同壁厚下孔强化后的残余应力数学模型, 并且通过有限元模拟和实验检测验证了模型的准确性。

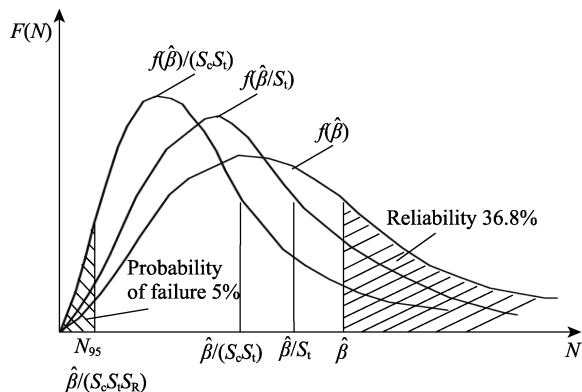


图 5 飞机结构不同寿命之间的关系^[16]

Fig.5 Relation of different lives of aircraft structures^[16]

南京航空航天大学朱海^[19]对冷挤压孔周围的残余应力进行了理论分析, 建立了加载过程应力和位移分析数学模型, 并将计算值与冷挤压后孔壁周向残余应力的实验值进行了对比, 结果如图 6 所示。由对比结果可知, 理论计算值和实验值具有相同趋势, 但数值存在微量偏差。此情况归因于理论计算进行了材料理想弹塑性变形的假设, 但是实际工作时达屈服极限后工件的内部应力并不会瞬间减小, 另外由于实验检测手段差异和人为误差的存在使得测量时难免会产生偏差。

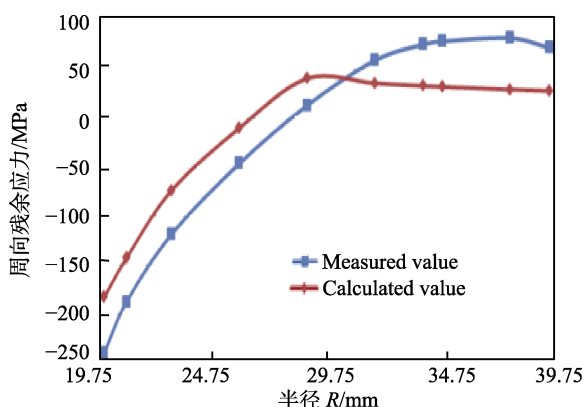


图 6 周向残余应力计算值与实测值对比^[19]

Fig.6 Comparison between calculated and measured circumferential residual stress^[19]

应用冷挤压强化残余应力的解析方法时, 由于实际冷挤压孔沿轴线(板厚度)方向存在较大应力梯度, 这种方法难以解决试件形状、边界条件与载荷形式等复杂的实际冷挤压工艺问题。同时, 采用屈服准则、应力状态、材料模型和卸载方式的不同, 获得的结果也有所差异。虽然解析方法存在不足之处, 但是其能够定量给出冷挤压孔后残余应力分布的数学表达式,

便于参数化研究, 为后续有限元分析与实验研究提供理论支撑, 因而仍具有研究价值。

冷挤压后, 孔周围残余应力的实验检测可以依靠相关实验设备来实现。通过检测孔周围弹性应变、位移或磁场特性等与内应力有关的变量, 可以推导残余应力的分布情况^[20]。孔结构的残余应力检测主要分为有损检测和无损检测。有损检测包括环芯法、剥层法和裂纹柔度法。该检测法技术成熟, 且检测可靠, 但将会对检测样件造成损伤。无损检测包括 X 射线衍射法、超声波法、中子衍射法和磁测法等, 对检测样件不易造成损伤, 从而确保了样件的使用性能^[21]。Zhang 等^[22]分别采用等高线法、X 射线法测定了 EN8 钢板冷挤压孔的周向应力(如图 7 所示), 并对这种测量方法获得的实验值与有限元仿真结果进行了比较分析, 如图 8 所示。研究表明, 等高线法与有限元法计算结果吻合良好, 等高线法可以替代现有残余应力测量方法, 为孔冷挤压后裂纹萌生和扩展的研究提供技术支持。

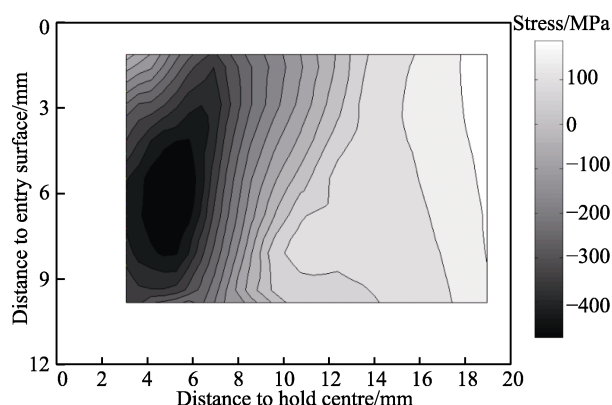


图 7 等高线法测量的二维环向残余应力剖面^[22]

Fig.7 2D hoop residual stress profile as measured by the contour method^[22]

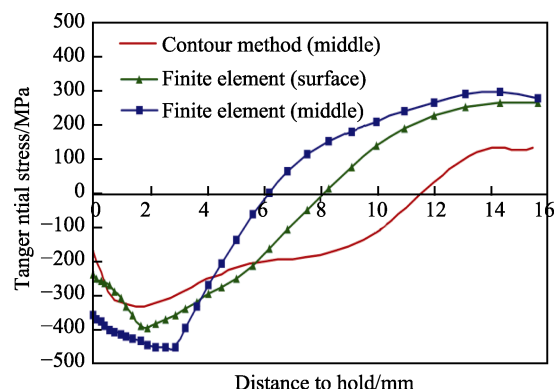


图 8 有限元法与等高线法的周向应力比较^[22]

Fig.8 Comparison of circumferential stresses between 3-D FE and contour methods^[22]

对不同支撑板孔径下冷挤压后孔周环向残余应力的研究表明, 随着支撑板孔径的增大, 板件入口处的残余压应力有增大趋势, 板件中间层轴向残余应力趋于不变^[23]。冷挤压后, 孔壁周围引入的残余应

力分布情况相关实验研究也表明, 挤压量为 5% 时, 残余应力处于峰值^[24]。王强等^[25]进行了压合衬套对 7050 铝合金的冷挤压强化研究, 获得了单侧和双侧挤压强化方式下孔结构的残余应力分布状态, 并检测了样件不同区域的微观形貌。挤压强化检测后获得的疲劳裂纹源区、疲劳裂纹慢速扩展区、疲劳裂纹快速扩展区和瞬断区的微观形貌如图 9 所示。在外部应力的作用下, 由疲劳裂纹源区向瞬断区演化, 导致疲劳失效。单侧挤压强化试样在挤入段萌生裂纹, 这是由于挤入段残余应力显著低于挤出段, 从而使得该处成为孔结构相对薄弱的部位。与之不同的两侧挤压,

疲劳裂纹则在挤入段或挤出段孔壁处萌生, 并没有明显的相对薄弱区域, 而此时挤入段和挤出段的残余应力相当。因此, 断口的疲劳分析能够从侧面反映出应力分布的状态。

西北工业大学曹增强教授课题组^[26]设计了冷挤压安装实验, 选取芯棒对衬套的挤压量来衡量强化程度, 通过实验对不同挤压量下的安装阻力、孔径变化和材料内部损伤进行了研究。结果表明, 挤压量对安装阻力的影响显著, 并确定在材料不受损伤情况下的最佳挤压量为 3%。实验检测有助于针对强化孔残余应力的研究, 能够形象地展示孔壁表面残余应力的分布情况。

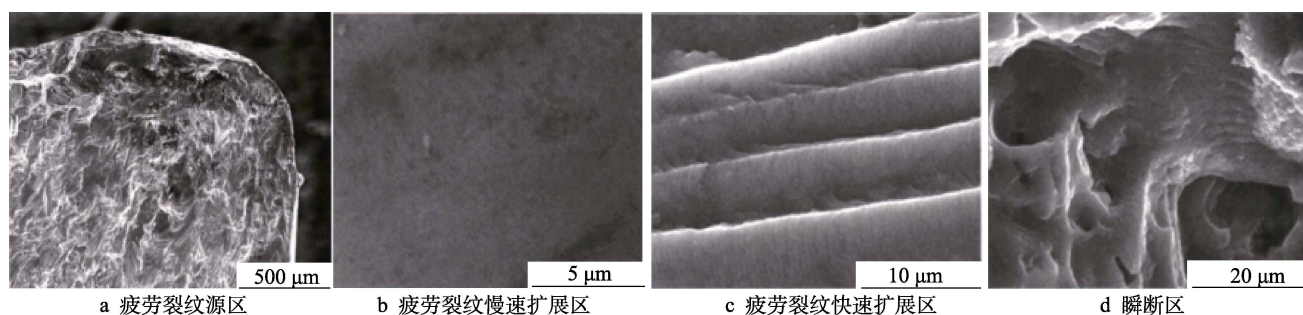


图 9 两侧挤压强化试样疲劳断口不同区域的微观形貌^[25]

Fig.9 Micro morphologies of different areas on fatigue fracture of both-side extrusion strengthening sample^[25]: a) source area of fatigue crack; b) slow propagation area of fatigue crack; c) fast propagation area of fatigue crack; d) transient fracture area

采用数值模拟技术研究冷挤压强化的残余应力已成为应力状态研究的重要手段。数值模拟研究不仅能得到挤压后孔壁残余应力的结果, 同时能获得冷挤压工艺过程应力场的变化结果。目前, 国内外学者利用有限元方法对冷挤压强化残余应力进行求解, 从不同角度展开了相关研究。从仿真模型的维数上看, 主要有二维和三维模型 2 种。对孔结构直接进行冷挤压的研究可以反映出挤压过程中残余应力的变化情况。芯棒直接冷挤压孔的强化工艺研究结果表明, 降低摩擦系数、提高相对挤压量更有利于提高孔强化效果^[27]。Ayatollahi 等^[28]采用二维有限元模拟研究了孔边缘裕度对孔周残余应力分布的影响, 发现当 $E/d < 3$ (其中, E 为孔边至孔中心的距离; d 为初孔直径) 时, 孔边缘裕度对残余应力有相当大的影响, 边距比较小的冷挤压会导致在自由边处产生相当大的残余拉应力。上述仿真结果由于受到了模型维数的限制, 而不能完全反映实际的冷挤压工艺过程。为了研究挤压芯棒结构对孔板的残余应力和孔壁变形的影响, 从政等^[29]建立了铝合金孔挤压三维有限元模型, 利用正交分析法研究了前锥度、后锥度、过盈量和摩擦因数对孔板残余应力的影响, 获得了考虑平均变形和残余应力指标条件下的最优参数。为了研究飞机结构紧固件冷挤压后残余应力场分布, 霍鲁斌等^[30]建立了带孔圆板的三维有限元模型, 并得到冷挤压后带孔圆板在不同挤压量下残余应力场的分布状态。研究结果表明, 残余应力场在沿着板厚度的方向分布着 3 个不同的典型区域,

不同区域对挤压量的响应不同, 而挤压量的变化对单孔圆板接近上表面孔壁区域的影响最大。

相比孔结构直接进行冷挤压强化, 含衬套孔结构冷挤压的影响因素较多, 工艺更为复杂。Nigrelli 等^[31]建立了孔结构衬套冷挤压强化的三维有限元模型, 对 5083-H321 铝合金进行了衬套冷挤压仿真模拟, 如图 10 所示。他们研究了板料厚度、衬套位置对残余应力分布的影响, 发现板料厚度越大, 残余应力值越大,

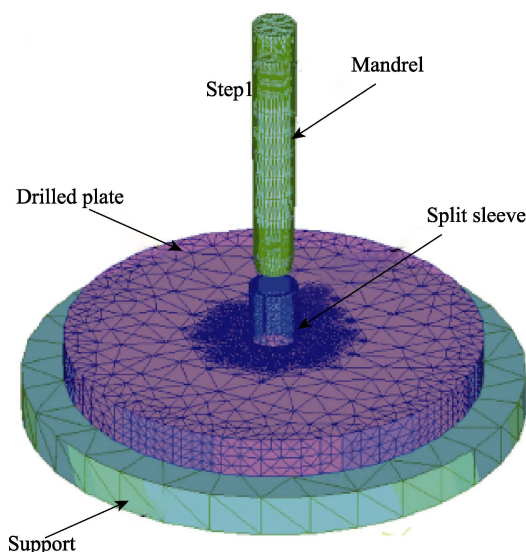


图 10 孔结构衬套冷挤压强化的三维有限元模型^[31]
Fig.10 3D FE model for cold extrusion process of hole structure bushing^[31]

板料厚度与孔径比值越大, 残余应力的分布越均匀, 且开缝位置为 90° 时的效果最佳, 这与 FTI 公司给出的要求一致。针对飞机结构连接孔的超差问题, 刘儒军等^[32]将压合衬套冷挤压方法用于小边距耳片通孔及埋头孔修复, 建立了耳片和衬套的三维有限元模型, 得到挤压强化后孔边切向残余应力分布。研究表明, 采用冷挤压压合衬套技术可在易造成应力集中的基材孔周围形成残余压应力。为了研究钛合金耳片结构的小边距孔强化问题, 曹增强等^[33]利用有限元软件建立了钛合金耳片和合金结构钢衬套的对称三维有限元模型, 分析了不同挤压量对孔周应力的影响, 如图 11 所示。研究结果表明, 随着干涉量的增大, 孔壁切向残余应力由拉伸应力逐渐增大到峰值, 随后逐步减小为负值, 转变为压应力。

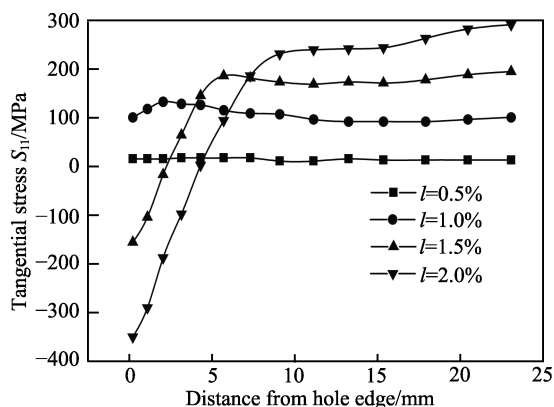


图 11 干涉量对残余应力的影响^[33]

Fig.11 Effects of interference on residual stress^[33]

孔结构冷挤压的应力分布受到孔的布局位置和工艺顺序等因素的影响。Anil 等^[34]采用有限元仿真比较了单孔、两孔同时挤压、两孔顺序挤压等不同挤压方法对冷挤压残余应力分布状态的影响, 获得了最大残余压应力的挤压结果。Kim 等^[35]对 2 个邻孔进行同时挤压, 发现当孔间距小于 4 倍孔直径时, 2 孔间残余应力会急剧增大; 而当孔间距大于 4 倍孔直径后, 对残余应力场基本没有影响, 如图 12 所示。

综上所述, 孔经冷挤压强化后, 其残余应力状态在解析模型、有限元仿真模型和实验检测上取得了一定的研究成果。这些研究成果对孔冷挤压强化技术提供了必要支撑, 但是解析模型和有限元仿真模型多为理想情况下的简化, 实际冷挤压工艺过程为错综复杂的外部交变载荷作用, 从而导致理论模型与实际工艺情况出现偏差。因此, 理论与实践结合的孔用衬套冷挤压研究体系需要进一步开展。同时, 目前针对残余应力的研究主要集中于定性的讨论上, 挤压参数对残余应力分布影响的定量表述研究应得到重视。

2.2 冷挤压强化的微观组织变化

经过冷挤压强化后的孔结构, 不仅引入了残余应

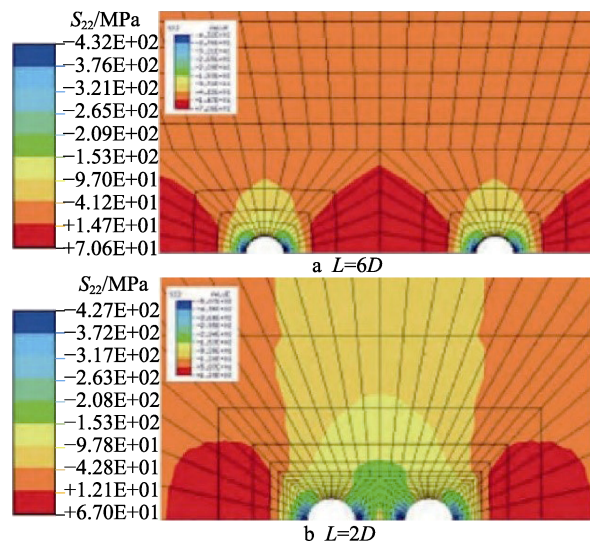


图 12 不同孔间距条件下的孔周残余应力云图^[35]

Fig.12 Residual stress contours around holes in various hole distances^[35]

力场, 而且孔壁表层微观组织结构得到了改善。微观组织的改变有效抑制了疲劳裂纹的萌生和扩展, 从而提高了孔结构的服役性能。近年来, 对冷挤压强化后显微组织的变化已经引起了人们的重视。Faghih 等^[36]对镁合金冷挤压强化后的显微组织进行了分析, 研究了挤压量对显微组织变化的影响, 如图 13 所示。高强度冷挤压作用下, 在显微组织中发现了晶间缺陷。5%冷胀试样的 SEM 显微照片显示, 晶粒完全缠绕, 没有任何微缺陷; 而 6%冷挤压试样则存在晶间缺陷或微裂纹。缺陷的存在是由于引起的过度塑性变形, 导致晶粒的滑动。此外, 相分布图也证实了纳米金属化合物在晶界处析出, 阻碍了位错的运动。因此, 位错在析出相周围堆积, 从而提高了试样的力学性能。同时发现, 冷挤压后, 孔周的高位错密度和高体积分数的孪晶使得硬度增加, 孔边位置中间面的孪晶体积分数大于挤入面和挤出面。

挤压量对孔挤压强化后疲劳裂纹生成将产生显著影响, 有研究表明, 在孔壁强化后, 表层内将会形成位错胞状结构, 同时引入了有效残余压应力^[37]。从图 14 可以看出, 单位体积内小直径的位错数量较多, 位错相互堆积, 形成了窄胞壁的位错网络组织。随着孔壁径向分布距离的增加, 位错数量减少, 位错交叉堆积的几率下降, 从而向小直径、宽胞壁的位错胞演化。借助透射电子显微镜观察冷挤压作用产生的强化相, 发现强化相周围分布少许位错线, 如图 14 d 所示。外部载荷诱导位错滑移和延伸, 在晶界、亚晶界间相互缠绕堆积, 位错堆积效应最后演化为位错网状组织结构。距离孔壁较近的位置形成结构稳定、高密度的胞状结构, 进而形成了冷挤压的强化层。

孔壁表层微观组织结构研究是探究强化机制的主要手段。北京航空材料研究院进行了高温合金连接

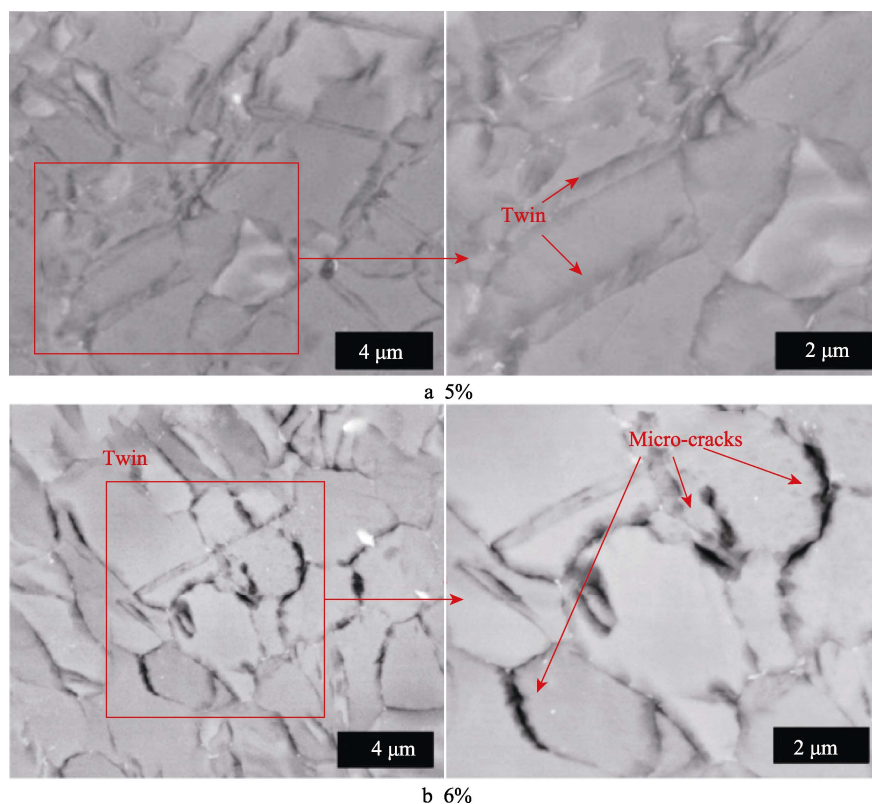


图 13 不同挤压量条件下试样的 SEM 显微形貌^[36]

Fig.13 SEM micrographs of cold expansion sample in various deformation percentages^[36]:
a) low magnification of 5% sample; b) high magnification of 5% sample; c) low magnification of 6% sample; d) high magnification of 6% sample

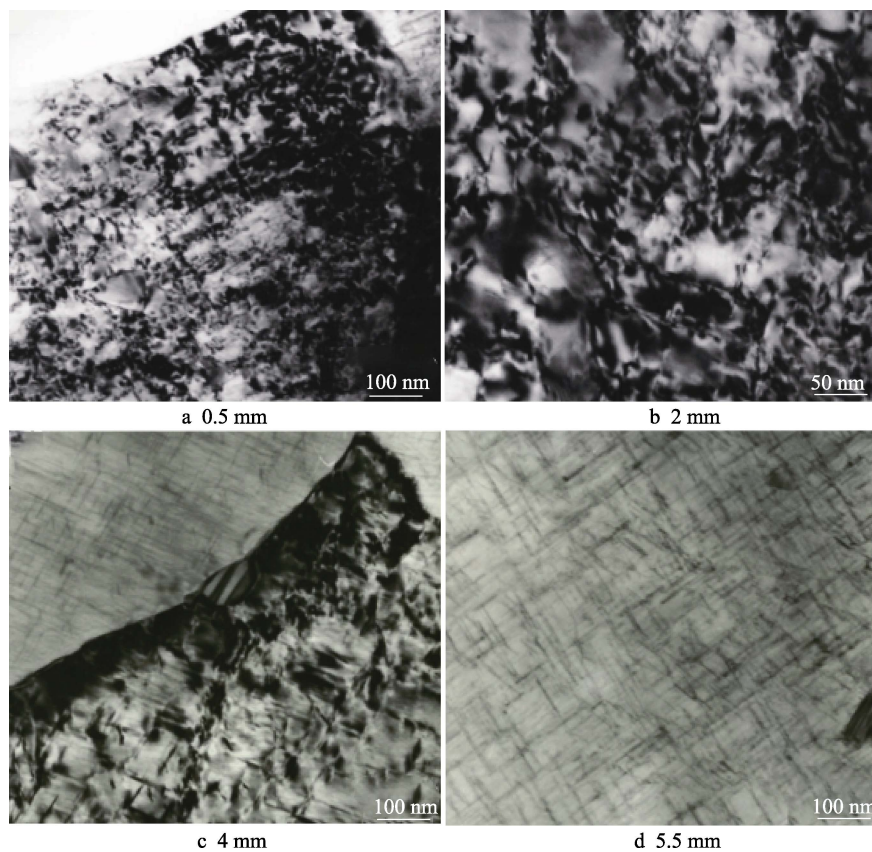


图 14 强化层不同深度的透射电镜显微组织^[37]

Fig.14 TEM microstructure of strengthening layer at different depth^[37]

孔的挤压强化特性实验研究, 分析了挤压强化后孔结构的表面完整性和表面形貌, 探究了检测强化后孔壁周围残余应力的分布和微观组织结构的改变, 进而明确孔挤压的强化机制^[38]。未强化和经过挤压强化后孔壁周围金相组织对比如图 15 所示。通过图 15 可知,

挤压强化作用使得结构孔壁处晶粒滑移和扭曲, 随着沿结构孔径向距离的增加, 晶粒变形趋势逐渐减小。研究结果表明, 挤压强化后的孔壁周围由于挤压力的作用发生塑性变形, 且变形量依据与孔壁表面的相对距离表现为梯度变化。

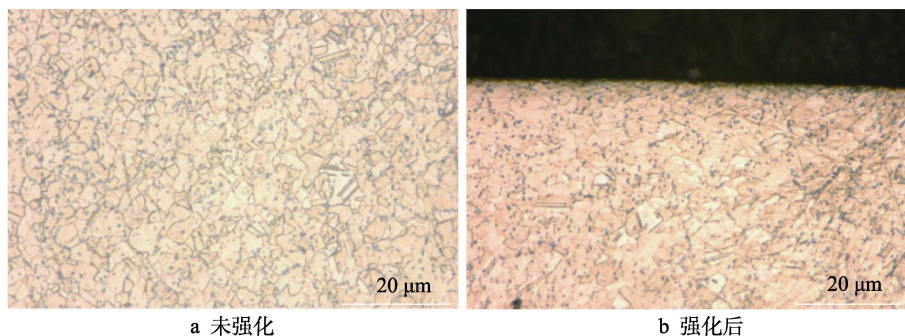


图 15 孔边组织的横截面金相组织^[38]

Fig.15 Cross-sectional optical microstructure of hole side^[38]:
a) unreinforced; b) after strengthening

综上所述, 冷挤压强化后的孔壁微观组织得到了改善, 有益位错胞的产生, 有效抑制了新位错的增值和滑移, 阻止了晶粒的滑动, 进而降低了裂纹的扩展速率, 提高了孔结构的抗塑性变形能力。目前针对冷挤压强化后孔壁微观组织结构演变的研究多处于实验表征分析阶段, 对冷挤压过程中晶粒的滑动、位错萌生和扩展机理的研究较少, 未能从根源上揭示微观组织改善产生的强化机制。因此, 结合宏观表征手段的强化机理探究是实现冷挤压强化效果可控化、定量化和精准化的关键, 相关理论仍需进一步开展和完善。

3 冷挤压强化的疲劳寿命研究进展

孔冷挤压强化疲劳寿命研究是确保设备稳定工作和预测维护周期的重要指标, 将宏观的疲劳失效形式转化为疲劳寿命研究, 定量描述设备的安全服役时间。冷挤压强化的疲劳寿命主要分为数值模拟和实验研究, 其中数值模拟研究主要表现在疲劳寿命预测、工艺参数影响规律上。对孔冷挤压的实验研究, 目前主要集中在疲劳寿命预测、孔疲劳寿命增益的工艺参数影响、冷挤压后孔壁显微组织变化以及强化试件的疲劳断口分析等方面。

3.1 冷挤压强化的孔疲劳寿命预测

为了探究冷挤压强化后孔的疲劳寿命, 国内外学者开展了大量的研究工作。针对疲劳寿命数值模拟研究, 部分学者基于得到的残余应力结果, 应用名义应力法或局部应力应变法等疲劳寿命分析方法对孔挤压后的危险单元进行了疲劳寿命估算。也有学者在孔冷挤压数值仿真基础上, 基于零件的 $S-N$ 曲线, 利用疲劳寿命分析软件进行寿命仿真。

基于有限元方法的数值模拟技术, 可以实现冷挤

压后衬套和孔结构的疲劳寿命估算和预测。Lacarac 等^[39]基于有限元仿真与帕里斯定律, 提出了疲劳裂纹增长速率的预测方法。上海交通大学对铝合金芯棒和衬套挤压强化进行了仿真, 估算了循环载荷作用下的疲劳寿命, 并进行了试验验证^[40]。Bahloul 等^[41]为研究应力水平、过盈配合尺寸和扩孔直径对裂纹单边缺口拉伸试样疲劳寿命的影响, 将有限元方法与蒙特卡罗可靠性分析方法相结合, 研究发现, 直径为 6 mm 的过干涉配合孔具有更高的有效残余压应力分布和更高的疲劳寿命。针对不同过盈配合尺寸, 研究修正了等概率 $S-N$ 曲线和可靠性-寿命曲线, 为后续孔冷挤压强化疲劳寿命预测提供了技术支持。王幸^[42]在基于有限元方法获得 TC4 中心孔板疲劳数据后, 通过累积损伤准则实现了对给定载荷谱下的寿命预测, 并建立了非线性累积损伤模型, 预测结果和试验值的比值在 0.5~2 倍内, 强化前后中心孔板疲劳寿命预测的结果如图 16 所示。南京航空航天大学以开缝衬套为研究对象, 开展了冷挤压强化的疲劳寿命仿真研究, 开发了疲劳强度预测软件, 并研制了衬套冷挤压强化疲劳寿命预测系统, 为衬套冷挤压强化疲劳寿命的预测研究提供了思路^[43-44]。

3.2 孔疲劳寿命增益的工艺条件影响

影响冷挤压强化后孔疲劳寿命增益的工艺条件主要包含被挤压件的材料属性和几何尺寸、芯棒结构和挤压量、衬套厚度及挤压方式等。相关研究表明, 传统冷缩衬套由于挤压量小, 疲劳增益效果有限, 而过大的挤压量将导致衬套孔壁易损伤而产生裂纹源。采用 0.5 mm 甚至更大干涉挤压量的压合衬套, 在疲劳增益方面是传统冷缩法的 3 倍以上^[14,45]。Yan 等^[46]建立了 AISI 4130 钢衬套和 7050-T7451 铝合金板材的有限元模型, 计算了其疲劳裂纹形核寿命。该方法在

飞机舱壁上连接主起落架和锁紧机构的孔处进行了演示。研究表明,冷挤压强化后,裂纹形核的疲劳寿命提高为6.6倍,裂纹扩展的疲劳寿命提高为4.9倍。张小辉等^[47]针对7B04-T651铝合金试件进行了冷挤压强化模拟,得到了不同挤压方式下材料的流动

特征,如图17所示。该研究验证了衬套在抑制材料轴向流动方面的优势,从而提高了试件的疲劳寿命。二次挤压强化技术可以在保证底孔有足够的强化效果下,实现衬套与孔壁的紧密配合,从而有效提高连接件的疲劳寿命^[48]。

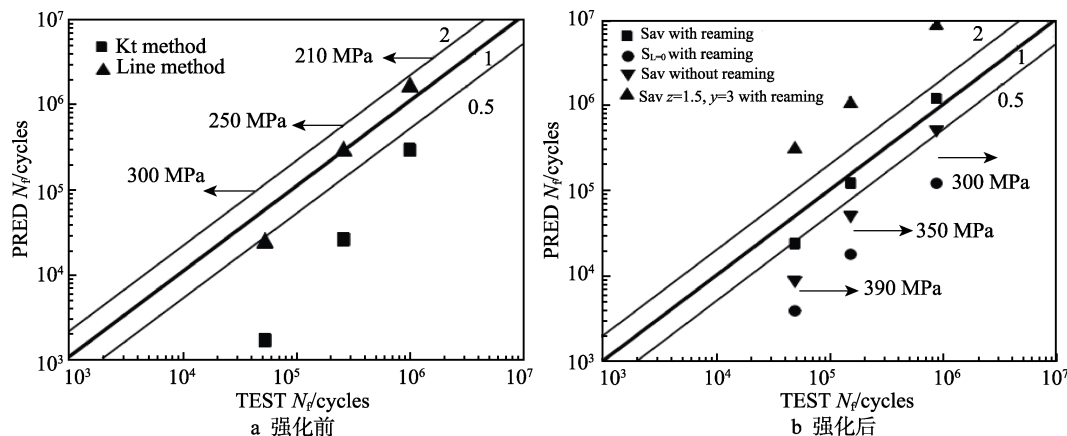


图16 强化前后中心孔板疲劳寿命预测^[42]

Fig.16 Fatigue life prediction of center orifice plate before (a) and after (b) strengthening^[42]

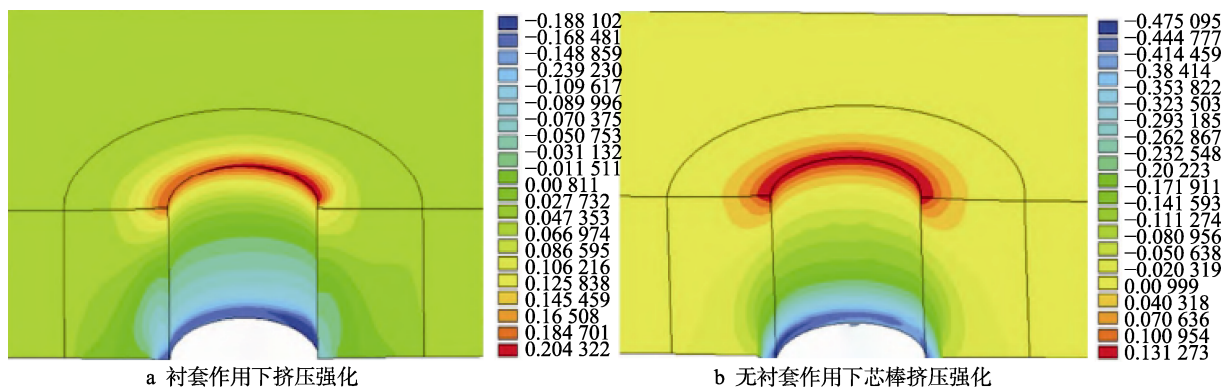


图17 不同挤压方式下材料流动性研究^[47]

Fig.17 Material movement of various extrusion styles^[47]: a) with bushing; b) without bushing

对孔结构冷挤压强化疲劳寿命的研究与孔壁摩擦特性、挤压方式和参数、挤压材料等多种因素有关。Shahriay 等^[49]对冷挤压试样进行了微动疲劳实验和有限元仿真,结果表明,较高的挤压量不会增加疲劳寿命。同时通过观察孔壁摩擦力的变化,得到了摩擦系数的变化趋势,发现孔壁摩擦力由起初的较低值逐渐增加,大约在1000个周期后达到稳定。较低挤压量入口和出口的摩擦特性基本一致,有效提高了样件的疲劳寿命。Hou 等^[50]对7B04-T6铝合金腐蚀试样进行了冷挤压实验和疲劳测试,发现当挤压量为5.7%时,疲劳寿命提高了3倍。贾忠宁等^[51]通过对比不强化、芯棒直接挤压和衬套挤压3种孔处理方式的疲劳试样,发现采用衬套挤压强化后,含孔构件的疲劳寿命将会得到显著提高。Liu 等^[52]将直接芯棒冷挤压用于航空发动机的高温镍基合金磁盘上,将试样在600℃时的低周疲劳寿命提高了2.1~3.5倍。Champoux 等^[53]基于 ForceMate[®]衬套安装工艺,完成了循环加载实

验,并测定了经过压合衬套冷挤压强化后耳片结构的疲劳寿命,结果显示,疲劳寿命得到大幅提高。Reid 等^[54]以铝合金双孔耳片为研究对象,设置了无衬套冷挤压、收缩配合衬套和 ForceMate[®]压合衬套冷挤压对照实验。结果表明,压合衬套冷挤压后,孔周围存在明显的残余压应力,且疲劳寿命显著增加。

3.3 冷挤压强化的孔疲劳断口分析

疲劳实验检测是疲劳寿命研究的主要方法,主要通过扫描电镜或者金相显微镜观察疲劳的断口特征、微观组织形貌等。基于疲劳断口分析孔疲劳特性的典型研究结果见表1^[55-61]。王燕礼等^[60]采用疲劳实验和微观组织分析的方法对衬套挤压孔结构的疲劳行为进行了研究,定量分析了不同工艺制备的孔结构疲劳裂纹萌生寿命和裂纹扩展速率。近年来,对冷挤压强化后的孔疲劳断口分析,不仅仅停留在表面形貌和微观组织的定性分析上,而逐渐向疲劳寿命量化的研

表 1 基于疲劳断口分析的孔疲劳特性研究
Tab.1 Research on hole fatigue characteristics based on fatigue fracture analysis

Time	Researcher	Research Content
1991	LING Chao ^[55] et al	Scanning electron microscope was used to observe the initiation process of micro-cracks around the edge of the hole during the fatigue process, and it was found that the fatigue cracks all started at the edge of the hole
1994	DING Chuan-fu ^[56] et al	The fatigue crack initiation and propagation life of two ultra-high strength steels under random load spectrum loading were investigated using extruded and non-extruded center hole specimens. The results showed that the fatigue source of the extrusion was generated at the corner of the hole
2011	WANG Qiang ^[57] et al	The surface residual stress before and after hole extrusion strengthening were studied and the effects of hole strengthening process on the fatigue life of the sample were also investigated according to the fatigue fracture of the sample. Studies had shown that the fatigue life was affected by the location of the fatigue crack source due to residual compressive stress and surface integrity
2015	GE En-de ^[58] et al	Through fracture analysis, it was found that the fatigue source of the unextruded specimen was in the middle of the plate thickness of the hole wall. The existence of residual stress delayed the initiation and propagation of cracks and increased the fatigue life of the specimens
2018	JIANG Y F ^[59] et al	The fatigue fracture morphology, fatigue fringes and microstructure characteristics were observed by scanning electron microscopy and transmission electron microscopy. The influence of microstructure characteristics on fatigue life was investigated. The results showed that the cold extrusion amount of 0.4mm could significantly improve the fatigue resistance of the AA2024-T351 specimen, and the fatigue limit could be increased by about 42%
2019	WANG Yan-li ^[60] et al	The internal relationships between the average spacing of the fatigue fracturing striations and the crack length were explored and the interactions between the length of the hole surface crack and the fatigue cycle were discussed. The fatigue crack initiation life and crack growth rate of pore structures prepared by various techniques were quantitatively analyzed
2020	WANG Xin ^[61] et al	Propagation lives and fatigue lives were obtained by quantitative analysis of fracture. The reason of the big dispersion about cold expansion fatigue lives was also revealed

究方向发展。中国航发北京航空材料研究院对 GH4169 合金中心孔板材冷挤压试样进行了断口以及表面完整性分析，并基于疲劳累积损伤原理，将疲劳条带作为寿命断口定量分析的参量，研究得到冷挤压强化后，试样中值疲劳寿命估计量提高了 1 倍^[61]。可见，断口分析定性化到量化研究的深入，将有利于从微观角度研究掌握疲劳增益的来源机制，为后续疲劳研究提供了研究思路。

4 衬套冷挤压强化面临的关键问题

虽然冷挤压强化技术随着研究的不断深入，其研究成果也在不断地丰富，然而国内衬套在孔冷挤压强化技术中起步较晚，尤其压合衬套冷挤压的基础研究更加匮乏，导致衬套冷挤压强化技术在实际生产工艺中尚存在需要解决的关键问题，主要有以下几个方面。

- 1) 关于冷挤压强化技术数据和成果集中在对数值模拟或实验结果的规律总结上，缺乏相关参数对强化效果的定量分析，并且大多建立的力学解析模型未考虑外载，而与实际强化效果相差较大。
- 2) 针对冷挤压强化残余应力的研究，目前大多数的研究结果往往是单一因素对残余应力分布结果的影响，而没有全面考察强化过程中多个因素耦合作用对残余应力分布的共同作用。
- 3) 对残余应力的研究大多聚焦在宏观上力学特

性的分布规律上，而对冷挤压过程中被强化件材料组织流动规律机理揭示的研究较少，因此对衬套冷挤压强化微观机理研究还不够深入。

- 4) 针对冷挤压强化疲劳寿命的研究，目前学者主要集中在利用数值模拟和疲劳实验的方法来评估疲劳寿命数值上，对强化后试件在载荷作用下疲劳裂纹增长机制的研究较少。
- 5) 由于疲劳试验存在着费时、费力等缺点，对衬套冷挤压疲劳寿命的准确预测，目前仍是研究的难点，针对衬套冷挤压疲劳寿命仿真预测模型与系统的开发也是亟待解决的问题。

5 未来发展趋势

根据实际生产工艺的需求，孔用衬套冷挤压强化技术未来需要在强化效果、疲劳寿命增益、强化工艺参数、疲劳寿命预测等方面开展前沿研究。主要体现在以下主要方向：强化效果定量分析与力学解析模型；冷挤压强化微观机理和疲劳裂纹机制；孔用衬套冷挤压工艺参数的优化；冷挤压关键参数的关联耦合分析；残余应力与疲劳寿命仿真预测系统。

6 结语

孔结构的冷挤压技术是实现其应力和疲劳强化

的重要手段,对航空飞行器孔结构的有效固联将产生显著的影响。本文分析了衬套冷挤压强化工艺,总结了衬套冷挤压的强化机理,揭示了冷挤压强化中应力和微观组织的变化机制,归纳了冷挤压强化疲劳寿命的研究进展,并提出了衬套冷挤压强化面临的关键问题及未来的发展趋势。

参考文献:

- [1] HUANG Wei, WANG Tie-jun, GARBATOV Y, et al. Fatigue Reliability Assessment of Riveted Lap Joint of Aircraft Structures[J]. International Journal of Fatigue, 2012, 43: 54-61.
- [2] SHI P, MAHADEVAN S. Corrosion Fatigue and Multiple Site Damage Reliability Analysis[J]. International Journal of Fatigue, 2003, 25(6): 457-469.
- [3] 薛凤梅, 李付国, 范娟, 等. 7050-T7451 铝合金含孔连接板件的拉伸性能与断裂韧性模拟分析与实验研究[J]. 稀有金属材料与工程, 2013, 42(9): 1767-1772.
XUE Feng-mei, LI Fu-guo, FAN Juan, et al. Experiments and Simulations on Tensile Properties and Fracture Toughness of 7050-T7451 Aluminum Alloy Hole Specimens[J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2013, 42(9): 1767-1772.
- [4] LIU Yong-shou, SHAO Xiao-jun, LIU Jun, et al. Finite Element Method and Experimental Investigation on the Residual Stress Fields and Fatigue Performance of Cold Expansion Hole[J]. Materials & Design, 2010, 31(3): 1208-1215.
- [5] LIU J, XU H L, ZHAI H B, et al. Effect of Detail Design on Fatigue Performance of Fastener Hole[J]. Materials & Design, 2010, 31(2): 976-980.
- [6] ÖZDEMİR A T, EDWARDS L. Relaxation of Residual Stresses at cold-Worked Fastener Holes Due to Fatigue Loading[J]. Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures, 1997, 20(10): 1443-1451.
- [7] KIM H K, CARLSON S S, STANFIELD M L, et al. Mitigating Cutting-Induced Plasticity Errors in the Determination of Residual Stress at Cold Expanded Holes Using the Contour Method[J]. Experimental Mechanics, 2022, 62(1): 3-18.
- [8] 彭航, 秦剑波, 赵天娇. 冷挤压强化对双搭接结构疲劳性能影响研究[J]. 西北工业大学学报, 2021, 39(1): 189-196.
PENG Hang, QIN Jian-bo, ZHAO Tian-jiao. Effect of Cold Expansion on Fatigue Life of Double Lap Structure[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2021, 39(1): 189-196.
- [9] LANCIOTTI A, NIGRO F, POLESE C. Fatigue Crack Propagation in the Wing to Fuselage Connection of the New Trainer Aircraft M346[J]. Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures, 2006, 29(12): 1000-1009.
- [10] FU Yu-can, GE En-de, SU Hong-hua, et al. Cold Expansion Technology of Connection Holes in Aircraft Structures: A Review and Prospect[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2015, 28(4): 961-973.
- [11] 程远庆. CFRP 孔冷挤压仿真与试验研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.
CHENG Yuan-qing. Simulation and Experimental Study on Cold Extrusion of CFRP Holes[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014.
- [12] 薛希豪. 孔挤压强化对国产 7050 合金耳片疲劳行为的影响[D]. 西安: 西安建筑科技大学, 2019.
XUE Xi-hao. Effect of Hole Extrusion Strengthening on Fatigue Behavior of Domestic 7050 Alloy Lug[D]. Xi'an: Xi'an University of Architecture and Technology, 2019.
- [13] 龚澎, 郑林斌, 张坤, 等. 7B50-T7451 铝合金板材孔挤压工艺性能研究[J]. 航空材料学报, 2011, 31(4): 45-50.
GONG Peng, ZHENG Lin-bin, ZHANG Kun, et al. Effects of Hole Cold-Expansion on Microstructure and Fatigue Property of 7B50-T7451 Aluminum Alloy Plate[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2011, 31(4): 45-50.
- [14] 张岐良. 飞机轻量化结构干涉配合强化的理论与仿真研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2014.
ZHANG Qi-liang. Theoretical and Simulation Study on Interference Fit Strengthening of Aircraft Lightweight Structure[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2014.
- [15] 王燕礼, 朱有利, 曹强, 等. 孔挤压强化技术研究进展与展望[J]. 航空学报, 2018, 39(2): 021336.
WANG Yan-li, ZHU You-li, CAO Qiang, et al. Progress and Prospect of Research on Hole Cold Expansion Technique[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(2): 021336.
- [16] YAN Chu-liang, LIU Ke-ge. Theory of Economic Life Prediction and Reliability Assessment of Aircraft Structures[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2011, 24(2): 164-170.
- [17] HSU Y C, FORMAN R G. Elastic-Plastic Analysis of an Infinite Sheet Having a Circular Hole under Pressure[J]. Journal of Applied Mechanics, 1975, 42(2): 347-352.
- [18] MAXIMOV J T, ANCHEV A P. Modelling of Residual Stress Field in Spherical Mandrelling Process[J]. International Journal of Machine Tools and Manufacture, 2003, 43(12): 1241-1251.
- [19] 朱海. 挤压孔连接件疲劳寿命分析的应力场强法[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.
ZHU Hai. Stress Field Strength Method for Fatigue Life Analysis of Extrusion Hole Connectors[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014.
- [20] 李美春. 6061 铝合金中厚板热处理及残余应力消减工艺研究[D]. 长沙: 中南大学, 2013.
LI Mei-chun. Study on Heat Treatment and Residual Stress Reduction Process of 6061 Aluminum Alloy Plate[D]. Changsha: Central South University, 2013.
- [21] 张铁浩, 王洋, 方喜凤, 等. 残余应力检测与消除方法

- 的研究现状及发展[J]. 精密成形工程, 2017, 9(5): 122-127.
- ZHANG Tie-hao, WANG Yang, FANG Xi-feng, et al. Research Status and Development of Residual Stress Detection and Elimination Methods[J]. Journal of Netshape Forming Engineering, 2017, 9(5): 122-127.
- [22] ZHANG Ying, FITZPATRICK M E, EDWARDS L. Measurement of the Residual Stresses around a Cold Expanded Hole in an EN₈ Steel Plate Using the Contour Method[J]. Materials Science Forum, 2002, 404-407: 527-534.
- [23] 张飞, 何宇廷, 张腾, 等. 支撑板孔径对 7A04-T6 铝合金板冷挤压后孔周环向残余应力分布的影响[J]. 机械工程材料, 2015, 39(9): 89-93.
- ZHANG Fei, HE Yu-ting, ZHANG Teng, et al. Effect of Backing Plate Hole Diameter on Residual Stress Distribution around 7A04-T6 Aluminum Alloy Hole after Cold Expansion[J]. Materials for Mechanical Engineering, 2015, 39(9): 89-93.
- [24] 黄宏, 赵庆云, 刘凤雷. 孔强化对 7050 铝合金残余应力分布的影响[J]. 航空制造技术, 2016, 59(19): 80-82.
- HUANG Hong, ZHAO Qing-yun, LIU Feng-lei. Effect of Strengthened Hole on Residual Stress of 7050 Aluminium Alloy[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2016, 59(19): 80-82.
- [25] 王强, 赵勇, 倪孟龙. 高干涉量压合衬套强化铝合金孔结构的疲劳性能[J]. 机械工程材料, 2020, 44(7): 46-50.
- WANG Qiang, ZHAO Yong, NI Meng-long. Fatigue Properties of Aluminum Alloy Hole Structure Strengthened by High Interference Fit Bushing Technique[J]. Materials for Mechanical Engineering, 2020, 44(7): 46-50.
- [26] 魏誉豪, 曹增强. 复合材料结构装配中的干涉衬套强化工艺研究[J]. 航空制造技术, 2019, 62(15): 63-67.
- WEI Yu-hao, CAO Zeng-qiang. Research on Reinforcement of Interference Bushing in Composite Structure Assembly[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2019, 62(15): 63-67.
- [27] 侯帅, 朱有利, 王燕礼, 等. 孔冷挤压强化工艺的有限元分析及应用[C]//第七届全国机械工程博士论坛论文集. 柳州: 中国工程机械学会, 2015.
- HOU Shuai, ZHU You-li, WANG Yan-li, et al. FEM Analysis and Application of Cold Expansion Technology[C]//The Seventh National Mechanical Engineering Doctor Forum. Liuzhou: Chinese Society of Construction Machinery, 2015.
- [28] AYATOLLAHI M R, ARIAN NIK M. Edge Distance Effects on Residual Stress Distribution around a Cold Expanded Hole in Al₂₀₂₄ Alloy[J]. Computational Materials Science, 2009, 45(4): 1134-1141.
- [29] 从政, 曹岩, 贺志昊, 等. 7050-T7451 板孔冷挤压强化有限元分析[J]. 科学技术与工程, 2021, 21(16): 6637-6642.
- CONG Zheng, CAO Yan, HE Zhi-hao, et al. Finite Element Analysis of Cold Extrusion for Holes 7050-T7451 Plate[J]. Science Technology and Engineering, 2021, 21(16): 6637-6642.
- [30] 霍鲁斌, 曹增强, 曹跃杰, 等. 飞机结构紧固件孔冷挤压残余应力场分布数值模拟研究[J]. 航空制造技术, 2018, 61(13): 74-79.
- HUO Lu-bin, CAO Zeng-qiang, CAO Yue-jie, et al. Numerical Study of Residual Stress Field Distribution in Aircraft Structure Fastener Hole after Cold Expansion[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2018, 61(13): 74-79.
- [31] NIGRELLI V, PASTA S. Finite-Element Simulation of Residual Stress Induced by Split-Sleeve Cold-Expansion Process of Holes[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2008, 205(1/2/3): 290-296.
- [32] 刘儒军, 吴晓儒. 基于衬套冷挤压技术的结构连接孔超差修复[J]. 机械工程师, 2021(3): 50-52.
- LIU Ru-jun, WU Xiao-ru. Repair of Out-of-Tolerance Connecting Hole Structure Based on Bush Cold Extrusion Technology[J]. Mechanical Engineer, 2021(3): 50-52.
- [33] 曹增强, 胡朝阳, 甘学东, 等. 小边距孔的压合衬套强化工艺研究[J]. 机械强度, 2016, 38(5): 1093-1098.
- CAO Zeng-qiang, HU Zhao-yang, GAN Xue-dong, et al. The Research of Bushing Strengthening Process on Short edge-Margin Hole[J]. Journal of Mechanical Strength, 2016, 38(5): 1093-1098.
- [34] ANIL KUMAR S, MAHENDRA BABU N C. Effect of Proximity Hole on Induced Residual Stresses during Cold Expansion of Adjacent Holes[J]. Materials Today: Proceedings, 2018, 5(2): 5709-5715.
- [35] KIM C, KIM D J, SEOK C S, et al. Finite Element Analysis of the Residual Stress by Cold Expansion Method under the Influence of Adjacent Holes[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2004, 153-154: 986-991.
- [36] FAGHIIH S, SHAHA S K, BEHRAVESH S B, et al. Split Sleeve Cold Expansion of AZ31B Sheet: Microstructure, Texture and Residual Stress[J]. Materials & Design, 2020, 186: 108213.
- [37] 伊琳娜, 汝继刚, 黄敏, 等. 孔挤压强化对 2124 铝合金疲劳寿命及微观组织的影响[J]. 航空材料学报, 2016, 36(5): 31-37.
- YI Lin-na, RU Ji-gang, HUANG Min, et al. Influence of Hole Cold Expansion on Microstructure and Fatigue Life of 2124 Aluminum Alloy[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2016, 36(5): 31-37.
- [38] 罗学昆, 王欣, 胡仁高, 等. 孔挤压强化对 Inconel 718 高温合金疲劳性能的影响[J]. 中国表面工程, 2016, 29(3): 116-122.
- LUO Xue-kun, WANG Xin, HU Ren-gao, et al. Effects of Hole Cold Expansion on Fatigue Property of Inconel 718 Superalloy[J]. China Surface Engineering, 2016, 29(3): 116-122.
- [39] LACARAC V D, GARCIA-GRANADA A A, SMITH D J, et al. Prediction of the Growth Rate for Fatigue Cracks Emanating from Cold Expanded Holes[J]. International

- Journal of Fatigue, 2004, 26(6): 585-595.
- [40] 欧阳小穗, 张晓晶, 杨树勋. 孔挤压强化有限元分析及疲劳寿命估算[J]. 科学技术与工程, 2011, 11(12): 2787-2791.
OUYANG Xiao-sui, ZHANG Xiao-jing, YANG Shu-xun. Finite Element Analysis and Fatigue Life Prediction of Cold Expansion[J]. Science Technology and Engineering, 2011, 11(12): 2787-2791.
- [41] BAHLOUL A, BEN AHMED A, MHALA M M, et al. Probabilistic Approach for Predicting Fatigue Life Improvement of Cracked Structure Repaired by High Interference Fit Bushing[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2017, 91(5): 2161-2173.
- [42] 王幸. 孔挤压强化钛合金中心孔板疲劳寿命预测与验证[D]. 上海: 上海交通大学, 2017.
WANG Xing. Prediction and Verification of Fatigue Life of Titanium Alloy Center Hole Plate Strengthened by Hole Extrusion[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2017.
- [43] 李庆林. 开缝衬套冷挤压强化孔疲劳寿命仿真及其预测系统开发[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2008.
LI Qing-lin. Fatigue Life Simulation and Prediction System Development of Cold Extrusion Strengthening Hole for Slotted Bushing[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008.
- [44] 王彩勇. 小直径开缝衬套冷挤压强化孔疲劳寿命研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.
WANG Cai-yong. Study on Fatigue Life of Cold Extrusion Strengthening Hole of Small Diameter Slotted Bushing[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016.
- [45] 陈昌荣, 黄维扬. 用冷挤压法实现衬套与孔的干涉配合[J]. 航空工艺技术, 1997, 40(1): 43-44.
CHEN Chang-rong, HUANG Wei-yang. Interference Fit of Bushing and Hole by Using Cold Extrusion[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 1997, 40(1): 43-44.
- [46] BOMBARDIER Y, LI Gang, RENAUD G. Fatigue Life Prediction at Cold Expanded Fastener Holes with ForceMate Bushings[C]//International Committee on Aeronautical Fatigue. Cham: Springer, 2020.
- [47] 张小辉, 许光群, 聂利, 等. 开缝衬套孔挤压残余应力场数值计算研究[J]. 材料科学与工艺, 2019, 27(4): 64-70.
ZHANG Xiao-hui, XU Guang-qun, NIE Li, et al. Numerical Study on the Residual Stress Field Produced by Split Sleeve Hole Cold Expansion[J]. Materials Science and Technology, 2019, 27(4): 64-70.
- [48] 姜廷宇, 王洋, 王鹏, 等. TB6 钛合金孔二次挤压残余应力及疲劳寿命仿真研究[J]. 航空制造技术, 2021, 64(9): 77-84.
JIANG Ting-yu, WANG Yang, WANG Peng, et al. Simulation Study on Residual Stress and Fatigue Life of TB6 Titanium Alloy Hole after Double Cold Expansion[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2021, 64(9): 77-84.
- [49] SHAHRIARY P, CHAKHERLOU T N. Investigating the Effect of Cold Expansion on Frictional Force Evolution during Fretting Fatigue Tests of AL2024-T3 Plates[J]. International Journal of Mechanical Sciences, 2018, 135: 146-157.
- [50] HOU Shuai, ZHU You-li, CAI Zhi-hai, et al. Effect of Hole Cold Expansion on Fatigue Performance of Corroded 7B04-T6 Aluminium Alloy[J]. International Journal of Fatigue, 2019, 126: 210-220.
- [51] 贾忠宁, 韩苏征, 胡忠会. 孔冷挤压强化疲劳增寿技术研究[J]. 制造业自动化, 2017, 39(12): 21-24.
JIA Zhong-ning, HAN Su-zheng, HU Zhong-hui. Study on the Technology of Strengthening Fatigue and Prolonging Life by Hole Cold Extrusion[J]. Manufacturing Automation, 2017, 39(12): 21-24.
- [52] LIU Hui, HU Dian-yin, WANG Rong-qiao, et al. Experimental and Numerical Investigations on the Influence of Cold Expansion on Low Cycle Fatigue Life of Bolt Holes in Aeroengine Superalloy Disk at Elevated Temperature[J]. International Journal of Fatigue, 2020, 132: 105390.
- [53] CHAMPOUX R L, LANDY M A. Fatigue Life Enhancement and High Interference Bushing Installation Using the ForceMate Bushing Installation Technique[C]//Fatigue in Mechanically Fastened Composite and Metallic Joints. West Conshohocken: ASTM International, 2008.
- [54] REID L. Applying the Damage Tolerance Approach to Expanded Bushing and Rivetless Nut Plate Installations[C]//Komorowski J. ICAF 2011 Structural Integrity: Influence of Efficiency and Green Imperatives. Dordrecht: Springer, 2011.
- [55] 凌超, 郑修麟. 挤压强化对 LY¹²CZ 板材疲劳裂纹起始寿命的影响[J]. 航空学报, 1991, 12(1): 83-86.
LING Chao, ZHENG Xiu-lin. The Effect of Cold Expansion on Fcil of LY¹²CZ Alloy[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1991, 12(1): 83-86.
- [56] 丁传富, 赵振业, 宋德玉. 孔挤压强化对两种超高强度钢疲劳裂纹起始与扩展寿命的影响[J]. 航空学报, 1994, 15(8): 960-967.
DING Chuan-fu, ZHAO Zhen-ye, SONG De-yu. Effect of Coldworked Holes on the Initiation Life and Propagation Life of Fatigue Cracks in Two ultra-High Strength Steels[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1994, 15(8): 960-967.
- [57] 王强, 王欣, 高玉魁, 等. 孔强化对 TC18 钛合金疲劳寿命的影响[J]. 材料工程, 2011, 39(2): 84-86.
WANG Qiang, WANG Xin, GAO Yu-kui, et al. Effect of Strengthened Hole on the Fatigue Life of TC18 Titanium Alloy[J]. Journal of Materials Engineering, 2011, 39(2): 84-86.

(下转第 99 页)