

钛合金微动疲劳损伤机理与等效加速方法研究进展

朱炫宇^{1,2} 丁孙玮^{2,3,4}

(1. 上海第二工业大学能源与材料学院, 上海 201209; 2. 上海材料研究所有限公司, 上海 200437; 3. 上海消能减震工程技术研究中心, 上海 200437; 4. 上海市工程材料应用与评价重点实验室, 上海 200437)

摘要 钛合金因其优异的比强度、耐热与抗腐蚀性能, 被广泛应用于航空发动机关键部件, 但对微动疲劳极为敏感, 显著缩短其使用寿命。微动疲劳是在微小振幅滑动下机械磨损与疲劳损伤耦合的复杂失效过程, 受接触压力、温度、频率及材料微观结构等多因素影响。系统综述了钛合金微动疲劳的宏微观损伤机理, 并分析了 S-N 曲线、损伤力学与断裂力学等寿命预测模型及其发展。重点探讨了基于损伤等效的疲劳加速方法(如频率法、应力法及温度法)的原理与适用性, 为钛合金部件抗疲劳设计与可靠性评估提供参考。

关键词 钛合金; 微动疲劳; 损伤机理; 寿命预测; 损伤等效

中图分类号 TG146.23; G353.11

文献标志码 A

DOI: 10.15980/j.tzzz.T20250350

Research Progress in Fretting Fatigue Damage Mechanism and Equivalent Acceleration Method of Titanium Alloy

ZHU Xuanyu^{1,2}, DING Sunwei^{2,3,4}

(1. School of Energy and Materials, Shanghai Polytechnic University, Shanghai 201209; 2. Shanghai Research Institute of Materials Co., Ltd., Shanghai 200437; 3. Shanghai Engineering Research Center of Earthquake Energy Dissipation, Shanghai 200437; 4. Shanghai Key Laboratory of Engineering Materials Application and Evaluation, Shanghai 200437)

Abstract: Titanium alloys are widely used in critical aero-engine components owing to the excellent specific strength, heat resistance, and corrosion resistance, which are extremely sensitive to fretting fatigue, leading to limited service life. Fretting fatigue is a complex failure process involving the coupling of mechanical wear and fatigue damage under micro-amplitude sliding, which is driven by multiple factors such as contact pressure, temperature, frequency, and the microstructure of materials. Macro- and micro-scale damage mechanisms in titanium alloy fretting fatigue were systematically reviewed, and evolution of life prediction models, including S-N curve, damage mechanics, and fracture mechanics as well as developments were addressed. The principles and feasibility of fatigue acceleration methods based on damage equivalence (frequency method, stress method, and temperature method) were further emphasized, providing a reference for fatigue resistance design and reliability assessment of titanium alloy components.

Key Words: Titanium Alloy, Fretting Fatigue, Damage Mechanism, Life Prediction, Damage Equivalence

钛合金因其优异的比强度、耐热性和抗腐蚀性能, 已成为制造航空发动机压气机叶片和轮盘等关键部件的首选材料。然而, 钛合金对表面损伤极为敏感, 其微动疲劳行为表现出独特的复杂性。这种复杂性源于机械磨损与疲劳损伤的耦合作用, 涉及裂纹萌生、扩展直至最终断裂的全过程, 并深受外部参数(如接触压力、温度、频率、应力比等)与材料自身属性(如微观组织、表面状态等)的多场耦合影响。因此, 全面深入揭示钛合金微动疲劳的损伤机理, 是延长其使用寿命、提高其

可靠性的前提。然而, 传统的疲劳试验方法周期长、成本高, 难以满足现代装备快速研发的需求。

为解决这一瓶颈问题, 基于损伤等效(Damage equivalence)原则的疲劳加速试验方法应运而生。该方法在确保失效物理机理恒定的基础上, 合理地强化试验条件(如提升加载频率、增大应力水平、升高环境温度等), 在大幅缩短试验时长的前提下重现与实际工况等效的损伤累积进程, 进而达成对材料疲劳寿命的高效、精确评估。构建可靠的加速方法, 依赖于对损伤机

收稿日期: 2025-09-12; 修订日期: 2025-10-22

基金项目: 上海市中央引导地方科技发展基金资助项目(YDZX20253100004010)

第一作者: 朱炫宇, 男, 2001年出生, 硕士研究生, E-mail: 1632458561@qq.com

引用格式: 朱炫宇, 丁孙玮. 钛合金微动疲劳损伤机理与等效加速方法研究进展[J]. 特种铸造及有色合金, 2026, 46(7): 971-982.

ZHU X Y, DING S W. Research progress in fretting fatigue damage mechanism and equivalent acceleration method of titanium alloy[J]. Special Casting & Nonferrous Alloys, 2026, 46(7): 971-982.

理的深入认知以及精准预测模型的构建。

本研究旨在系统梳理钛合金微动疲劳损伤机理与等效加速方法的研究进展。首先,深度剖析钛合金微动疲劳的宏观与微观损伤机制以及关键影响因素;其次,详细阐述基于S-N曲线、损伤力学与断裂力学的寿命预测模型及其前沿发展;最后,着重评述以损伤等效为核心的各类疲劳加速方法的原理、适用性及最新研究态势,以期为提高钛合金关键部件的抗微动疲劳设计与可靠性评估水平提供参考。

1 钛合金微动疲劳损伤机理

1.1 损伤过程与失效机理

1.1.1 微动疲劳

微动疲劳是微动模式的一种,是指在微小振幅通常为 $5\sim 100\ \mu\text{m}$ 的相对滑动(微动)条件下,因循环载荷作用所引发的疲劳损伤^[1]。相关研究显示,与普通疲劳相比,微动疲劳会使材料的疲劳寿命缩短20%~80%。徐志彪^[2]在开展316L不锈钢的扭转微动疲劳研究时发现,其S-N曲线在微动条件下呈显著的非线性下降趋势。在针对钛合金材料的微动疲劳研究中,微动疲劳通常体现为接触表面出现磨损、裂纹萌生、磨屑形成以及疲劳寿命大幅缩短等情况,具体表现为:接触区表面出现明显的磨痕、划痕与凹坑;磨屑在微动区域内堆积,进而增大了表面粗糙度。在TC11钛合金的航空应用场景中^[3],微动疲劳常常在接触边缘诱发裂纹萌生,同时伴有摩擦因数的显著波动,最终使试样断裂。

1.1.2 宏观损伤机制

在宏观尺度上,微动疲劳是一种由表面机械磨损与材料疲劳损伤相互耦合作用导致的失效形式。失效过程通常表现为接触区附近的裂纹萌生并迅速扩展,最终导致结构件断裂失效,其失效过程分为:裂纹萌生、裂纹扩展及断裂。微动疲劳在起始阶段与接触界面的受力情况和化学环境密切相关。在循环载荷作用下,接触面边缘会产生应力集中,同时,微米级的相对滑移导致表面发生磨损,产生磨削^[4]。这一过程主要涉及以下关键因素:①接触应力与滑移区,微动接触区通常可分为粘着区(Stick zone)和滑移区(Slip zone)。在滑移区边缘,剪切应力和拉应力达到峰值,成为疲劳裂纹萌生的优先位置。赵伦等^[5]发现微动磨损区是裂纹萌生的主要区域,其接头微动磨损位置示意图见图1。②磨削与表面氧化,钛合金表面活性较高,在微动过程中,新生表面会迅速氧化。产生的磨屑(通常为氧化物)会在接触面间起到“第三体”的作用。这些硬质颗

粒会加剧磨粒磨损,形成微小凹坑和划痕,这些表面缺陷成为裂纹萌生的起点。③疲劳脱层机制,在高周次的微动作用下,接触区次表层材料因循环塑性变形而发生累积损伤,最终导致材料的疲劳脱层(Fatigue delamination),形成浅层裂纹。研究发现,这是微动损伤的主要机制之一,并直接导致疲劳裂纹的萌生^[6]。宏观力学试验结合微观结构分析是研究这一阶段的常用方法^[4]。通过控制法向力、切向力幅值、滑移幅度和循环频率等参数,可系统研究这些因素对微动疲劳寿命的影响。

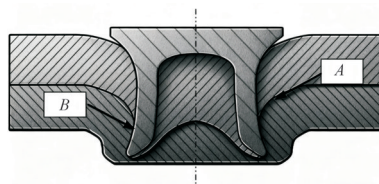


图1 接头微动磨损位置示意图^[5]

Fig.1 Schematic diagram of fretting wear position of joint

A.微动接触区/磨损区域 B.微动疲劳裂纹萌生及早期扩展路径

一旦微裂纹在接触区域萌生,其扩展行为将决定构件的剩余寿命。裂纹扩展阶段表现出独特的“多模式”特征。萌生后的裂纹通常首先在接触应力场主导下,以剪切模式或复合模式,沿着与接触表面成一定角度的方向(约为 45°)进行短距离扩展。当裂纹扩展到一定深度,摆脱了接触应力场的直接影响后,其扩展行为将主要受控于构件的整体(远场)交变应力。此时,裂纹会转向,变为垂直于最大主拉应力方向的张开型扩展,其行为类似于常规的疲劳裂纹扩展^[7]。断口上可以观察到清晰的疲劳辉纹区^[8]。

钛合金的疲劳行为对加载波形极为敏感,尤其是在近室温环境下表现出的“冷滞疲劳”(Cold Dwell Fatigue, CDF)或称“驻留疲劳”现象,对理解微动过程中的损伤累积具有重要参考价值。冷滞疲劳指在循环加载的峰值应力处保持一段时间(驻留),会导致疲劳寿命显著降低的现象^[9]。ADAM P等^[10]系统总结了CDF的研究进展,指出该现象与微观结构、晶体取向和应力状态密切相关。

1.1.3 微观检测技术应用

钛合金微动疲劳的宏观行为根植于其微观尺度的损伤演化。近年来,借助先进的表征技术,使得动态、实时地观察微动疲劳损伤过程成为可能。BIROSCA S等^[11]通过同步辐射显微CT技术成功捕捉到Ti-6Al-4V合金中裂纹沿 α/β 相界扩展的三维路径,见图2,并结合EBSD分析发现裂纹在穿过不同取向晶粒时发生明显偏转,揭示了微观结构对裂纹扩展行为的决定性影

响。其通过提供裂纹与微观结构相互作用的三维、定量甚至动态的信息,将宏观的裂纹扩展行为与材料微观组织直接关联起来,使研究者能够从物理机理层面深入理解微动疲劳裂纹的扩展驱动力与阻力,从而为发展基于微观组织的寿命预测模型以及设计抗疲劳微观结构提供了重要基础。SHIOZAWA D等^[7]进一步利用该技术定量分析了Ti-6Al-4V在扭转疲劳下裂纹长度随循环次数的演化规律,为建立裂纹扩展模型提供了关键数据支撑。这些研究展示了同步辐射显微CT技术在定量评估裂纹形态、尺寸以及与微观结构相互作用方面的巨大潜力^[12-13],为研究微动疲劳内部损伤的演化提供了强有力的工具。

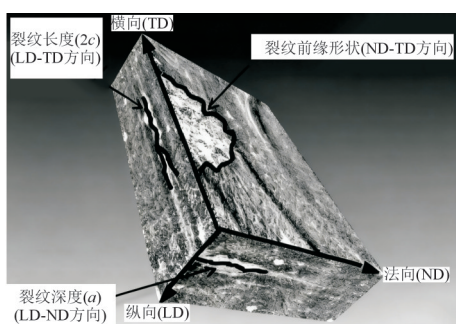


图2 材料内部裂纹三维断层图像^[1]

Fig.2 3D tomographic image of internal cracks in the material

此外, WANG N等^[14]通过TEM原位观察发现, Ti-6Al-4V合金于循环载荷下位错在 α 相中滑移并堆积于 α/β 相界,导致局部应力集中并诱发微裂纹萌生,结合EBSD技术进一步证实了高应变梯度晶界为裂纹萌生优先位置。有研究利用TEM观察到Ti834合金在疲劳加载下的位错结构,揭示了微变形的细节。原位TEM研究甚至可以直接观察Ti-6Al-4V钛合金在加载过程中的错位运动和 α/β 相界的相互作用^[15]。结合EBSD对晶体取向的分析,可以建立起从位错活动、滑移带形成到微裂纹萌生的完整物理图像。研究发现加工引起的微观结构变化与疲劳裂纹的形成和扩展密切相关^[16]。

综上,钛合金微动疲劳的微观损伤演化路径可概括如下:循环应力作用下的晶粒位错滑移、滑移带形成应变集中的区域、微裂纹萌生直至形成、微裂纹扩展与复杂的交互作用。

1.2 关键影响因素

钛合金的微动疲劳行为是一个多参数耦合的复杂过程。影响疲劳过程的因素很多,包括试验设备、环境及人为因素等。沈明学等^[17]提到接触压力、滑移幅值、试验频率、摩擦力、微动环境以及接触区材料是影响微动疲劳的主要因素。这些因素可以归结为两大类,即

外部参数的影响和材料自身属性与结构的影响。

1.2.1 外部参数影响

钛合金微动疲劳关键因素中,外部参数的影响不可忽视。环境温度、接触应力、加载频率与应力比等是影响钛合金微动疲劳不可忽略的外部参数。吴博伟^[18]在研究不同温度下TC11钛合金的微动疲劳寿命时发现,其寿命随温度升高而缩短,且高温下磨损加剧。高广睿等^[19]在研究Ti811合金的高温微动疲劳行为时,发现高温环境显著加速Ti811合金的微动疲劳磨损,导致其疲劳极限与寿命缩短,且高应力下退化效应更甚。图3为Ti811合金在350℃时的常规疲劳与微动疲劳的S-N曲线(其中PF是普通疲劳,FF是微动疲劳),所有失效均源于微动区,且寿命随位移幅呈非单调变化,揭示了微动损伤机制的复杂性。高广睿^[20]在研究钛合金高温微动疲劳行为影响中也提到高温会促进钛合金的蠕变过程,导致材料软化、屈服强度下降,从而降低其常规疲劳性能,使得微动疲劳极限下降,同一应力水平下的寿命缩短。高温还会加剧氧化磨损,改变接触表面的摩擦因数和磨损机制。因此,环境温度是造成钛合金微动疲劳损伤的关键因素之一。

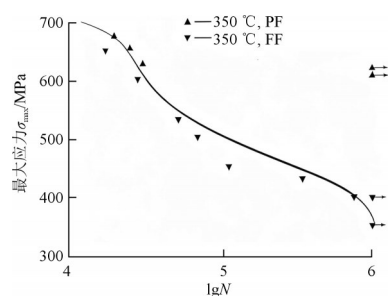


图3 Ti811合金在350℃时的常规疲劳与微动疲劳的S-N曲线
Fig.3 S-N curves of conventional fatigue and fretting fatigue of Ti811 alloy at 350 °C

除了环境温度因素的影响,接触压力也是影响微动疲劳且紧密耦合的关键参数,其共同决定了微动接触区的滑移状态和摩擦功的大小。接触压力的大小影响着材料的疲劳寿命,不同接触压力下,源区形貌略有差异。图4为不同接触压力下Ti-6Al-4V合金微动疲劳试样疲劳源区域的SEM图像^[21]。发现在不同的接触压力下,疲劳源区呈“相似特征但不同深度”(见图4中箭头)的现象,实质上是表面损伤驱动与次表层应力驱动两种竞争机制随接触压力动态演变的结果。疲劳寿命并非由接触压力单一决定,而是由裂纹萌生位置和萌生效率共同控制的。这说明在微动疲劳寿命预测与抗疲劳设计中,必须超越宏观形貌的相似性,深入探究裂纹形核的微观力学机理及其在应力场中的具体位置,才能实现精准的寿命评估与有效的寿命延长。

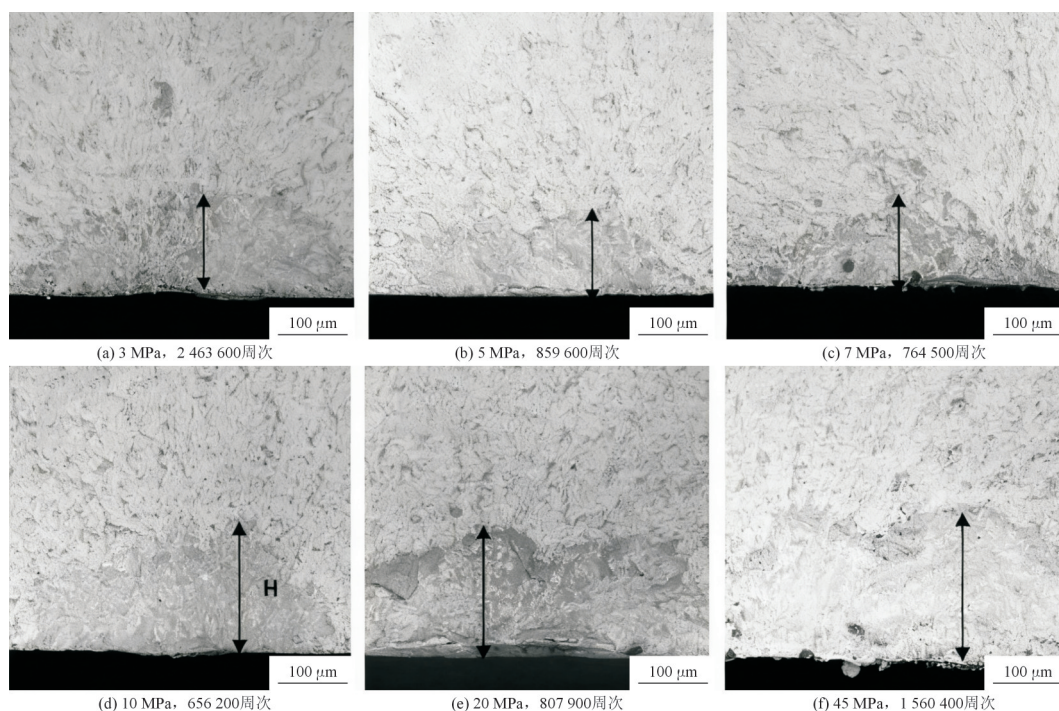

 图4 不同接触压力下 Ti-6Al-4V 合金的疲劳断裂表面形貌^[21]

Fig.4 Fatigue fracture surface of Ti-6Al-4V alloy under different contact pressures

LOVRICH N R^[22]在研究 Ti-6Al-4V 材料的微动疲劳特性时,提到了接触压力对 Ti-6Al-4V 合金的微动疲劳寿命的影响。图 5 为 Ti-6Al-4V 合金在不同接触压力下的疲劳寿命。当接触压力为 0 MPa 时,疲劳寿命接近 10^7 次循环,随接触压力增加,疲劳寿命迅速下降,当接触压力达到约 20 MPa 时,疲劳寿命降至最低点,约为 10^5 次循环。随接触压力进一步增加,疲劳寿命逐渐趋于稳定。TAKEDA J 等^[23]对 Ti-4.5Al-3V-2Mo-2Fe 的接触疲劳试验中获得了循环次数 N_f 与接触压力 P_c 之间的关系,见图 6,其中实线为低周疲劳寿命区域,虚线为高周疲劳寿命区域。可以看到,当接触压力很低的时候(<15 MPa),无论低周疲劳还是高周疲劳,材料的寿命都急剧下降,而压力在 20~40 MPa 之间,疲劳寿命反而回升甚至出现小的峰值。两种钛合金材料疲劳循环次数和接触压力的关系图,更能直观地表明,接触压力与钛合金微动疲劳寿命之间存在显著的非单调依赖关系,这一规律在 Ti-6Al-4V(图 5)和 Ti-4.5Al-3V-2Mo-2Fe(图 6)两种典型合金中均得到证实。分析表明,随接触压力从 0 开始增大,疲劳寿命并非持续下降,而是呈现先急剧降低、后出现回升甚至小幅波动的复杂趋势。在低压力区间(如 0~20 MPa),寿命的急剧下降主要归因于接触状态从“粘着”向“滑移”的转变。此阶段,微动幅值的增加导致表面磨损加剧,并显著提升了裂纹萌生驱动力。在特定的“最危险压力”区间(15~20 MPa),滑移与应力集中效应达到最

劣耦合,致使疲劳寿命降至最低点。当压力持续增大至高压区间(如 >20 MPa),疲劳寿命反而趋于稳定或略有回升。这源于过高的压力限制了微动幅值,使接触区回归“拟粘着”状态,从而在一定程度上抑制了裂纹的萌生。然而,这种寿命的“回升”是有限的,若压力过高,即便裂纹萌生被延缓,其一旦萌生,在巨大的接触应力驱动下,扩展速率可能会加快。因此,在工程实践中,精准识别并规避该“最危险压力”区间,对于提升钛合金结构的微动疲劳抗力和服役可靠性至关重要。

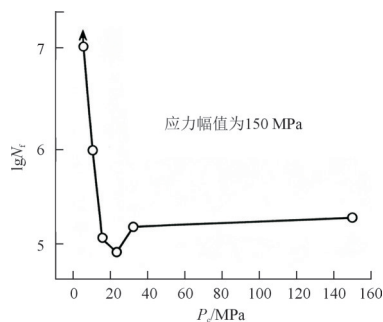

 图5 Ti-6Al-4V 钛合金在不同接触压力下的疲劳寿命^[22]

Fig.5 Fatigue life of Ti-6Al-4V titanium alloy under different contact pressures

此外,加载频率和应力比也影响着材料的微动疲劳。载荷频率可通过影响应变速率和蠕变行为来间接影响微动疲劳性能。高频加载即高应变速率,循环载荷作用时间短,蠕变效应不充分,材料更多表现为疲劳特性,通常有利于延长疲劳寿命。张尚林等^[24]对 P92

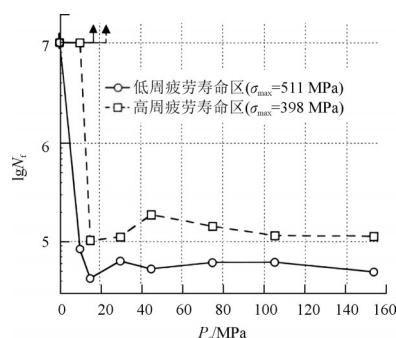


图6 Ti-4.5Al-3V-2Mo-2Fe合金循环次数 N_f 与接触压力 P_c 之间的关系^[23]

Fig.6 Relationship between cycle number N_f and contact pressure P_c of Ti-4.5Al-3V-2Mo-2Fe alloy

钢的研究发现,低应变速率下蠕变变形增加,会加速材料循环软化,从而缩短疲劳寿命,而应力比主要通过改变平均应力和裂纹尖端张开来影响裂纹萌生与扩展,高应力比通常意味着更高的平均应力,这会促进裂纹的扩展。张健辉等^[25]发现随应力比提高,ZTA15铸造钛合金的疲劳强度和疲劳寿命相应提高,见图7。在科学层面,其清晰地揭示了平均应力通过调控裂纹闭合效应来影响钛合金疲劳寿命的内在物理机制。在工程层面,强调整合参数的必要性,指出在抗微动疲劳设计(如航空发动机叶片榫头)和可靠性评估中,必须建立包含应力比、接触压力、温度在内的多维设计准则与试验规范,才能实现从“经验设计”到“精准预测”的跨越。杨昆等^[26]发现应力比对超高周疲劳下的裂纹扩展寿命没有显著影响,但对裂纹萌生有影响。该研究从一个更精细的尺度上阐明,任何关于应力比影响的讨论都必须基于对主导损伤阶段的清晰认知。这不仅深刻揭示了应力比影响机制的复杂性,也强调了在钛合金微动疲劳的研究与工程实践中,采用分阶段、多机制的建模与分析思路的必要性。

综上,钛合金微动疲劳的这些外部参数不仅直接作用于微动疲劳损伤过程,也可作为寿命预测模型的关键输入。如接触压力和温度直接影响S-N曲线和损

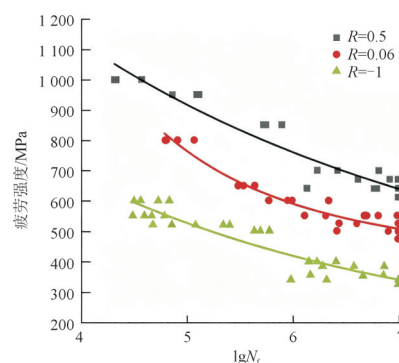


图7 不同应力比下的ZTA15合金试件的S-N曲线^[25]

Fig.7 S-N curves of ZTA15 alloy specimens under different stress ratios

伤力学模型中的应力项,而材料微观结构则影响损伤演化方程中的材料常数。因此,这些外部参数通过多场耦合方式共同影响钛合金的微动疲劳性能,在实际工程应用中需进行综合考量与优化。

1.2.2 材料属性与结构影响

材料的内在属性是其抵抗微动疲劳损伤能力的基础,通过合金设计和热加工工艺进行优化是提高其性能的核心途径。大量研究表明,借助一些手段通过改变材料的微观组织与结构,以优化材料的疲劳性能。常见的优化手段有热处理、复合表面处理、内部缺陷与制备工艺等。YUAN M Y等^[27]发现Ti-6Al-4V合金的微观结构类型决定了材料高周疲劳(HCF)性能。通常情况下,不同微观结构的HCF强度按双峰、层状和等轴微观结构的顺序降低。图8和图9分别为经过3种不同热处理(H0:原始状态,即未经热处理试样;H1:970℃保温60 min,强制风冷,随后730℃时效处理75 min,最后空冷;H2:970℃保温60 min,强制风冷,随后920℃过时效处理60 min,最后空冷。)结果后的Ti-6Al-4V合金的微观结构和应力寿命曲线。H1热处理后的钛合金材料的超高周疲劳性能提升最显著,在610 MPa应力幅下,循环次数达 10^{10} 次才失效。图8与图9共同呈现了

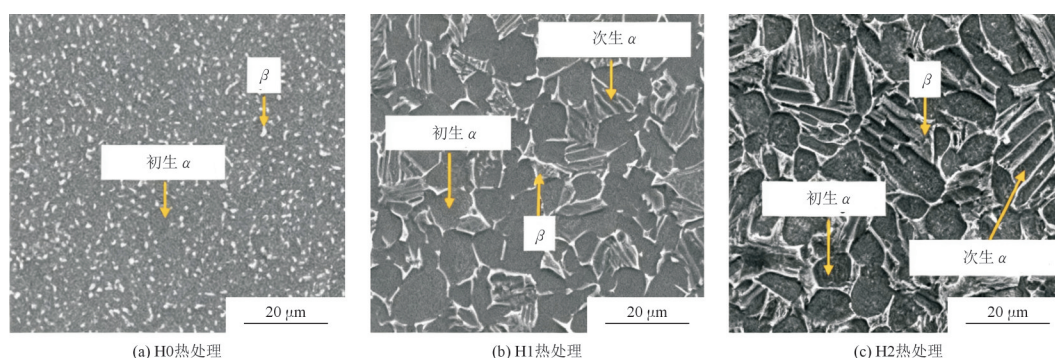


图8 3种热处理后的Ti-6Al-4V合金的微观结构^[27]

Fig.8 Microstructure of Ti-6Al-4V alloys after various heat treatments

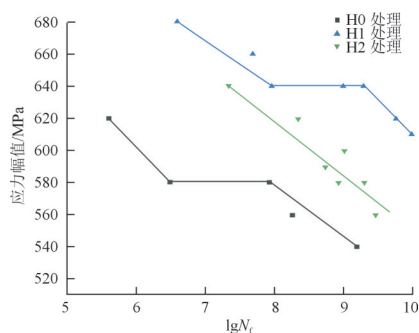
图9 3种热处理后的Ti-6Al-4V合金的S-N曲线^[27]

Fig.9 S-N curves of Ti-6Al-4V alloys after various heat treatments

从微观结构调控到宏观疲劳性能响应的完整过程,深刻揭示了通过热处理工艺优化钛合金微观组织,是提升其疲劳性能的根本途径。

MERTOVA K等^[28]采用3种不同状态试样,即沉积态(HIP处理)、机加工态(HIP处理)、机加工态(未HIP处理),分析讨论了HIP处理对材料疲劳性能的影响。图10是不同状态下疲劳极限的S-N曲线。对比发现,经HIP处理后,钛合金的疲劳极限显著提高了约40%。YAMAGUCHI K等^[29]发现板厚对十字形焊接接头疲劳强度也有一定影响。图11为不同板厚对接头疲劳强度的影响。可以看出,疲劳强度随循环次数增加而降低,在 10^8 次循环疲劳达到极限,在同一循环次数下,厚度小的疲劳强度要高于厚度大的板材。其原因可能源于薄板结构中应力梯度更为显著,抑制了裂纹扩展。在微动疲劳中,板厚变化会影响接触区应力分布与裂纹扩展路径,因此在结构设计中需综合考虑板厚效应。这一现象与经典的材料尺寸效应(Size effect)密切相关,对于理解并预测钛合金结构在微动载荷下的疲劳行为具有积极意义。

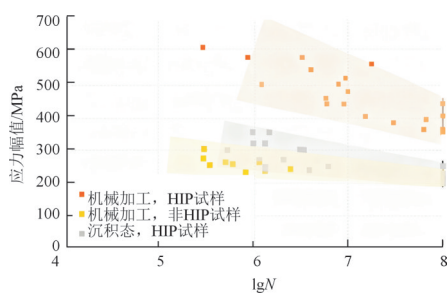
图10 不同状态下试样的S-N曲线^[28]

Fig.10 S-N curves of specimens under different conditions

研究表明,钛合金微动疲劳是一个由机械磨损与疲劳损伤相互作用的复杂过程,其损伤演化涵盖裂纹萌生、扩展以及最终断裂3个阶段。在宏观层面,接触应力分布、滑移区特性、磨屑行为及脱层机制共同主导裂纹的萌生;在微观层面,位错运动、滑移带形成及其

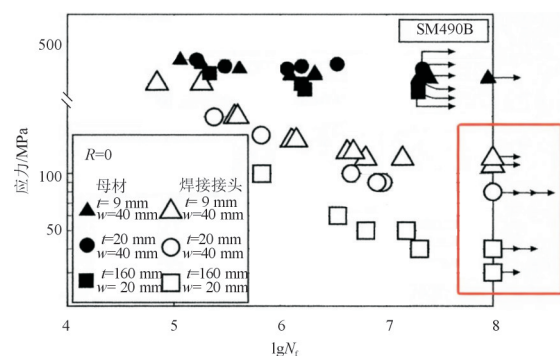
图11 板厚对十字形焊接接头疲劳强度的影响(t 为板厚, w 为板宽)^[29]

Fig.11 Effects of plate thickness on fatigue strength of cross-shaped welded joints

与微观结构的相互作用构成了损伤起源的物理基础。此外,外部参数(如接触压力、温度、应力比)与材料自身属性(如微观组织、热处理状态)显著影响微动疲劳行为,体现了多因素耦合作用特征。上述对损伤机理的多尺度分析,为发展基于损伤等效的疲劳加速试验方法提供了关键参数。

2 损伤等效的疲劳加速方法

2.1 疲劳预测模型的发展

疲劳预测模型是连接外部载荷与材料内部损伤演化的桥梁,是实现损伤等效量化定义的理论基础。针对复杂的疲劳行为,目前已有多种预测模型,主流模型为:S-N曲线模型、损伤力学模型和断裂力学模型,这些模型从不同尺度和物理角度描述损伤过程。

2.1.1 S-N曲线模型

应力-寿命曲线(S-N曲线)作为疲劳损伤分析的基础,最早由Wöhler在1870年通过铁路车轴钢试验提出^[30],其核心在于建立应力幅(S)与失效循环次数(N)的定量关系。S-N曲线模型的核心是描述高周疲劳(HCF)行为的Basquin方程^[31]。该方程是基于试验数据拟合得到的幂律关系式,其经典表达式指数型为:

$$\sigma_a = \sigma'_f (2N_f)^b \quad (1)$$

对数型:

$$\lg \sigma_a = \lg \sigma'_f + b \lg (2N_f) \quad (2)$$

式中, σ_a 为应力幅值; N_f 为疲劳寿命(循环次数); σ'_f 为疲劳强度系数(材料相关); b 为疲劳强度指数(材料相关,通常为负值)。该方程本质上是一个经验模式,其参数 σ'_f 和 b 必须通过对材料的疲劳试验数据进行线性回归拟合来确定。王金龙等^[32]在研究TC17钛合金的疲劳失效机理及疲劳寿命预测模型时,通过应用Basquin模型对试验数据进行拟合,得到了TC17合金在高频载荷

下的S-N曲线。然而,简单的Basquin模型未考虑平均应力或应力比的影响。在实际应用中,通常会引入修正模型,如建立考虑应力比 R 的 R -S-N数学模型。ZHU L等^[33]为了研究应力比对钛合金快速制造(RM)试样疲劳寿命的影响,进行了3种应力比($R=0.5$ 、 $R=0.06$ 、 $R=-1$)下的疲劳试验,得到了“应力幅值-寿命模型”的3个疲劳极限和3个S-N曲线,发现预测值与试验值吻合较好,“应力幅值”模型可以准确预测各种应力比下的疲劳寿命。S-N曲线模型的优点在于概念简单、计算成本低,不过其本质上是经验模型,高度依赖试验数据,对一些复杂状态下的疲劳寿命预测精度有限。

2.1.2 损伤力学模型

连续损伤力学模型(CDM)将疲劳过程视为材料内部微观结构不断累积、劣化,导致宏观力学性能退化的过程,该模型引入了一个连续的内部状态变量(损伤变量 D),来量化这种退化程度。损伤变量 D 的取值范围是 $0\sim 1$, $D=0$ 表示材料无损状态, $D=1$ 或某一临界值表示宏观断裂,其核心是建立损伤演化过程。其基本假设为材料的损伤与塑形位移呈线性关系,计算公式为:

$$D = \frac{\epsilon_p}{\epsilon_f} \quad (3)$$

式中, ϵ_p 为累积的等效塑形应变; ϵ_f 为材料失效时的临界塑形应变(材料的参数);当 ϵ_p 从0增加到 ϵ_f 时,损伤 D 从0线性增加到1。JI C等^[34]指出,虽然该模型被广泛使用,但其仍基于一些理想化的假设。在众多CDM模型中,Lemaitre-Chaboche模型因其对疲劳问题,特别是循环加载下损伤演化的精确描述而被广泛应用。该模型引入 $(1-D)$ 项建立了正反馈机制,并且有明确的物理失效准则,以及非线性损伤累积等突出特点。基于损伤变量,CDM引入了有效应力的概念,损伤开始后,材料内部的有效应力会随损伤加剧而下降,其计算公式为:

$$\sigma' = (1-D)\sigma \quad (4)$$

式中, σ 为材料无损时应有的名义应力; $(1-D)$ 表示由于损伤而导致的有效承载面积的减少;随 D 增大即损伤加剧,有效应力 σ' 不断减小,模拟了材料刚度和强度的退化。XUE L^[35]将该模型用于Ti-6Al-4V钛合金的切削过程仿真中,用于预测切削力、切屑形态以及工件表面的损伤情况。针对非线性损伤累积的特点,MARMI A K等^[36]在研究Ti-6Al-4V合金宏观多轴疲劳损伤建模时,给出了一个典型的非线性疲劳损伤演化方程:

$$\frac{dD}{dN} = [1 - (1-D)^{\beta+1}]^{\alpha(\sigma_{\max}, \sigma_m)} \left[\frac{\sigma_{\max} - \sigma_m}{M(\sigma_m)(1-D)} \right]^{\beta} \quad (5)$$

式中, N 为疲劳循环次数; $\sigma_{\max}$ 为每个循环中的最大应

力; σ_m 为平均应力; β 为材料常数; $\alpha(\sigma_{\max}, \sigma_m)$ 用于描述损伤演化的非线性特征; $M(\sigma_m)$ 为与平均应力相关的材料常数。这个模型试图捕捉疲劳损伤的本质,即材料在循环载荷下,内部的微裂纹是如何萌生、扩展,最终导致宏观失效的。Lemaitre-Chaboche模型是一个开创性的、基于物理的连续介质疲劳损伤模型,其通过一个非线性的微分方程来描述损伤的演化,巧妙地耦合了当前损伤状态、应力水平和平均应力效应,为现代疲劳寿命预测提供了强大的理论工具和数值模拟基础。未来的研究方向应聚焦于发展能够考虑微观组织结构影响的多尺度CDM模型,建立更完善的微动疲劳损伤等效的加速试验标准,并积累更多经过严格验证的钛合金疲劳损伤数据库。

2.1.3 断裂力学模型

断裂力学预测方法将结构寿命预测建立在初始缺陷或裂纹的扩展之上,通过精确描述裂纹尖端的力学状态来预测其扩展行为,从而估算剩余寿命。在线弹性断裂力学(LEFM)框架内,应力强度因子(K)是描述裂纹尖端应力场奇异性强弱的唯一参数。断裂力学的核心公式Paris公式为:

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K)^m \quad (6)$$

式中, a 为裂纹长度; N 为循环次数; $\frac{da}{dN}$ 为裂纹扩展速率; ΔK 为应力强度因子范围; C 和 m 为材料常数,由试验测定。在研究疲劳接触的预测和防护中,CONNER B P等^[37]讨论了基于断裂力学寿命预测模型的适用性和局限性,经研究表明,该模型能够相对准确预测寿命。WANG Q等^[38]在进行Ti-6Al-4V钛合金的寿命预测研究中,利用Paris区域的裂纹扩展速率数据,通过合适的模型计算出的疲劳寿命与试验数据也吻合良好。徐可宁等^[39]在研究钛合金Ti-6Al-4V燕尾榫连接结构的疲劳寿命预测方法中,基于断裂力学理论和最大周向应力准则,提出微动疲劳裂纹扩展数值模拟方法。杨鹏飞^[40]在进行近 α 钛合金3种典型组织的微动疲劳损伤机理和寿命预测研究中,从理解不同微观组织影响裂纹扩展,到对裂纹萌生和扩展的定量化描述,以及加入有限元模型的仿真,断裂力学的应用贯穿始终,实现了机理解释到工程预测的应用。因此,断裂力学寿命预测方法通过聚焦于裂纹扩展这一物理过程,为复杂结构(如航空发动机钛合金部件)的寿命预测与延长提供了坚实的理论依据和量化手段。

2.1.4 预测模型的现代发展与应用

传统模型的预测精度受材料分散性、载荷不确定

性等多种因素影响,导致其预测结果存在较大分散性,难以满足高可靠性设计的需要。为进行更可靠的设计,研究者以现有模型为基础开发了很多新的研究方法。高会英等^[41]建立了一个考虑S-N曲线不确定性的焊接接头累积损伤模型,结合了非线性累积损伤模型和多项式混沌理论,从而能够对疲劳寿命进行预测,而不再是提供一个确定的单一值。NONATO P B R^[42]开发并测试了一种双层级混合不确定性量化分析方法,该方法基于S-N曲线,能够同时处理偶然不确定性(Aleatory)和认知不确定性(Epistemic)。FENG H H等^[43]提出的最大似然法能够有效地估算出概率性的应变幅-疲劳寿命曲线(P-S-N曲线的应变版本)。该方法最关键的优势在于,即使在小样本数据的情况下,所求得的疲劳强度系数和疲劳延性系数的值也非常接近真实的拉伸断裂应力和拉伸断裂应变,能够基于有限的试验数据,更科学、可靠地获得具有明确物理意义的概率疲劳寿命曲线,从而为材料和结构的抗疲劳设计提供更可靠的数据支持。PARK Y等^[44]建立了一套基于概率论的疲劳可靠性评估流程,该方法的核心优势在于将不确定性(如载荷的随机性)纳入考量,而非使用传统的确定性方法。这种概率可靠性评估方法是可行且有效的,能够为钢焊接构件提供比传统方法更全面、更符合实际的疲劳寿命预测。综上,尽管经典S-N曲线模型在形式上看似简单,但通过与现代概率统计、不确定性量化理论及先进计算技术的深度融合,已发展成为结构疲劳寿命预测领域主流、常用且高度可靠的分析基石,基于S-N曲线的概率疲劳寿命预测模型至今仍是工程实践中不可或缺、经过充分验证的核心方法。

随着商业有限元软件的出现与发展,现代疲劳分析流程已深度集成于商业有限元分析(FEA)软件(如ANSYS,ABAQUS,FE-SAFE)中。COWELL B^[45]利用现有的商业软件(ANSYS+Fe-safe)以合理的精度和效率对飞机部件进行了疲劳寿命预测。这证明了一套实用的、基于商用软件的分析流程是可行的。REGE K等^[46]采用先进的有限元(FEM)和扩展有限元法(XFEM)来模拟和预测疲劳裂纹的扩展行为,有效解决了机械和结构系统疲劳失效问题。YOU X等^[47]开发并验证了一套结合有限元模型和疲劳裂纹扩展理论(Forman方程)的方法来研究偏中心裂纹问题,并通过试验证明,针对性的复合材料修补技术可以显著改善此类缺陷结构的疲劳性能,为工程实践提供了有价值的指导。除了商用软件的应用,近几年机器学习技术的发展也促进这方面的应用。研究者开始探索利用机器学习、神经网络等新型技术来增强传统的S-N模型。KAMAL M等^[48]通过使用有限元分析来估计钛合

金BT9的疲劳寿命,验证了所提模型的有效性后,并且通过使用遗传算法确定模型技术来完成所提模型的校准工作。唐正伟等^[49]应用BP神经网络建立了S-N曲线模型,发现仿真的结果在中长寿命区与试验结果吻合度较高,证明了机器学习和神经网络在建立S-N曲线模型时的可行性。LI J等^[50]将机器学习模型用于Ti-6Al-4V合金选区激光熔化工艺高周疲劳寿命预测,开发的反向传播人工神经网络(BP ANN)模型能够准确预测Ti-6Al-4V试样在超高周疲劳下的寿命,并且能够区分出由不同特征失效机制所对应的不同S-N曲线。GAO S L等^[51]采用多元线性回归、人工神经网络、支持向量机和随机森林机器学习模型来评估结构和机械因素对疲劳寿命的影响,训练了4个标准最大似然模型,并将其预测与疲劳试验进行了比较,以验证机器学习模型的有效性。

2.2 疲劳加速方法

上述疲劳预测模型为理解与量化钛合金微动疲劳损伤演化提供了坚实的基础,然而,将理论模型应用于实际工程中面临一个核心的挑战,即常规的疲劳试验,尤其是微动疲劳试验,耗时长、成本高,严重制约了产品研发周期。为解决这一问题,疲劳加速试验方法成为必然选择,其核心在于“损伤等效”原则,即在保证材料失效物理机理不变的前提下,通过科学地强化试验条件,在显著缩短试验时间的同时,再现与常规试验等效的损伤累积过程,从而实现对材料疲劳寿命的快速、准确评估。其主要加速方法包括提高加载频率、提高应力水平及控制温度法等。

2.2.1 频率加载法

频率加载法是最直观的加速试验方法,其基本思路是通过提高循环加载的频率,在单位时间内施加更多的疲劳循环,从而缩短试验总时长。然而,研究表明,加载频率对钛合金疲劳行为的影响并非简单的线性加速关系,而是呈现出复杂的、有时甚至是双向的效应^[52]。因此,应用该方法的前提是深入理解频率影响疲劳损伤的内在机理,确保高频试验与低频工况下的损伤模式等效。RUSLAN K等^[53]对3种航空合金(包括Ti-6Al-4V合金)在20、90和1 000 Hz下进行了高周和超高周疲劳测试,通过增加测试频率以缩短测试时间,完成相同循环次数的时间大幅缩短,成功验证了损伤等效的疲劳加速。但频率加载法并非一种通用加速手段,对于钛合金的疲劳试验,改变频率可能会导致失效机理发生转变。SAKANE M等^[54]在高温环境下改变频率(0.001~1 Hz)来模拟不同的加载速率,试验发现降低频率会减弱材料的缺口敏感性,因此对于在高

温下服役的带有缺口的部件,疲劳加速试验中的“频率加速法”必须慎用。SUN C等^[55]在研究具有网篮组织的 Ti-6Al-2Sn-2Zr-3Mo-X 合金时,发现频率的变化(0.4 Hz→4 Hz→35 Hz)会改变合金的裂纹萌生机制,因此简单地提高加载频率并不总是有效的、无损的加速方法。错误地使用频率加速法可能会获得无效甚至会产生误导的数据。此方法需关注频率升高可能致使裂纹萌生机制从穿晶转变为沿晶,特别是在高温环境下,频率效应更为复杂。因此,建议在采用频率加速法之前开展频率扫描试验,以确定机理一致性的范围。

2.2.2 应力加载法

在大多数关于钛合金微动疲劳的研究中,应力控制是主要的加载模式。应力加载法是基于“高应力导致短寿命”这一基本物理规律的加速试验方法,其通过施加高于实际服役水平的应力,使材料在更少的循环周次内达到失效,然后利用合适的寿命模型将高应力下的试验数据外推至低应力设计工况,从而预测服役寿命。该方法的核心在于建立精确的应力-寿命(S-N)关系模型,并确保加速应力下的损伤机理与服役应力下的机理保持一致。在应力加载法的寿命预测理论层面,经典的线性 Miner 累积损伤法由于未考虑疲劳寿命的概率分布特性,其预测结果往往存在较大分散性。LUKASZ B^[56]提出了一种基于 P-S-N 概率分布和设计 S-N 曲线的非线性 Miner 修正模型。该模型通过满足“临界损伤度均值与寿命随机变量均值相等”的假设,有效地减小了预测值与试验值之间的偏差。另外,在疲劳加速试验中采用应力加载法,必须先充分认知其非线性影响规律,确定有效的压力范围,并严格验证在该范围内损伤机理是否保持一致。否则,得到的加速试验数据可能是不可靠的。TAKEDA J等^[23]发现接触压力与钛合金微动疲劳寿命呈非单调关系。在 15 MPa 附近存在一个“最危险压力”,此时寿命最短,压力过高或过低反而延长寿命。因此,单纯提高接触压力并不能有效加速失效,需精准控制压力以保持损伤机理一致。因此应力加载法也并非简单地提高应力,在进行加速试验前,必须通过预试验或类似本研究的数据,确定该材料在特定工况下的“最危险压力”区间(如 15~20 MPa),在此区间内疲劳寿命最短。建议在实际加速试验中通过预试验确定该区间,并结合非线性累积损伤模型进行寿命外推,才能最有效地缩短时间并可能保持损伤机理的一致。

研究表明,该方法所用的主流的试验设备普遍是电液伺服疲劳试验机^[57],通过施加稳定的法向载荷以提高试验的稳定性和结果的精确度。朱旻昊等^[58]提出

了一种微动疲劳试验系统的法向加载装置,加载稳定的法向载荷可以提高试验的精度。石炜等^[59]设计开发了一套微动疲劳加载装置,进行了几种钛合金的对比疲劳试验,结果表明稳定的法向载荷可以用于微动疲劳试验。吴国清等^[60]针对钛合金微动疲劳问题,开发了一种新型的微动疲劳试验专用夹持载荷施加装置,大幅提高了微动疲劳试验的精度和可靠性,并使试验模拟工况与实际工况更为接近。也有部分研究者设计专用微动疲劳试验台,如“微动桥式试验装置”(见图 12)^[61],用于模拟特定的接触几何和加载条件。

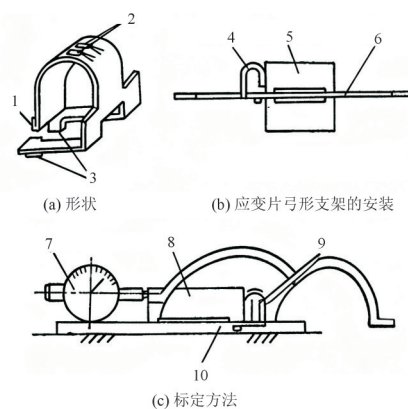


图 12 微动桥式试验装置^[61]

Fig.12 Fretting bridge test device^[61]

1. 凸台 2. 应变片 1 3. 触角 4. 应变片 2 5. 微动桥 1 6. 板状试件
7. 千分表 8. 微动桥 2 9. 应变片弓形支架的安装 10. 板状试件

在许多工程应用中,构件承受的是载荷控制,因此应力加载法更真实地模拟构件的服役状态,试验结果更具工程指导意义。应力加载法有成熟的国际标准(如 ASTM E466)可供参考,且该方法适用于高周疲劳或超高周疲劳,材料在此区域内主要处于弹性变形状态,应力是控制损伤的主要参数。随应力水平提高,试件可能出现显著的宏观塑形变形时,应力控制可能难以稳定进行。此外,其损伤机理一致性的保证也是难点,在使用该方法时需做到损伤等效。

2.2.3 温度加速法

温度加速法通过提高环境温度来激活材料内部损伤过程,从而缩短试验时间,是一种具有潜力的加速手段。ELLARD M J J等^[62]讨论了 γ -TiAl 基合金等低周疲劳行为,揭示了环境温度对循环变形机制的疲劳寿命影响。WANG D 等^[63]对钛合金格子结构的热力耦合性能及失效机理研究中,在室温(25 °C)和高温(350 °C)环境下进行了压缩试验和数值模拟。研究表明,多级金字塔点阵结构在 350 °C 高温下面外极限载荷较单级结构提升了 23%。丁小岑等^[64]通过对比 TA19 钛合金在 20 °C 与 400 °C 下的低周疲劳行为,证

实温度升高可显著加速疲劳损伤,见图13。可以看出,室温脆性断口垂直平整,高温韧性韧窝拉长明显。由此可见,高温可能引发蠕变、氧化及断裂机制由脆性向韧性转变,需通过断口对比验证损伤机制一致性,建议在高温服役部件中优先采用。该研究为温度加速疲劳试验提供了依据,并强调需关注高温引起的

断裂机制转变对损伤等效性的影响。李波等^[65]采用光学显微镜(OM),扫描电镜(SEM),透射电镜(TEM)和疲劳试验机等研究了不同温度时效处理后TB18钛合金的显微组织和高周疲劳行为。结果表明,随时效温度升高,TB18钛合金中片层 α 相的析出逐渐增多。

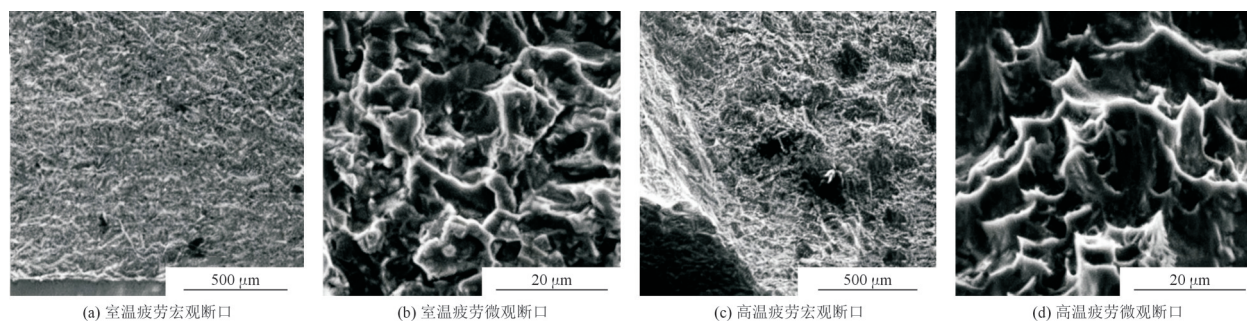


图13 TA19合金常温和高温疲劳断口形貌图^[64]

Fig.13 Fatigue fracture morphologies of TA19 alloy at room and elevated temperature

研究表明,通过提高温度可大幅缩短试验周期,尤其是对长寿命设计区域(如高周疲劳)优势明显^[66]。对航空航天发动机等高温服役部件,高温加速试验同时兼具工况模拟价值^[19]。作为疲劳损伤等效加速的一种潜在方法,具有高效的特点,但是也存在模型验证不足、机制偏移等严峻挑战。

2.2.4 3种方法系统对比分析

对频率加载法、应力加载法与温度加速法这3种基于损伤等效的疲劳加速方法,从其适用条件、加速效率与机理一致性3个核心维度进行系统对比分析。

频率加载法适用于不敏感的材料与高周疲劳,对设备的要求较高,通常选用有高频加载能力的设备,其加速效率是最高的,仅需通过提高单位时间内的循环次数便可缩短试验时间;应力加载法是最通用且最常见的,尤其适用于应力控制的服役工况及高周或超高周疲劳,但对应力水平的精准控制要求高,其加速效率取决于S-N曲线的斜率,加速可通过提高应力水平以减少失效的循环次数;温度加速法适用于高温服役部件,该方法的加速效率也很高,可通过热激活能显著加速损伤累积,对长寿命区效果明显。

机理一致性是加速有效性的根本前提,任何加速方法的应用,都必须将损伤机理的一致性作为验证指标。频率加速法需通过断口分析确认裂纹萌生模式未变;应力加速法需确保处于损伤机理稳定的单调区间;温度加速法必须通过宏微观断口对比、排除蠕变、氧化等机制干扰。综上,这3种方法均能有效缩短试验时间,但其适用性与有效性均建立在对失效物理机理的深刻理解之上。

3 结 语

系统综述了钛合金微动疲劳损伤机理与等效加速方法的研究进展。钛合金微动疲劳是一个涉及机械磨损与疲劳损伤耦合作用的复杂过程,其损伤演化涵盖裂纹萌生、扩展直至最终断裂的全过程,深受接触压力、温度、频率、应力比等外部参数及材料微观组织、表面状态等内部属性的多场耦合影响。基于对损伤机理的深入理解,以损伤等效为核心原则的疲劳加速方法(包括频率加载法、应力加载法与温度加速法)成为解决传统疲劳试验周期长、成本高等问题的有效途径。研究表明,各种加速方法均存在其适用性与局限性:频率加载法虽能显著缩短试验时间,但频率变化可能改变裂纹萌生机理,需谨慎评估其损伤等效性;应力加载法能有效模拟服役工况,但其效果与应力水平呈非单调关系,存在“最危险应力”区间,需精准控制以保持机理一致;温度加速法通过热激活加速损伤累积,尤其适用于高温服役部件,但高温引发的蠕变、氧化及断裂机制转变(从脆性到韧性)可能偏离实际工况,必须严格验证其失效物理的一致性。当前,融合多类预测模型(S-N曲线、损伤力学、断裂力学)并与概率统计、机器学习等先进技术结合的现代分析方法,正不断提升疲劳寿命预测的精度与可靠性,为发展高效的疲劳加速试验方法提供基础。

参 考 文 献

- [1] 周仲荣. 关于微动磨损与微动疲劳的研究[J]. 中国机械工程, 2000, 11(10): 1 146-1 150.
- [2] 徐志彪. 两种典型金属材料扭转微动疲劳行为及损伤机理研究

- [D]. 成都:西南交通大学, 2018.
- [3] 石炜, 温卫东, 崔海涛. 钛合金 TC11 微动疲劳特性研究[J]. 机械科学与技术, 2014, 33(3): 447-451.
- [4] 王世洪, 叶斌, 梁佑明, 等. 高强钛合金的微动损伤与疲劳[J]. 稀有金属, 1991(4): 276-279.
- [5] 赵伦, 何晓聪, 张先炼. 钛合金自冲铆接头微动磨损机理及疲劳性能[J]. 焊接学报, 2016, 37(7): 88-92.
- [6] 张明, 王珉, 左敦稳. TC4 钛合金微动疲劳特性的研究[J]. 机械设计与制造, 2002(1): 12-13.
- [7] SHIOZAWA D, NAKAI Y, MURAKAMI T, et al. Observation of fatigue crack propagation behavior under torsional loading by using synchrotron radiation micro-CT imaging[J]. Procedia Engineering, 2011, 10: 1479-1484.
- [8] UEDA J, YAMANE T. Microscopic observations of fatigue fractured titanium[J]. Materials Transactions JIM, 1965, 6(2): 116-119.
- [9] BRITTON T B, DUNNE F P E, WILKINSON A J. On the mechanistic basis of deformation at the microscale in hexagonal close-packed metals[J]. Proceedings of the Royal Society, 2015, A471(2178): 1-29.
- [10] ADAM P, MICHAEL G. Cold dwell fatigue of titanium alloys[J]. JOM, 2022, 74(10): 3691-3692.
- [11] BIROSCA S, BUFFIERE J Y, KARADGE M, et al. 3D observations of short fatigue crack interaction with lamellar and duplex microstructures in a two-phase titanium alloy[J]. Acta Materialia, 2011, 59(4): 1510-1522.
- [12] SHIOZAWA D, NAKAI Y, KURIMURA T, et al. Observation of fretting fatigue cracks by micro computed tomography with synchrotron radiation[C]//Proc. of 12th International Fracture Conference. Ottawa, 2009.
- [13] 吴正凯, 吴圣川, 张杰, 等. 增材钛合金缺陷行为的原位 X 射线成像研究[C]//2018 年全国固体力学学术会议摘要集. 哈尔滨, 2018.
- [14] WANG N, JIA W J, MAO X N, et al. Micro-deformation and fracture features of Ti834 titanium alloy under fatigue loading[J]. Metals, 2023, 13(7): 1149.
- [15] ANDRADE A, MORCELLI A, LOBO R. Deformation and fracture of an α/β titanium alloy[J]. Matéria, 2010, 15(2): 364-370.
- [16] COX A, HERBERT S, VILLAIN-CHASTRE J P, et al. The effect of machining and induced surface deformation on the fatigue performance of a high strength metastable β titanium alloy[J]. International Journal of Fatigue, 2019, 124(7): 26-33.
- [17] 沈明学, 彭金方, 郑健峰, 等. 微动疲劳研究进展[J]. 材料工程, 2010(12): 86-91.
- [18] 吴博伟. 不同温度下 TC11 钛合金微动疲劳寿命的模型与试验研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2019.
- [19] 高广睿, 刘道新, 张晓化. Ti811 合金的高温微动疲劳行为[J]. 中国有色金属学报, 2005, 15(1): 38-43.
- [20] 高广睿. 表面改性对钛合金高温微动疲劳行为影响的研究[D]. 西安:西北工业大学, 2005.
- [21] LI Z Y, LIU X L, WU G Q, et al. Observation of fretting fatigue cracks of Ti-6Al-4V titanium alloy[J]. Materials Science & Engineering, 2017, A707: 51-57.
- [22] LOVRICH N R. Fretting Fatigue of Ti-6Al-4V: Experimental Characterization and Simple Design Parameter[D]. Atlanta: Georgia Institute of Technology, 2004.
- [23] TAKEDA J, NIINOMI M, AKAHORI T, et al. Fretting fatigue characteristics with relating contact pressure and surface roughness of highly workable titanium alloy, Ti-4.5Al-3V-2Mo-2Fe[J]. Materials Transactions, 2004, 45(5): 1586-1593.
- [24] 张尚林, 轩福贞, 罗英, 等. P92 钢应变速率相关的高温低周疲劳行为研究[J]. 压力容器, 2021, 38(1): 1-8, 14.
- [25] 张健辉, 纪志军, 冯新, 等. ZTA15 铸造钛合金高周疲劳性能研究[J]. 精密成形工程, 2022, 14(6): 28-35.
- [26] 杨昆, 黄志勇, 何超, 等. 应力比对 TA11 钛合金超高周疲劳性能的影响[C]//第三届中国超高周疲劳学术会议论文集. 成都, 2016.
- [27] YUAN M Y, ZHAO X B, YUE Q Z, et al. The effect of microstructure on the very high cycle fatigue behavior of Ti-6Al-4V alloy[J]. Metals, 2024, 14(3): 16.
- [28] MERTOVA K, DZUGAN J, ROUDNICKA M. Fatigue properties of SLM-produced Ti-6Al-4V with various post-processing processes[J]. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, 2018, 461: 12052.
- [29] YAMAGUCHI K, ABE T, KOBAYASHI K, et al. Gigacycle fatigue data sheets for advanced engineering materials[J]. Science & Technology of Advanced Materials, 2007, 8(7-8): 545-551.
- [30] 轩福贞, 朱明亮, 王国彪. 结构疲劳百年研究的回顾与展望[J]. 机械工程学报, 2021, 57(6): 26-51.
- [31] 段红燕, 唐国鑫, 盛捷, 等. 一种新型的疲劳强度预测模型[J]. 上海交通大学学报, 2022, 56(6): 801-808.
- [32] 王金龙, 高斯博, 杨宇星, 等. 航空发动机用钛合金 TC17 疲劳失效研究[J]. 哈尔滨工程大学学报, 2021, 42(8): 1203-1208.
- [33] ZHU L, ZHANG Y L, LI X H, et al. Establishment of the Fatigue Curve Model Based on Stress Ratio[C]//International Conference on Computer Science & Electronic Technology. Shenzhen, 2015.
- [34] JI C, LI Y H, QIN X, et al. 3D FEM simulation of helical milling hole process for titanium alloy Ti-6Al-4V[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2015, 81(9): 1733-1742.
- [35] XUE L. Damage accumulation and fracture initiation in uncracked ductile solids subject to triaxial loading[J]. International Journal of Solids and Structures, 2007, 44(16): 5163-5181.
- [36] MARMI A K, HABRAKEN A M, DUCHENE L. Multiaxial fatigue damage modelling at macro scale of Ti-6Al-4V alloy[J]. International Journal of Fatigue, 2009, 31(11-12): 2031-2040.
- [37] CONNER B P, NICHOLAS T. Using a dovetail fixture to study fretting fatigue and fretting palliatives[J]. Journal of Engineering Materials and Technology, 2006, 128(2): 133-141.
- [38] WANG Q, ZHANG W, JIANG S. Fatigue life prediction based on crack closure and equivalent initial flaw size[J]. Materials, 2015, 8(10): 7145-7160.
- [39] 徐可宁, 李雯, 黄勇, 等. 燕尾榫连接结构微动疲劳全寿命预测方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(10): 1945-1953.
- [40] 杨朋飞. 近 α 钛合金三种典型组织的微动疲劳损伤机理和寿命预测研究[D]. 成都:西南交通大学, 2023.
- [41] 高会英, 张小强, 黄洪钟, 等. 考虑 S-N 曲线不确定性的概率疲劳寿命预测[J]. 中国科学:物理学 力学 天文学, 2018, 48(1): 67-75.
- [42] NONATO P B R. Bi-level hybrid uncertainty quantification in

- fatigue analysis: S-N curve approach[J]. Fracture and Structural Integrity, 2020, 14(54):88-103.
- [43] FENG H H, WANG Y, JIANG X H. A Maximum likelihood method for estimating probabilistic strain amplitude-fatigue life curves[J]. Acta Mechanica Solida Sinica, 2018, 31(1):1-14.
- [44] PARK Y, KANG D H. Fatigue reliability evaluation technique using probabilistic stress-life method for stress range frequency distribution of a steel welding member[J]. Journal of Vibroengineering, 2013, 15(1):77-89.
- [45] COWELL B. Development of a practical fatigue analysis methodology for life prediction of rotary-wing aircraft components [D]. Raleigh, USA: North Carolina State University, 2006.
- [46] REGE K, LEMU H G. A review of fatigue crack propagation modelling techniques using FEM and XFEM[C]//First Conference of Computational Methods in Offshore Technology. Stavanger, Norway, 2017.
- [47] YOU X, WANG Z Y, ZHOU X F, et al. Fatigue life appraisal and its corrected stress intensity factor for repaired off-centrallycracked aluminum plates[J]. Materials, 2020, 13(18):4 014.
- [48] KAMAL M, RAHMAN M M. Fatigue life prediction of titanium alloy for block loading using the hybrid approach of critical plane and continuum damage mechanics[J]. International Journal of Automotive and Mechanical Engineering, 2017, 14(1):4 080-4 096.
- [49] 唐正伟, 陆金桂. 复合材料疲劳 S-N 曲线的 BP 模型[J]. 热加工工艺, 2016, 45(4):99-100, 103.
- [50] LI J, YANG Z M, QIAN G A, et al. Machine learning based very-high-cycle fatigue life prediction of Ti-6Al-4V alloy fabricated by selective laser melting[J]. International Journal of Fatigue, 2022, 158: 106 764.
- [51] GAO S L, YUE X Z, WAN H. Predictability of different machine learning approaches on the fatigue life of additive-manufactured porous titanium structure[J]. Metals, 2024, 14(3):21.
- [52] TAKEUCHI E, FURUYA Y, NAGASHIMA N, et al. The effect of frequency on the giga-cycle fatigue properties of a Ti-6Al-4V alloy[J]. Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures, 2008, 31(7):599-605.
- [53] RUSLAN K, STEFAN R, VOLKER V, et al. On the effect of testing frequency on high and very high cycle fatigue behavior of AA2024-T3, Ti-6Al-4V, and inconel 718[J]. Journal of Materials Engineering and Performance, 2023, 32(23):10 843-10 856.
- [54] SAKANE M, OHNAMI M. Frequency effect on notch sensitivity of low-cycle fatigue test at elevated temperatures (evaluation of ASME code case N-47)[J]. Journal of the Society of Materials Science, 1980, 29(320):458-464.
- [55] SUN C, LI Y, HUANG R, et al. Crack initiation mechanism and fatigue life of titanium alloy Ti-6Al-2Sn-2Zr-3Mo-X: Effects of stress ratio and loading frequency[J]. Materials Science and Engineering, 2020, A798:140 265.
- [56] LUKASZ B. Non-linear probabilistic modification of miner's rule for damage accumulation[J]. Materials, 2021, 14(23):7 335.
- [57] 裴雨霞. 电液伺服疲劳试验机的设计与仿真[D]. 吉林: 长春理工大学, 2014.
- [58] 朱旻昊, 刘建华, 蔡振兵, 等. 一种微动疲劳试验系统的法向加载装置: CN104568619A[P]. 2015-04-29.
- [59] 石炜, 温卫东, 崔海涛. 微动疲劳加载装置的设计及其在典型合金上的应用[J]. 机械工程材料, 2014, 38(1):79-83.
- [60] 吴国清, 刘晓龙, 李冰涛. 钛合金微动疲劳试验夹持载荷施加装置的设计与应用[C]//全国失效分析学术会议. 北京, 2015.
- [61] 欧阳祖行, 潘升材, 李映平, 等. 微动疲劳损伤试验设计研究[J]. 航空学报, 1992, 13(7):457-461.
- [62] ELLARD M J J, MATHABATHE N M, SIYASIYA W C, et al. Low-cycle fatigue behaviour of titanium-aluminium-based intermetallic alloys: A short review[J]. Metals, 2023, 13(8):1 491.
- [63] WANG D, HUANG H, XU Y X, et al. Study on thermal-mechanical coupling performance and failure mechanism of titanium alloy lattice structures in high temperature environment[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2022, 40(1):25-32.
- [64] 丁小岑, 何宁, 宋迎东, 等. TA19 钛合金端面车削表面完整性的低周疲劳演化[J]. 航空材料学报, 2021, 41(4):57-65.
- [65] 李波, 秦锋英, 林苑, 等. 时效温度对 TB18 钛合金显微组织及高周疲劳行为的影响[J]. 材料热处理学报, 2025, 46(2):93-102.
- [66] NIU C. Accelerated testing in hydraulic component operational life test[J]. Proceedings of the JFPS International Symposium on Fluid Power, 2002(5-1):125-130.

(编辑:刘晨辉)

订正启事

因编辑过程中疏忽,导致 2026 年第 46 卷第 6 期高熵合金相结构与性能专题的学术主编姓名出现错误,现订正如下:

订正前:学术主编:郭威;张琴;龚攀

订正后:学术主编:郭威;徐琴;龚攀

特此声明!

《特种铸造及有色合金》编辑部

2026 年 7 月 10 日