

中国材料大会 2025

暨新材料科研仪器与设备展

7月5-8日, 2025

福建 厦门

E13-材料疲劳与断裂

E13-Material Fatigue and Fracture

主办单位

中国材料研究学会

会议网址: <https://cmc2025.scimeeting.cn>



E13 材料疲劳与断裂

分会主席：张哲峰、李小武、陈立杰、孙成奇、王宠

E13-01

SLM 铝合金和钛合金疲劳性能与寿命评估

姚卫星*、殷海标、杨玉琪

南京航空航天大学

完成了四种 SLM 铝合金和二种钛合金超高周疲劳试验和振动疲劳试验，测量了材料空洞的尺寸和形状分布，提出了 SLM 铝合金和钛合金的疲劳寿命模型，建立了材料固有频率下降模型和疲劳寿命的关联模型。在此试验和疲劳机理研究的基础上，提出了 SLM 铝合金和钛合金疲劳寿命评估方法，开展了缺口件疲劳寿命的验证试验。研究表明：SLM 铝合金和钛合金的疲劳性能与其铸造过程中形成的微空洞有着密切的关系，减小微孔洞尺寸和空洞密度是提高其疲劳性能的关键措施。

E13-02

激光粉末床熔融 316L 的热老化、蠕变及裂纹扩展行为研究

温建锋

华东理工大学

激光粉末床熔融（LPBF）增材制造技术因其近净成形能力及高设计自由度的特点，近年来受到能源领域的广泛关注。针对当前 LPBF 316L 长时老化后力学性能演变认知不充分、长时蠕变数据缺乏以及蠕变断裂机理研究不足的现状，本文开展了打印态和再结晶态 316L 在热老化后拉伸试验和高温蠕变试验，并结合微观组织表征，揭示了老化后组织演化对力学性能变化的规律以及打印微观组织对蠕变变形行为的影响。高温蠕变裂纹扩展试验进一步揭示了该材料的各向异性扩展速率，而高应力下则呈现穿晶等向性。基于 Wen-Tu 模型的有限元模拟成功预测了蠕变裂纹扩展行为。本研究阐明 LPBF 316L 的高温性能受位错结构、析出动力学与晶界形貌的协同作用控制，为优化其高温长期服役性能提供了理论依据。

关键词：增材制造；热老化；蠕变；蠕变裂纹扩展；有限元分析

E13-03

航空发动机零件表面强化研究进展与需求

王欣*、许春玲、罗学昆、宇波、汤智慧

中国航发北京航空材料研究院

随着航空发动机对性能和服役寿命要求的同时提高，关重件的疲劳性能保障得到了越来越多的关注。作为航空发动机的主要抗疲劳制造技术，以喷丸、冷挤压和激光冲击强化为代表的表面形变强化技术获得了许多研究与应用。介绍了本单位对此三类表面强化技术在关重件上的研究结果，并基于目前发动机研究情况，分析了表面强化技术的研究需求。

E13-04

航空发动机结构创新与高性能激光锻打印制造

周留成*

空军工程大学航空工程学院

航空发动机向智能变循环、高推重比、高隐身方向迭代升级，迫切需求结构功能化、整体化与轻量化协同创新，但复杂构件普遍面临“设计超前、制造滞后”的瓶颈——当前钛合金包容机匣、高温合金涡轮等关键复杂部件因制造工艺受限，导致设计实现率低，制造成本高。为此，提出锻打印（Laser In-situ Forging Additive Manufacturing, LIF-AM）技术，在激光粉末床熔融增材过程中利用超快激光原位冲击锻打熔融层，基于增材“热场”与超快激光冲击“力场”耦合作用“逐层、趁热”精准化调控应力、组织与缺陷，将成形部件力学性能提升至锻件水平，可为航空发动机结构创新提供变革性制造技术途径。

E13-05

不同表面状态的 ZTC4 合金疲劳性能研究

李旭东*、张仕朝

中国航发北京航空材料研究院

航空发动机铸造机匣因壁薄难以取样,其服役力学性能一般用同炉附铸试棒的性能来表征。但是由于大型铸件在不同部位的组织、表面状态等方面与附铸试棒之间存在着差异,从而影响到实际铸件力学性能的表征。本文选用航空发动机中介机匣的主要选用材料 ZTC4 合金,通过附铸试棒再机加、机匣本体取样再机加和精铸试棒等三种方式制备力学性能试样,再对其表面完整性,高周疲劳 S-N 曲线,低周疲劳 ϵ -N 曲线进行分析对比,并使用扫描电镜对失效断口进行观测,分析其断裂机制。结果表明:随着疲劳寿命的增加,不同形式试样的疲劳寿命差异性增大,这种差异性与其表面完整性相关:附铸试棒和机匣本体取样试样的表面完整性优于精铸试样,因此疲劳性能更好。

E13-06

超高性能混凝土(UHPC)超高周疲劳试验方法研究

李浪*、宓林、付代鑫、刘永杰、王宠、何超、陈尧、王清远

四川大学灾变力学与工程防灾四川省重点实验室

超高性能混凝土(UHPC)以优异的力学性能和耐久性,被日渐广泛地应用于桥梁、铁路、风电和水利等基础结构中,上述结构在服役期间都承受着超过 107 周次以上的交变荷载,UHPC 面临着超高周疲劳损伤与失效问题。但受加载时间成本限制,目前关于 UHPC 的超高周疲劳研究还非常少,关于 UHPC 的超高周疲劳损伤和失效机理尚不清楚。基于此,本文作者首先建立了基于超声振动的 UHPC 超高周疲劳试验装置,验证了加载装置的有效性和控制准确性,实现了对 UHPC 施加“压-压”超高周疲劳荷载,证实了 UHPC 存在超高周疲劳损伤和失效问题,并简要分析了 UHPC 的超高周疲劳损伤发展过程。

首先建立 UHPC 超高周疲劳实验装置,通过集成万能试验机和超声加载模块,实现了对 UHPC 施加压缩-压缩疲劳荷载,如图 1 所示。通过在底部引入球消除偏心引起的剪切作用,通过间歇加载实现温度控制。然后对加载系统的稳定性和控制精度进行了验证。采用应变片标定的结果表明,设备能够稳定施加 20 kHz 的交变疲劳荷载,结果与理论值和设计值吻合。最后采用加载系统对 UHPC 进行超高周疲劳加载,获得了材料的 S-N 曲线。结果表明 UHPC 存在超高周疲劳问题,在经历超过 10^7 次交变应力循环后,材料依然会发生疲劳失效。对失效试样的疲劳裂纹分析表明,超高周疲劳裂纹处出现裂纹密集分布的微裂纹云,并汇聚为一条主裂纹。主裂纹面平行于加载方向,将试样沿轴线劈开为两半,表明裂纹是由拉应变主导扩展。研究结果对于具有长寿命服役需求的 UHPC 的抗疲劳设计具有指导作用。

E13-07

叶片材料振动疲劳试验技术研究进展

陈新*

中国航发北京航空材料研究院

振动疲劳失效是航空发动机叶片材料服役的主要失效形式之一。本研究针对发动机设计用性能数据测试需要,系统开展了发动机叶片相关的金属材料、非金属材料振动疲劳试验技术研究。设计了试验频率最高达到 2200Hz 的超高周疲劳试样, $K_t=2$ 、 $K_t=3$ 缺口疲劳试样,模拟涡轮叶片薄壁结构的薄壁小试样(最小厚度为 0.5mm)以及聚酯基复合材料振动疲劳试样。采用相位同步技术测量了超高频试样的动态应变场,测量结果与有限元模拟、电阻应变计分析结果一致性良好。系统优化了振动疲劳试验的测控系统,开发了专门的辅助工装,实现了超高频、长时稳定的振动疲劳加载。通过系列试验,获取了钛合金、单晶高温合金、聚酯基复合材料等材料的振动疲劳性能数据以及振动疲劳失效微观机理。开发了基于随机疲劳极限模型的小样本 P-S-N 曲线处理方法,可有效节约试验成本。研究成果有力支撑了发动机叶片的动强度储备评估校核和考核评价,对先进航空发动机叶片的抗高循环疲劳设计、制备工艺优化和质量检验工作具有重要意义。

E13-08

偏折裂纹和分岔裂纹的弹性场理论解

魏宇杰*

中国科学院力学研究所

裂纹在准静态或者动态扩展过程中,可能偏离原始路径或分岔。偏折和分岔裂纹均具有重大的工程意义,比如水力压力问题和非均匀材料中的裂纹扩展等。报告人在这一讲座中将涉及偏折或分岔裂纹的几个方面问题:

1 针对页岩油气开采中利用水力压裂实现复杂裂缝网络这一背景,出了水力裂缝沿页岩层理等弱界面转向扩展的临界条件,并推导出水力裂缝转向扩展条件的理论解。

2 通过采用 Schwartz-Christoffel 共形映射和 Muskhelishvili 所提供的方法,给出了平面变形下任意长度比例的偏转裂纹弹性场解析解,所提供的方法可用于求解偏折和分岔裂纹。

3 发展了半解析解方法,给出了半平面分岔裂纹、Kalthoff-Winkler 裂纹与边界偏折裂纹在不同边界下的弹性变形场,包括裂纹尖端的应力场、应力强度因子和裂纹张开位移。揭示双裂纹间存在屏蔽效应随着距离的变化呈现出指数形式。针对界面涂层材料中沿界面扩展的裂纹,给出了应力强度因子与偏折裂纹长度之间的指数关系形式。

E13-09

“相对位移”视角下的疲劳裂尖场及裂纹扩展行为描述

杨冰*、张哲、王栓程、周世祺

西南交通大学轨道交通运载系统全国重点实验室

“相对位移”是揭示材料与强度领域各种科学现象机制机理的重要桥梁,是反映复杂因素综合作用效果的直接可测参量。从这一视角出发,采用数字图像相关技术获取疲劳裂纹尖端位移场和相对位移场,开展了裂尖塑性区演化特征研究,构建了“位移场→应变场→应力场→真实塑性区→理论塑性区”系统表征方法,提出了基于相对位移场的裂纹扩展驱动新参量,研究并阐明了塑性诱导闭合、粗糙度诱导闭合、残余应力等因素对裂纹扩展行为的影响。

E13-10

燃气-海洋大气耦合环境下涡轮盘合金疲劳裂纹扩展行为研究

江荣*

南京航空航天大学

航空发动机和燃气轮机在海洋环境下服役时,热端部件承受高温、高压、高转速机械载荷和高盐雾、高湿度等腐蚀环境耦合作用,常发生热腐蚀-疲劳失效,影响结构完整性、安全性和可靠性。本研究通过自主搭建的疲劳试验系统,实现了在燃气-海洋环境下的疲劳裂纹扩展试验。在高温(即 650°C、700°C 和 750°C)盐雾环境中,对涡轮盘合金 FGH96 开展了疲劳裂纹扩展试验。通过纳米压痕、扫描电镜 (SEM)、电子背散射衍射 (EBSD)、透射电镜 (TEM) 和电子探针显微分析 (EPMA) 分析了热腐蚀对 FGH96 合金疲劳裂纹扩展的影响机制。结果表明,高温盐雾环境引起的热腐蚀使疲劳裂纹扩展速率加快了 1-2 个数量级。裂纹尖端应变场和化学场的耦合效应导致裂纹尖端塑性区的氧化/硫化,并且随着温度和保载时间的增加而加剧。这种应力辅助的氧化/硫化损伤降低了 FGH96 合金的抗疲劳裂纹扩展性能。

E13-11

两种镍基耐热合金的高温疲劳性能研究

石锋¹、张萌萌¹、吴云胜²、周兰章²、李小武^{*1}

1. 东北大学材料科学与工程学院材料物理与化学系
2. 中国科学院金属研究所师昌绪先进材料创新中心

本研究首先对 H282 和 IN740H 两种高温耐热合金进行了 700°C 高温拉伸实验,根据屈服强度选择合适的应力幅对两种合金进行了恒应力幅控制的 700°C 拉-压疲劳性能测试,结果表明随着应力幅增大,IN740H

和 H282 合金的疲劳寿命均降低, 在相同的应力幅下, IN740H 合金的疲劳寿命高于 H282 合金。IN740H 和 H282 合金的应力幅-疲劳寿命曲线在双对数坐标下表现出良好的线性关系。IN740H 和 H282 合金的疲劳强度系数 σ_f 值分别为 1435 和 1377 MPa, 疲劳强度指数 b 值分别为 -0.106 和 -0.107。IN740H 合金的疲劳强度系数更高, 抗疲劳能力更强, IN740H 和 H282 合金的疲劳强度指数接近, 应力幅随疲劳寿命增加的衰减速率接近。建立了实验用合金成分、组织与高温疲劳性能的关联。

E13-12

反应堆压力容器主螺栓材料断裂失效行为研究

石凯凯*

中国核动力研究设计院

反应堆压力容器的主螺栓由高强度钢制成, 其功能是连接容器顶盖法兰和容器壳体法兰, 确保一回路中的反应堆冷却剂不泄漏。在运行过程中, 主螺栓结构主要承受预紧力、容器壳体的内压和容器壳体壁厚的温度梯度变化。考虑到主螺栓的结构和载荷条件, ASME-III 附录 G-4000 规定了紧急和事故条件下主螺栓的断裂分析要求。对于反应堆压力容器主螺栓的高强度钢材料, 在 -40 ℃ 至 350 ℃ 的范围内使用不同的试样进行了断裂韧性试验, 研究了断裂韧性随温度的变化。通过对数据趋势的进一步分析, 建立了主螺栓高强度钢材断裂韧性概率预测模型。

E13-13

基于变形指数概念的航空轮胎用橡胶动态生热和疲劳寿命的热力耦合优化分析

李凡珠*

北京化工大学

航空轮胎是飞机起降和滑行的关键部件。在高速和重载条件下, 航空轮胎承受巨大的应力并产生大量热量。提高轮胎的安全性和使用寿命至关重要。变形指数可以用来判断轮胎不同部件的控制模式, 如应变控制、应力控制或能量控制。本研究详细阐述了航空轮胎变形指数的计算方法, 并强调在摄动分析中只需改变刚度, 同时保持粘弹性参数不变。结合有限元分析和用户自定义子程序, 在额定载荷、压力和速度条件下, 获得了子午线航空轮胎各部件变形指数分布图。在此基础上, 结合热力耦合仿真分析方法, 对轮胎典型部件(如胎面、胎圈护胶和气密层)提出了材料刚度优化方案, 以优化轮胎的滞后温升和疲劳寿命。仿真结果证实了使用变形指数来提高飞机轮胎疲劳寿命的有效性。当胎面胶和胎圈护胶的刚度分别增加 50% 和 30%, 气密层的刚度降低 50% 时, 胎肩区域的最高温度降低了 4.2 ℃, 飞机轮胎的疲劳寿命甚至增加了五倍。

E13-14

Ti150 合金保载疲劳过程中 α_p 和 β_t 刻面形成微观机理研究

赵佳鑫、樊江昆*、张文渊、李金山

陕西省西安市碑林区张家村街道西北工业大学友谊校区

本研究通过探究微观变形、 β_t 界面与硅化物析出相的协同效应, 揭示了 Ti150 合金双态组织中 α_p 及 β_t 晶粒刻面裂纹的形成机理。对 Ti150 合金刻面形貌、亚表面微裂纹及变形微观结构的分析表明: 裂纹源 α_p 刻面主要源于高施密特因子值的基面滑移带, 其形核受平行于滑移面的高剪切应力与垂直方向正应力的共同驱动——这两种应力源自晶界附近基面滑移位错塞积。相比之下, β_t 刻面的形成则遵循两种协同机制: (1) 裂纹在 β_t 晶粒内沿基面或柱面滑移带交替扩展; (2) 硅化物析出相在相界面处发挥双重作用: 既促进裂纹沿界面空隙生长, 又阻碍裂纹穿过导致偏折。这些机制共同造就了 β_t 刻面典型的阶梯状形貌。本研究阐明了微观结构中不同特征区域刻面的形成机理, 并凸显了硅化物在保载疲劳行为中的关键作用。

E13-15

ASME 规范不锈钢疲劳设计曲线升版对大型压水堆主设备疲劳评定影响研究

胡靖东、秦炎锋、陈孟、刘畅*、张伟、贺寅彪

上海核工程研究设计院股份有限公司

基于美国核管委 NUREG-6909 导则引用美国阿贡实验室(ANL)不锈钢疲劳断裂更新数据及轻水环境对疲劳断裂影响的推荐评估方法, ASME B&PVC 第 III 卷强制性附录 I 中的疲劳设计曲线自 2009 补遗版之后进行了升版。ASME 规范疲劳设计曲线考虑了平均应力修正及相关安全系数, 并基于应变的低周疲劳数据的外推预测合并了原有基于载荷的高周疲劳设计曲线, 使得升版后的高周疲劳部分设计曲线存在过于保守的争议。我国第三代先进压水堆型号基于 ASME 规范 2007 版及 2008 补遗版本进行设计, 受疲劳曲线升版影响, 主设备局部部件存在疲劳评定风险。本文通过原设备疲劳分析中的外部载荷细分、载荷包络组合拆解等方法找出原分析的合理保守裕量, 论证了原设计在新版设计曲线下仍可通过规范疲劳评定。对于轻水环境影响疲劳, 通过将环境影响疲劳评价因子的算法纳入电厂疲劳监测系统, 对电站在运行设备进行长期疲劳状态监测, 解决其潜在的环境疲劳失效风险。

E13-16

三维编织碳纤维环氧树脂复合材料扭转疲劳损伤及寿命预测研究

刘争*、李吉康、陈旭

天津大学

三维编织碳纤维复合材料因其高比强度和优异的损伤容限, 在替代传统金属或聚合物方面展现出巨大潜力。本研究深入探究了 3D 编织碳纤维复合材料的扭转疲劳损伤机理, 并建立了寿命预测模型。复合材料采用 3D 四向编织技术与真空辅助树脂成型工艺制备而成。通过结合 3D 数字图像相关技术、计算机断层扫描及原位损伤监测方法开展扭转疲劳试验, 获取了疲劳过程中的应变与损伤演化数据。研究结果表明, 编织结构会引发周期性网格状的应变分布, 且高应变区域与编织节点位置相关。刚度退化呈现三个阶段: 稳定期、线性期和加速期。损伤始于试件表面的纤维束, 经历基体纤维脱粘、纤维屈曲及纤维断裂的演化过程。纤维束内的脱粘裂纹是损伤起始形式, 而纤维屈曲是刚度快速退化的标志。通过对纤维束的承载与损伤分析, 成功建立基于能量的疲劳寿命预测模型。该模型将纤维树脂脱粘和纤维屈曲断裂的关键断裂面上的应力应变特性作为核心参数。实验验证表明, 模型对不同编织角度和各类载荷条件下的疲劳寿命实现预测。

E13-17

TiAlN/CrN/Cr 多层纳米梯度涂层的疲劳冲击失效机理研究

郭运武、李嘉晟、查旭明*

集美大学

随着钛合金等难加工材料的广泛应用, 涂层刀具在高温、高压、高应变率工况下的损伤失效问题日益突出。多层纳米涂层具有良好的热稳定性和抗氧化性, 主要归因于涂层的多层结构。本文针对 TiAlN/CrN/Cr 多层纳米梯度涂层刀具, 研究了其在热力耦合作用下的疲劳特性及损伤演化规律。首先通过逐次加载压痕试验和划痕试验研究了涂层的力学性能以及利用高温氧化试验研究了涂层的抗氧化性能。另外搭建了高温超高频超声冲击试验平台, 研究了涂层刀具的抗热力耦合疲劳冲击性能。结果表明: 划痕后涂层发生剥落失效的临界载荷为 5.58N。涂层在 800°C 以下氧化 2h 后未出现明显失效, 800°C 时氧化生成 Al_2O_3 、 Cr_2O_3 和 TiO_2 等氧化物, 导致涂层剥落失去保护基体的作用; 在高温超高频热力疲劳冲击下, 涂层表面会产生环形裂纹、径向裂纹进而引起涂层剥落失效, 涂层剥落面积占比随冲击次数和冲击深度的增加而增大。在冲击深度小于 10 μm 、次数小于 320000 次时涂层未失效。结果表明, TiAlN/CrN/Cr 多层纳米梯度涂层具有较好的抗热力疲劳冲击性能。研究揭示了涂层裂纹扩展与剥落的失效机理, 为优化涂层设计、提升刀具寿命提供了理论依据。

E13-18

CrCoNi - Mo 中熵合金的低周疲劳行为及损伤机理

韩爱华、王玉洁、李琳琳*

东北大学

本文研究了 CrCoNi - Mo 中熵合金在循环加载条件下的变形行为和相关微观结构演变,旨在揭示合金低周疲劳寿命的潜在机制。采用热机械加工在 CoCrNi-Mo 合金中诱导形成细晶粒 (FG) 和粗晶 (CG) 粒微观结构。结果表明,晶粒尺寸和应变幅共同影响疲劳性能。在低应变幅 ($\Delta\epsilon/2 < 0.5\%$) 下, FG 合金通过高密度晶界的 Hall-Petch 强化效应抑制局部位错滑移,从而显著延长了裂纹萌生寿命。随着应变幅的增加 ($\Delta\epsilon/2 \geq 0.5\%$), 较大的晶粒尺寸有助于形成变形孪晶, 从而通过消散塑性功来延迟疲劳裂纹的扩展。同时, 降低的晶界密度显著降低了位错钉扎效应, 从而抑制了不可逆的损伤积累, 最终实现了卓越的疲劳寿命。此外, 基于磁滞能的疲劳寿命模型揭示了不同应变幅下晶粒尺寸效应。磁滞能模型通过量化能量耗散, 表明 FG 合金由于其高强度导致较低的塑性应变积累速率而在低应变幅值下占主导地位, 而 CG 合金通过孪晶/塑形抵消疲劳损伤, 使得在高应变幅值下获得优势。这些发现为中熵合金的微观组织设计和疲劳性能优化提供了理论依据。

E13-19

低周疲劳训练增强材料的力学性能

李小武*

东北大学

与单向变形相比, 疲劳循环变形可在变形至相同应力水平下产生更高的位错密度、引入不同的疲劳位错结构, 甚至可以引入较规整的微裂纹等。近年来, 本课题组针对“预低周疲劳训练改善材料力学性能”开展了系统的研究探索, 得到以下主要结果: (1) 通过恒应变幅控制的适当预疲劳变形训练, 在不同取向铜单晶体中分别引入迷宫结构、位错胞结构和少量驻留滑移带 (PSB) 楼梯结构, 可在塑性基本保持不变甚至同步提升的前提下明显提高拉伸强度 [1-3]; (2) 考察预疲劳变形训练对不同层错能金属材料 (如: 纯铝 [3-5]、Al-Cu 合金 [6]、Cu-Al 合金 [7-9]、Ni-Cr 合金 [10]) 拉伸力学性能影响发现, 随着材料层错能的降低, 预疲劳变形对其拉伸强塑性匹配的正面影响越显著; (3) 在较低应力水平下对紫石房蛤贝壳中的交叉叠片结构样品先进行低周循环预加载引入微裂纹, 随后升高应力再进行疲劳测试发现, 该结构的疲劳强度显著提升。上述结果对深入理解低周疲劳训练强化机理以及材料力学性能的改善提供了有益的参考。

E13-20

大型复杂焊接结构疲劳设计的本征结构应变理论

蒋文春*

中国石油大学 (华东) 新能源学院

大型复杂焊接结构疲劳开裂是威胁重大能源装备长周期高可靠服役的关键因素, 任何一条焊缝一旦发生破坏, 都可能产生严重危害。因此焊接结构的高可靠疲劳设计是保证整机结构安全服役的重中之重。当前国际焊接学会 IIW1823 标准、欧洲标准 BS7608 等主流焊接结构疲劳设计规范多基于焊缝几何形式选择 S-N 曲线, 而重大装备的焊缝尺寸跨度大、几何构型复杂, 与标准规定的差异大, 难以获取相匹配的 S-N 曲线, 且接头局域的应力幅值难计算。为此, 基于功等效、平衡等效原则以及材料本构关系, 提出了大型复杂焊接结构疲劳设计的本征结构应变理论: 建立了焊接接头危险截面隔离体解析力学模型, 发现了可统一描述不同类型接头低周与高周疲劳行为的本征结构应变参数 E, 以 1 条主 E-N 曲线替代欧洲标准 BS7608 疲劳寿命预测的 18 条 S-N 曲线; 针对大型复杂焊接装备从整体到接头缺口几何跨度大导致计算效率低下的问题, 建立了模态结构应变计算方法: 提出了装备多模态结构应变振型求解技术, 融合频域响应分析与模态分解, 构建焊接结构减缩模型, 实现接头正/切应变功率谱的高效计算, 进一步建立基于概率密度函数的结构应变功率谱-疲劳损伤映射关系, 形成复杂焊接结构频域疲劳分析方法。提出的本征结构应变理论已在大型石化装备压滤机与轨道交通装备上得到应用与验证, 助力重大装备的抗疲劳高可靠制造。

E13-21

高频振动下航发叶片材料高周疲劳研究进展

许巍*

中国航发北京航空材料研究院

叶片是航空发动机的重要关键部件，在服役过程中通常处于高频振动环境，其振动频率可高达几千赫兹以上，从而导致在服役周期内可能发生高周甚至超高周疲劳失效问题。因此，发动机叶片在高频振动环境下的疲劳行为越来越受到重视。在发动机叶片材料高周疲劳领域，不同类型叶片由于形状和实际服役环境差异而牵引出不同的研究需求，本报告介绍本团队近年来在航发叶片材料高周疲劳方面的最新研究进展，主要包括：高频振动环境下单晶合金涡轮叶片材料高温高周疲劳性能的薄壁效应、压气机叶片材料缺口疲劳以及叶片材料高温高周疲劳寿命预测方面的研究进展，相关结果有助于理解高频振动环境下发动机叶片材料的高周疲劳机理及规律，对于发动机叶片的抗高循环疲劳设计具有重要支撑作用。

E13-22

镍基单晶叶片气膜孔飞秒激光致损机理及疲劳寿命预测方法

李飞^{*1}、温志勋²、岳珠峰²、罗磊¹

1. 哈尔滨工业大学

2. 西北工业大学

镍基单晶高温合金因其卓越的综合高温机械性能，是涡轮叶片的首选材料。目前航发涡轮前进口温度已达 2200K，远远高于镍基单晶材料的熔点。材料耐温性能缺口局面致使涡轮叶片上通常布置数百个、直径在 0.2-0.8mm 之间的气膜孔来降低温度，气膜孔在提供冷却的同时破坏了结构整体性，在高温疲劳载荷作用下成为叶片失效断裂的多发部位途径。目前对其研究面临制孔过程损伤演化机理不清、原始疲劳质量确定难、疲劳寿命模型不准等挑战。本研究考虑飞秒激光制孔初始损伤这一关键因素，通过试验测量、数值模拟和理论建模等手段，探究镍基单晶叶片气膜孔飞秒激光致损机理及疲劳寿命预测方法。对气膜孔表面完整性进行分析，开发制孔损伤演化模型，揭示飞秒激光制孔跨尺度损伤机理；开展原位疲劳裂纹扩展试验，通过概率裂纹扩展率、贝叶斯反推和裂纹扩展仿真，建立基于当量初始裂纹尺寸的气膜孔原始疲劳质量评估模型；采用孔边质量-性能关联模型和当量初始裂纹尺寸，明晰气膜孔原始疲劳质量与疲劳寿命之间的内在关联机制，形成基于当量裂纹扩展的气膜孔结构疲劳寿命预测方法。研究成果不仅为飞秒激光致损气膜孔寿命预测研究提供新思路，也为叶片长寿命高可靠度设计提供理论及模型支撑。

E13-23

氢致 X80 管线钢低周疲劳行为与寿命预测研究

杨光*、李喜德

清华大学

X80 管线钢在氢气环境下服役面临重大挑战。本研究通过将预充氢后的管线钢进行疲劳试验，并结合微观组织表征、分子动力学模拟以及塑性应变能量损伤模型，从多个尺度出发，建立了氢含量与疲劳寿命之间的定量关系。同时，系统分析了该材料在低周疲劳加载条件下微观组织的演化过程及能量演化机制，从微观层面揭示其疲劳行为。这一研究为深入理解 X80 管线钢的失效机制和在氢环境中服役的安全性评估提供了理论依据和数据支持。

E13-24

316H 不锈钢多轴热-机械疲劳损伤机理与寿命预测

李兵兵*、杨婧钰、陈旭

天津大学

研究了国产核级 316H 不锈钢在不同应变幅值下的多轴恒温疲劳和热机械疲劳行为。研究表明，与恒温试验相比，在热机械加载条件下，316H 不锈钢呈现出更长的循环硬化阶段和跟更高的循环应力响应，这是由于温度循环的影响。此外，温度循环导致热机械试验材料变形不协调更加严重。在残余晶界滑动的作用下，热机械试验疲劳样品的晶界出呈现更明显的应力集中。断口形貌表明，等温试验中呈现先沿晶后穿晶的混合断裂模式，而热机械试验表现为沿晶断裂模式。在恒温实验断口观察到更为明显的氧化损伤，这导致其寿命低于相同应变幅值下的热机械疲劳试验。在 CXH 模型的基础上，引入剪切损伤权重系数和平均应力修正项，实现了对 316H 不锈钢单轴和多轴循环加载下等温和热机械疲劳试验寿命的统一预测。

通过对镍基合金试验数据的进一步验证表明,修正后的模型具有较高的预测精度和广泛的适用性。

E13-25

Ti80 合金低周疲劳失效模式的晶体塑性有限元分析

从佳佳、朱珺晨、赵爱国*

南京工业大学

Ti80 是一种新型近 α 型钛合金,因其优异的焊接性与韧性,成为海洋工程中结构材料的重要候选。然而,在深海服役条件下,该合金的低周疲劳(LCF)性能研究仍较为缺乏,尤其在更为常见的应力控制加载模式下,其疲劳行为与失效机理尚未明确。本研究针对 Ti80 在应力比 $R=0$ ($\sigma_{\max}=890\sim 1000$ MPa) 和 $R=-1$ ($\sigma_{\max}=700\sim 800$ MPa) 条件下的低周疲劳行为,结合晶体塑性有限元方法(CPFEM)开展深入分析,以揭示不同应力比对疲劳性能与失效机制的影响,同步进行单轴拉伸及应变控制循环实验以标定晶体塑性模型参数。基于 EBSD 分析构建含 100 晶粒的代表性体积单元(RVE),使用 ABAQUS 用户子程序 UMAT 实现对材料在不同加载条件下的微观变形与塑性应变累积行为的模拟。研究结果表明压应力作用显著降低疲劳寿命,并在远低于屈服强度的应力下诱发韧性破坏,实验观三类失效模式:(1)脆性失效($R=0, \sigma_{\max} \leq 995$ MPa): 裂纹起源清晰,缺乏颈缩与微孔;(2)延性失效($R=-1, \sigma_{\max} \geq 800$ MPa): 出现明显颈缩及 MVC (微孔聚合)区;(3)混合失效($R=-1, \sigma_{\max}=765\sim 780$ MPa): 同时存在裂纹源与 MVC 特征,表现出过渡性破坏模式。在 $R=-1$ 条件下,部分晶粒中塑性应变累积显著高于其他晶粒;而在 $R=0$ 下则沿特定方向带状分布,这种分布形态对疲劳裂纹的起始位置与扩展路径具有决定性作用,强调了微观应变局部化的重要性。延性断裂主要由微孔成核与聚合主导,在高应力水平下迅速发展为 MVC 区;而混合型失效中,由于微孔聚合速率较慢,裂纹萌生得以发展并控制最终破坏形式,二者之间的竞争关系决定了最终断裂模式。

E13-26

基于高分辨数字图像相关技术的亚晶粒尺度塑性变形分析方法开发与应用

陈刚*、余京泰、宁祚良

天津大学

疲劳与断裂行为的本质源于材料内部应力与变形的空间不均匀性,尤其在介观尺度(如亚晶粒尺度)上,滑移、应变梯度及局部应变集中直接影响裂纹的萌生与扩展过程。因此,建立高分辨、定量化的介观尺度变形表征技术,对深入理解疲劳损伤演化机制、提升断裂预测准确性具有重要意义。

本研究构建了一种基于高分辨数字图像相关技术(HR-DIC)的亚晶粒尺度塑性变形分析方法。为满足不同测试条件需求,开发了两种散斑制备技术,一类适用于高温环境(至 600°C),一类适用于温度敏感材料。通过优化图像自动采集与拼接算法,实现了数百微米视场下的亚微米级的应变测量。在此基础上,通过与 EBSD 数据融合,提出了一种基于变形梯度张量、考虑临界分切应力(CRSS)差异的滑移系自动识别方法,能够在 HCP 晶体中实现对多滑移机制的精确分解。此外,基于 HR-DIC 测得的全场应变梯度与滑移激活量分布,构建了与晶体塑性有限元(CPFE)模拟耦合的反演流程,以实验-模拟误差最小为目标,实现了不同滑移系 CRSS 参数的最优识别。这一框架为建立多尺度、高保真度的晶体塑性模型提供了坚实的基础。

该方法已成功应用于多个实际案例中,包括温度对 TA16 钛合金滑移模式的影响、小晶粒锆合金中滑移系识别,以及含氢化物锆合金在循环与单调加载下的应变局域化差异的统计分析。结果表明,该技术框架在应变场精确测量、滑移机制定量识别及材料本构参数反演等方面具有广泛的适应性与应用前景。

E13-27

共晶高熵合金 AlCoCrFeNi_{2.1} 的高周疲劳损伤行为

黄朝文^{*1,2}、杨小川¹、李天昕¹

1. 贵州大学 材料与冶金学院

2. 南洋理工大学 机械与宇航工程学院

共晶高熵合金(EHEAs)具有双相微观结构,在准静态载荷下展现出优异的强度-塑性协同效应和显著

的冲击韧性。然而，目前其疲劳抗力尚未明确，且高周疲劳裂纹的萌生与扩展机制尚未完全揭示。本文针对 AlCoCrFeNi_{2.1} EHEA 的室温拉压高周疲劳行为进行了系统研究。结果表明，该合金在保持较高抗拉强度和延展性的前提下，疲劳强度 $\sigma_{-1}(10^7)$ 可达 297 MPa，疲劳强度与屈服强度比约为 0.512，显著优于大多数双相合金。通过扫描电子显微镜（SEM）和透射电子显微镜（TEM）分析发现，循环变形过程，位错起源于面心立方（FCC/L12）相，并在相界处滑移和累积，从而引发疲劳裂纹萌生。疲劳裂纹沿体心立方（BCC/B2）相扩展，但在相界处受到一定的阻碍。FCC/L12 相表现出显著的塑性变形能力，而 BCC/B2 相中的位错运动则主要被纳米析出物所阻断，两相协同作用一定程度上提升了合金的疲劳性能。进一步研究表明，当裂纹方向与相界夹角为 40°至 70°时，裂纹扩展受到最有效的抑制。本研究为 AlCoCrFeNi_{2.1} 合金的抗疲劳设计提供了理论依据，并为其工业应用奠定了基础。

E13-28

天然生物材料抗疲劳机制的多尺度结构解析

季洪梅、梁思敏、李颖颖、李小武*

东北大学材料科学与工程学院材料物理与化学系

疲劳失效是材料性能退化的关键因素之一。传统材料在循环载荷下易产生应力集中与裂纹扩展，而人工复合材料往往面临界面失效等问题。与之形成对比的是，天然生物材料通过亿万年进化形成了独特的抗疲劳结构体系，均展现出远超人工材料的损伤容限与能量耗散能力。例如，软体动物贝壳常常承受来自外界的反反复复破坏，如天敌的反反复复敲打或钻孔等，这种循环加载模式实际为一种疲劳加载。本课题组的研究表明，白蝶贝内层珍珠质的板片呈现典型的凸透镜形，该结构能够有效地将变形局域化。三点弯曲疲劳测试结果表明，当最大循环应力小于平均静态弯曲强度的 60% 时，白蝶贝样品的疲劳寿命能够达到 106 周次以上，甚至当大于平均静态弯曲强度的 90% 时，仍能够承受 500~1000 周次的加载。与珍珠质结构相比，贝壳中的交叉叠片结构为一种更先进的结构，90% 以上的软体动物的贝壳中含有此结构。该结构是一种更为复杂的三维各向异性结构，主要包含板片状交叉叠片结构和纤维状交叉叠片结构。板片状交叉叠片结构样品的疲劳强度与静态弯曲强度之比约为 0.87，明显高于珍珠质的 0.56。而纤维状交叉叠片结构不仅抗疲劳性能优于板片状交叉叠片结构，且在 300 °C 热处理或预疲劳之后，能够抵抗的疲劳应力显著升高。天然纤维材料在自然界中广泛存在，另外一种典型代表——毛竹，其主要组成单元维管束呈梯度分布，其抗疲劳性能与维管束的分布密度密切相关。因此，全面理解天然生物材料微观结构的设计策略，揭示其抗疲劳性能优异的原因，可为实际工程结构材料抗疲劳性能的仿生优化设计提供重要且有效的途径。

E13-29

基于 PINN 的车轴剩余寿命预测方法

贺泰雄、鄢平波*、刘潮涛、宋烨

西南交通大学轨道交通运载系统全国重点实验室

车轴作为车辆承载的关键部件，其故障可能导致灾难性后果，采用无限寿命设计方法的车轴设计无法考虑到车轴在工作过程中可能产生的各种缺陷，从而导致车轴发生失效。为了准确预测含裂纹车轴的剩余寿命，对某型 EA4T 的高速列车空心车轴进行了 1:1 实物的预制裂纹的试验；并与 1:3 车轴试验以及 EA4T 的材料试验进行对比，提出了裂纹扩展的尺寸效应修正参数，对现有的裂纹扩展速率模型进行修正；在此基础上，建立考虑物理约束的神经网络模型(PINN)，以裂纹长度 a 、形状尺寸 d 以及疲劳循环 n 作为输入，对车轴的剩余寿命进行预测。分析结果表明，所提出的尺寸效应修正因子，很好的描述了裂纹扩展速率模型随尺寸参数的变化，并且，所建立的 PINN 模型与纯数据驱动模型以及手动拟合材料参数进行剩余寿命预测相比，具有更高的可靠性，可以得到更加精确和保守的含裂纹车轴的剩余寿命。

E13-30

铜-钢异质结构的超长寿命疲劳行为研究

唐森、徐波、王宪*

四川大学

扩散焊作为一种新型固态连接技术，在铜-钢异质复合材料的成型中具有重要应用。本文针对铜-钢异质复合材料的超长疲劳寿命特性展开研究。利用扫描电子显微镜（SEM）和透射电子显微镜（TEM）对异质界面的微观结构与化学成分进行了表征，并分析了其疲劳断裂行为。结果表明：在铜-钢异质界面附近形成了一个厚度约为 50~60 μm 的扩散层，实现了材料的有效连接；复合材料的疲劳寿命随施加应力幅值的降低而显著延长；疲劳断口分析显示裂纹主要萌生于材料内部，萌生位置集中于铜基体及异质界面附近区域。具体而言，铜基体中的裂纹源于{111}<110>滑移系主导的开裂，而异质界面处的开裂则归因于两相材料间的应变不协调。

E13-31

κ -碳化物析出行为对 Fe-Mn-Al-C 奥氏体低密度钢高周疲劳行为的影响

杜佳慧、陈蓬、李小武*

东北大学材料科学与工程学院材料物理与化学系

Fe-Mn-Al-C 系奥氏体低密度钢作为一种新型轻量化材料，因其兼具低密度与高强塑性的优异特性，受到研究人员的广泛关注。然而，目前有关其疲劳行为的研究仍相对缺乏。本研究对 Fe-30.5Mn-8Al-1C (wt%) 奥氏体低密度钢进行了固溶处理（1050 $^{\circ}\text{C}$, 1 h）及不同温度的时效处理（550 / 600 / 650 $^{\circ}\text{C}$, 6 h），并分别对固溶和时效态样品进行了拉-拉疲劳实验及相应微观变形组织的表征，系统探究了 κ -碳化物析出状态对合金高周疲劳行为的影响。

在加载频率为 20 Hz、应力比 $R = 0.1$ 、应力幅范围为 150 – 315 MPa 的实验条件下，固溶态和时效态样品的疲劳变形机制均表现为位错平面滑移，失效模式均为穿晶开裂。相较于固溶态样品，时效处理后合金的疲劳性能均有所提升，其中 600 $^{\circ}\text{C}$ 时效样品表现最优。时效样品疲劳性能的提升主要归因于奥氏体晶内析出的纳米尺寸的 κ -碳化物，这些碳化物在循环变形过程中与位错发生交互作用，阻碍位错滑移，从而延缓驻留滑移带的形成，削弱了材料中塑性变形局部化。然而，相较于 600 $^{\circ}\text{C}$ 时效样品，650 $^{\circ}\text{C}$ 时效样品中由于时效温度进一步提高，晶界处发生更严重的 κ -碳化物析出，导致疲劳循环过程中晶界处应力集中加剧，材料疲劳性能下降。因此，通过合理时效处理调控奥氏体晶内析出的 κ -碳化物，可提高 Fe-30.5Mn-8Al-1C 奥氏体低密度钢的高周疲劳性能。

E13-32

金属材料的超声疲劳损伤累积电阻监测研究

杨路冰、徐波、王宪*

四川大学

金属材料在循环载荷作用下，位错增殖和滑移等微观组织损伤积累引起微裂纹萌生，最终结构导致断裂失效。为此，本文通过时序关联分析纯铜材料疲劳过程中微观组织损伤与损伤电阻增量，研究微裂纹萌生前的微观组织疲劳损伤积累程度。首先，利用电子扫描电镜（SEM）原位成像的超高周疲劳损伤试验系统和电阻原位测试系统，开展不同应力水平下的微米铜栅薄膜的疲劳试验，并同步表征疲劳过程中的电阻增量和表面损伤；然后，利用电子背散射衍射（EBSD）和透射电子显微镜（TEM）表征不同应力水平下微米铜栅薄膜驻留滑移带区域（PSBs）和非驻留滑移带区域的位错密度等微观组织差异；最后，基于微元法，构建基于微米铜栅薄膜驻留滑移带体积比例的电阻增量关系。结果表明，驻留滑移带出现前，微米铜栅薄膜的电阻首先随位错密度增加而增大，然后电阻增速减慢，这可能与位错湮灭有关。在驻留滑移带出现后，随着驻留滑移带区域的增大而线性增大。利用电阻监测法可有效评估微裂纹萌生前的微观组织疲劳损伤积累程度。

E13-33

表面复合改性对 GH4169 表面完整性的影响及微动疲劳性能的改善

高玉魁*

同济大学

本工作主要为提升 GH4169 涡轮盘和叶片榫槽和榫头连接部位的高温微动疲劳性能，采用了喷丸+涂

层表面复合改性技术来制备表面耐高温抗磨损涂层及抗疲劳强化层,分析了表面完整性特征参数的演化及高温微动疲劳裂纹的萌生与扩展行为,从裂纹萌生滑移特征及第三体的形成机理等新视野给出了表面复合改性的强化机制。

E13-34

基于螺旋缺口扭转实验的在役风电叶片耐久性研究

谈颀*

中山大学

风电叶片是过去二十年里风机失效的重要原因。风机叶片服役时复杂的荷载和环境条件使得叶片的可靠性与复合材料的疲劳与断裂紧密相连。本工作提出一种基于螺旋缺口扭转试样的实验方法来系统研究弯扭荷载和缺陷共同作用下叶片材料的失效行为。三维数值模型被用来评估不同条件下叶片材料的断裂韧性。本工作中既包括既有疲劳荷载对后续叶片材料断裂的影响,也首次在实验中发现了叶片材料中独特的环状裂纹。为海上风电叶片耐久性研究提供了重要研究手段。

E13-35

环槽铆钉连接结构微动疲劳损伤机理及强度评估方法研究

曾东方^{*1}、胥琰¹、刘志盛²、鲁连涛¹

1. 西南交通大学轨道交通运载系统全国重点实验室

2. 中车青岛四方机车车辆股份有限公司技术中心

《GB/T36993-2018 环槽铆钉连接副技术条件》规定了两种常用的环槽铆钉类型,分别是I型拉断型与II型单面型环槽铆钉。这两种铆钉在轨道车辆上运用广泛,但在复杂服役载荷下,轨道车辆环槽铆钉连接结构的松动和疲劳现象日益显著。然而,目前针对这两种铆钉连接结构的疲劳损伤研究较少,其疲劳强度评估缺乏依据。

为探究环槽铆钉连接结构的疲劳失效行为,针对I型、II型环槽铆钉单钉结构开展载荷比 $R=0.1$ 的拉-拉疲劳试验。试验后,对试件裂纹断口等失效特征进行观察,并分析损伤面的微动磨损形貌。试验结果显示,I型环槽铆钉连接结构疲劳强度大于II型。观察发现,I型试件的疲劳裂纹萌生于铝板长度方向远离预制孔的位置,II型试件疲劳裂纹则萌生于铝板宽度方向的预制孔边缘,且两种试件的裂纹位置附近均发生了微动磨损。

根据试验观测结果,结合有限元仿真,从接触状态和应力参量分布揭示两种结构的微动疲劳损伤机理。研究采用螺栓表面嵌入与夹紧力损失经验公式,以及接触状态分析,确定了铆钉结构的夹紧力损失;通过实测粘着区尺寸优化了铝-钢接触面的摩擦系数。研究发现,I型连接结构应力集中出现在铝板长度方向的粘-滑交界;然而,由于微动磨损引起的表面轮廓变化,应力集中向滑移区移动,导致疲劳裂纹在粘-滑边界附近的滑移区内产生。II型结构夹紧力损失较大,导致其铝板应力集中位置由长度方向转移至宽度方向的预制孔边缘,最终疲劳裂纹在该处萌生。

应力分析结果表明,两种型号连接结构的失效位置均处于以拉伸应力主导的多轴疲劳状态,因此,采用 SWT 多轴等效应力参量方法对两种结构的疲劳强度进行评估。结果显示,对于I型连接结构,其裂纹萌生位置、萌生角度和疲劳强度预测误差分别低于 20%、5%和 7%;对于II型连接结构,其疲劳强度误差低于 15%。

基于以上疲劳强度评估方法,分析了铆钉尺寸及夹紧力对铆接结构疲劳强度影响。结果表明,铆钉尺寸及夹紧力越小,失效位置处的应力越集中,进而导致结构疲劳强度降低。因此,通过增大铆钉尺寸,或在铝-钉侧增加高强度垫片,均可提高 II 型环槽铆钉连接结构的疲劳强度。

E13-36

工业纯钛的疲劳小裂纹扩展行为及多尺度速率预测方法

常乐^{*1,2,3}、李菁蔚^{1,2,3}、王卓吾^{1,2,3}、周昌玉^{1,2,3}

1. 南京工业大学 机械与动力工程学院,江苏南京 211816

2. 江苏省能源动力制造装备及可靠性技术重点实验室, 江苏南京 211816

3. 南京工业大学 高端装备可靠性制造研究院 (IRcM), 江苏南京 211816

本研究系统探讨了工业纯钛 (CP-Ti) 在单轴与平面双轴加载下的疲劳小裂纹 (SFC) 扩展行为。在单轴加载条件下, 降低峰值应力和提高应力比可降低裂纹扩展速率, 并增强其波动性。裂纹沿轧制方向 (RD) 扩展速率普遍高于横向 (TD), TD 方向因非柱面滑移系活跃, 裂纹路径更加曲折, 粗糙度诱导的裂纹闭合 (RICC) 效应显著, 裂纹更易迟滞。提出了一种参考应力比改进的多尺度裂纹扩展速率预测模型, 相较于现有模型预测精度更高。在双轴加载方面, 采用薄壁十字形试样, 分析了双轴比和相位角对 SFC 行为的影响。研究发现, 高相位角显著增强切应力, 促进主裂纹与次生裂纹合并, 进而加速裂纹扩展, 尤其在 RD 方向因柱面滑移活性较高, 裂纹扩展加快。相反, 等双轴加载条件下柱面滑移活性下降, 裂纹扩展主要受多滑移与孪生机制控制, 扩展速率最低, 疲劳寿命显著提高。将 Findley 等效应力与考虑小裂纹门槛值的 Chapetti 模型相结合, 构建了双轴疲劳裂纹扩展多尺度速率预测模型。最后, 以单轴裂纹扩展速率数据为例, 构建了基于物理-数据驱动的多尺度速率预测模型。与传统物理模型及神经网络相比, 对于文献中不同金属材料而言, 物理-信息神经网络模型在小数据集下具有显著优势, 为疲劳小裂纹行为预测提供了新路径。

E13-37

不同强度级别热镀锌低合金高强钢高周疲劳性能的研究

刘华赛*、王泽阳

首钢集团有限公司

随着节能减排的需要, 轻量化成为汽车工业的发展趋势, 因此越来越多的高强钢在汽车白车身上得到应用。汽车用低合金高强钢目前已经从传统常用的 260MPa 强度级别逐渐提升到 550MPa 强度级别, 本文针对汽车用 260-550MPa 级别热镀锌低合金高强钢薄板, 采用传统拉-拉疲劳试验对它们的疲劳性能进行了测试, 绘制了它们的 S-N 曲线, 并采用扫描电它们的疲劳断裂特征进行了观察, 并分析了夹杂物、微观组织对它们疲劳性能的影响。结果表明: 随着强度级别的提高, 低合金高强钢的晶粒尺寸不断细化, 而它们的疲劳强度不断提高; 不同强度级别的低合金高强钢的疲劳裂纹主要萌生于铁素体基体, 同时非金属夹杂物对其裂纹萌生有着显著的影响, 当非金属夹杂物位于样品表面时, 疲劳裂纹在表面非金属夹杂物处萌生; 表面锌层对低合金高强钢的疲劳性能没有影响。

E13-38

基于疲劳损伤熵的对接接头高周疲劳性能快速评估

魏巍*¹、陈明华¹、伍复发¹、杨鑫华²

1. 辽宁工业大学

2. 大连交通大学

传统焊接接头疲劳评估方法, 耗时长、成本高, 增大了轨道车辆的研发周期。高周疲劳过程中材料内部的微观结构演化会引起熵增, 从熵的角度研究疲劳是近年来的一条新思路。研究以轨道车辆常用耐候钢对接接头为研究对象, 采用红外热像仪实时监测疲劳演化过程的表面温升响应, 结合对接接头的几何尺寸与热物理参数, 建立对接接头疲劳过程熵产计算模型; 考虑到疲劳过程的熵产主要由弹性和微塑性行为引起, 提出代表性体积单元 (RVE) 与焊缝疲劳微塑性损伤演化模型, 从弹性 (低应力水平下) 和弹塑性阶段 (高应力水平下) 分别研究对接接头宏观应力与熵产响应关系, 进而建立对接接头疲劳强度快速测定方法; 将与微塑性疲劳损伤相关的累积熵定义为疲劳损伤熵, 建立基于疲劳损伤熵的对接接头疲劳寿命预测方法。研究可测量层面的基础上, 实现焊接接头的疲劳强度与寿命快速预测。

E13-39

用于反应堆压力容器钢断裂性能评估的试样重组方法研究

祁爽*、黄平、范敏郁、钱王洁、蔡可信

苏州热工研究院有限公司

对辐照监督试样的定期断裂性能测试是评估反应堆压力容器材料辐照脆化的重要手段。考虑到辐照监

接管空间的限制, 试样重组技术有望成为解决辐照样品质数量不足困境的有效方法。本文以反应堆压力容器用 16MnD5 钢 0.5T CT 试样为对象, 开展其试样重组方法研究。通过对试样残样的局部力学性能测试和裂尖塑性区有限元分析, 确定用于试样重组的选区尺寸。采用电子束焊接方法实现残样与母材的焊接, 并基于有限元分析建立了考虑焊缝和残样力学性能劣化影响的重组试样的 J 积分算式。通过母材试样和重组试样在不同温度下的断裂试验, 验证了试样重组方法的可行性。

E13-40

二维原子晶体材料的疲劳特性研究

汪国睿*

中国科学技术大学

材料在远低于断裂强度的循环载荷作用下通常会产生疲劳失效, 探究疲劳行为和潜在的破坏机制对于新材料的可靠性评估和应用具有重要意义。然而, 目前关于二维原子晶体材料是否会表现出疲劳现象尚存在争议。尽管近来研究表明这类材料具有优异的动力学稳定性, 但其在原子尺度的失效机制仍不明晰。鉴于此, 本文发展了基于 AFM 的微尺度疲劳测试技术, 系统研究了不同温度下单层 MoS₂ 在循环载荷下的力学响应, 揭示了失效寿命的指数型概率分布特征, 从实验上证实了二维原子晶体的无疲劳特性。进而通过建立单步失效模型, 结合热激活能垒分析, 给出了单层 MoS₂ 的动态失效动力学描述。进一步讨论了面内缺陷和层间界面对二维原子晶体材料疲劳行为的影响规律。该研究为长效服役的二维纳米器件设计和开发提供了重要的基础。

E13-41

腐蚀环境中应力比与试验频率对高强钛合金疲劳裂纹扩展速率的影响

张亚军^{*1,2}、陈沛^{1,2}、翟建飞²、采国忠²、杨运涛²

1. 海洋腐蚀与防护全国重点实验室, 洛阳 471023

2. 洛阳船舶材料研究所(中国船舶集团有限公司第七二五研究所), 洛阳 471023

钛合金以其优异的综合性能而在海洋工程中应用越发广泛, 其腐蚀疲劳抗力也越发受到关注。本文以海洋工程用 Ti-6Al-3Nb-2Zr-1Mo 高强钛合金为对象, 研究 3.5%NaCl 水溶液中最大应力控制下不同应力比 ($R=0.1$ 、 0.3 和 0.5) 及不同试验频率 ($f=1\text{Hz}$ 、 3Hz 和 5Hz) 对其疲劳裂纹扩展速率 da/dN 的影响, 并用扫描电镜及 EBSD 技术分析试样断口及裂纹尖端附近扩展特征, 结果显示: 在不同试验频率作用下, 在裂纹扩展初期和中期, 应力比对疲劳裂纹扩展的影响均不明显, 但在裂纹扩展后期, 应力比越大, 裂纹扩展速率明显加快; 无论应力比 R 大小, 在裂纹扩展前期和中期, 均呈现随着试验频率 f 增加, da/dN 增加的规律, 而在裂纹扩展后期, 均呈现随着试验频率 f 增加, da/dN 减小的规律。进一步分析表明, 在裂纹扩展的前中期, 在最大应力控制下, 应力比越大, 裂纹尖端张开量越大, 但应力幅越小, 说明应力比的变化并未明显影响其对裂纹尖端所做功的大小, 从而使得裂纹扩展速率无显著变化, 而该阶段试验频率的增加, 意味着单位时间内最大载荷作用次数增加, 使得单位时间内对裂纹尖端所做的功增加, 裂纹扩展也就越快, 这个阶段裂纹张开量不大, 腐蚀作用不明显, 主要受力学因素控制; 在裂纹扩展后期, 裂纹尖端张开位移变化量 $\Delta\delta$ 按递增多项式规律快速增加, 高应力比作用下裂纹尖端闭合效应相对较弱, 使得腐蚀液更易进入到裂纹尖端而腐蚀材料, 裂纹扩展速率加快, 同时试验频率低意味着腐蚀液有更多的机会进入到裂纹的尖端附近, 使得腐蚀作用体现更充分, 在这个阶段, 力学因素占主导的情况发生反转, 腐蚀因素开始占主导。裂纹扩展后期试样断口局部发现少量腐蚀产物, 裂纹尖端两侧晶粒变形严重, 塑性变形破坏裂纹张开面钝化膜, 从而进一步加速腐蚀, 从微观上支持了腐蚀主导地位。腐蚀环境中应力比与试验频率对高强钛合金疲劳裂纹扩展速率的影响过程, 本质上是力学因素与腐蚀因素的竞争过程。

E13-42

非晶合金缺口疲劳性能与损伤机制研究

王晓地*、白文亮、任学冲

北京科技大学

非晶合金因其独特的无序态结构呈现出高硬度、高强度等优异的力学性能，在某些成分中也具有较好的疲劳性能，此外非晶合金具有独特的缺口强化和韧化行为。然而，对非晶合金缺口疲劳行为的理解明显不足，尤其在循环载荷下缺口根部区域的剪切带变形、疲劳裂纹扩展和断裂行为之间的关系尚缺乏系统认知，制约了其作为结构材料的潜在应用。本文以 Zr41.2Ti13.8Cu12.5Ni10Be22.5 (Vit 1) 非晶合金作为研究对象，结合高周疲劳实验、准原位电镜表征、计算机断层扫描 (CT) 表征以及有限元模拟计算，研究了加载状态、缺口深度、和应力水平对非晶合金疲劳性能、损伤行为的影响及作用机制。具体结论如下：

1) 加载状态的变化导致缺口深度对非晶合金疲劳性能的影响程度存在差异。在压-压疲劳加载下，缺口样品疲劳强度与寿命相对于光滑样品有所降低，然而缺口深度从 0.5 mm 增加到 1 mm，并未显著影响疲劳性能，与传统认知不同。在拉-拉疲劳加载下，缺口深度的增加降低了非晶合金的疲劳性能。

2) 应力水平显著影响非晶合金缺口疲劳断裂方式。在压-压疲劳加载下，随着应力的增加，非晶合金的断裂模式从劈裂或多碎片化断裂转变为剪切断裂；在拉-拉疲劳加载下，应力水平的增加则导致断裂模式从剪切断裂转变为拉伸正断。

3) 在压-压高应力水平下，样品内部区域的缺口根部存在垂直于加载轴的裂纹，但是一定周数后停止扩展，并未形成导致断裂的主裂纹。在样品表面形成剪切带和裂纹，裂纹的偏折、分叉以及裂纹之间的连接导致表面剥落坑的形成，引起应力集中程度的增加和实际承载面积的下降，最终导致剪切型断裂；中等应力水平下，在缺口根部存在劈裂型裂纹（与加载轴方向平行），同时存在剪切型裂纹，这些裂纹相互作用导致表面剥落坑的形成，相比于高等应力水平，剥落坑尺寸随加载周数增加呈现出逐渐扩大的趋势；低应力水平下，在缺口根部并未发现明显的剪切带，疲劳裂纹主要从缺口和铸造缺陷处萌生并沿压缩加载轴方向扩展，形成劈裂的特征，这与该位置受到的侧向拉应力有关（通过有限元应力分析、断口中观察到的类似拉-拉加载方式下的疲劳条纹特征进行了证实），这些劈裂裂纹之间相互连接作用，最终导致多碎片化断裂。

与传统的金属和陶瓷材料缺口疲劳行为不同，缺口深度的增加并未降低非晶合金的压-压疲劳性能，此外，在缺口根部具有独特的表面剥落坑疲劳损伤机制，这对于丰富材料缺口疲劳损伤与断裂理论以及非晶合金抗疲劳设计具有重要意义。

E13-43

原位自生 TiB₂/7050Al 复合材料的疲劳性能及断裂机制研究

罗贤*、马刘芳、王泓、胡锐

西北工业大学

TiB₂ 颗粒增强 7050Al 基 (TiB₂/7050Al) 复合材料具有高的强度和韧性，高的疲劳性能，在航空发动机等领域具有重要的应用前景。本报告研究了原位自生 TiB₂/7050Al 复合材料在室温、100℃和 150℃下的高周疲劳性能（条件疲劳极限规定为 3E7 周次），分析了疲劳裂纹萌生机制和扩展机制，并结合基体的析出演化行为讨论了疲劳性能随温度变化的微观本质。结果表明，TiB₂ 颗粒的晶界钉扎作用大大细化了基体晶粒尺寸，使 TiB₂/7050Al 复合材料具有比合金更高的拉伸强度和疲劳性能，TiB₂ 颗粒或颗粒带能够减缓疲劳裂纹扩展速率，因此复合材料的疲劳性能得到大幅度提高。但是，150℃高温疲劳加载过程中析出的 η 相会降低基体强度，因而使复合材料的疲劳性能降低明显。

E13-44

基于机器学习方法的铅铋合金环境下 T91 钢性能优化及腐蚀行为研究

冯少武*

天津大学

铅基反应堆作为极具潜力的第四代核反应堆，其优异的温度特性、中子吸收特性和较高的功率密度备受瞩目，但液态铅铋环境 (LBE) 却给 T91 钢等结构材料带来腐蚀和脆化等材料相容性难题。为此，研究人员积极探索新型耐蚀结构材料与涂层，而基于机器学习的材料研究方法在此过程中展现出重要价值。本研究通过实验数据分析，运用符号回归特征辅助机器学习模型，显著提升了 6 种模型对 T91 钢腐蚀疲劳寿命的预测精度，其中人工神经网络 (ANN) 模型在 316L 不锈钢预测中也表现出良好的迁移学习能力。

同时,物理信息引导的神经网络(PGNN)模型在预测和优化 T91 钢腐蚀性能上优于传统方法,结合粒子群优化(PSO)算法对 T91 钢成分优化后,材料耐腐蚀性得到显著提升。此外,研究人员通过机器学习算法训练和测试,实现了对高熵合金涂层在 LBE 环境下腐蚀层厚度和机械性能的准确预测,并结合优化算法完成高熵合金磁控溅射工艺设计,所制备涂层耐蚀性能良好。综上所述,基于机器学习算法对 T91 钢成分和高熵合金涂层制备工艺的优化,有效提升了材料耐 LBE 腐蚀性能,为核能系统安全运行提供支持,对推动第四代核反应堆发展意义重大。

E13-45

基于断裂力学方法的不锈钢环焊搭接接头疲劳寿命评估

王静*

成都工业学院智能制造学院

环焊工艺经常用于连接列车车体的承载件不锈钢板。对设计工程师而言,建立环焊搭接接头疲劳寿命评估方法具有重要意义。本研究针对六种不同几何形状的不锈钢环焊搭接接头,在不同载荷比下进行了静态和疲劳试验。通过分析失效特征,评估了环焊接头的静态强度,并提出了一种基于断裂力学的疲劳寿命预测方法。试验结果表明:静态拉伸剪切载荷下焊缝发生界面失效,其静态强度随焊缝面积、焊缝金属强度以及试验中弯曲变形程度的增加而提高。疲劳失效呈现三种模式,其中大部分试件以 I 型和 II 型模式失效,且从焊根到焊缝金属表面的裂纹扩展阶段占据了 90% 以上的疲劳寿命。疲劳寿命随上层板厚度和孔径增大而延长,但随载荷比和弯曲变形程度增加而缩短。在基于断裂力学的疲劳寿命预测中,采用 Paris 公式考虑裂纹长度影响,通过有效应力强度因子考虑弯曲变形和载荷比效应。预测的裂纹角度与试验观测值吻合,疲劳寿命预测值分布在实测值的四倍分散带内,表明预测结果与实测结果具有良好的一致性。

E13-46

Ti80 合金小裂纹扩展阶段对保载疲劳效应的影响研究

张文渊、樊江昆*、赵佳鑫、李金山

西北工业大学

近 α 型钛合金因其高比强度良好耐蚀性和焊接性被广泛应用于海洋工程领域,然而其高保载疲劳敏感性却是其不可忽视的问题。本文采用典型近 α 型钛合金 Ti80 合金作为研究对象,针对其保载疲劳敏感性主要产生阶段,即小裂纹扩展阶段,开展了原位保载疲劳裂纹扩展行为研究。通过对其裂纹扩展速率和扩展路径的表征,发现 Ti80 合金小裂纹扩展以穿晶扩展和沿晶扩展为主。而保载疲劳会促进沿晶扩展,即裂纹以刻面扩展的模式进行,该模式扩展速率是沿晶扩展速率的 2 倍,是导致保载疲劳效应产生的主要原因。同时本文还通过分析裂纹尖端孪晶变形行为,揭示了孪晶变形对保载疲劳效应的影响机制。以上工作可以为近 α 钛合金低保载疲劳敏感性组织调控和性能优化提供理论依据

E13-47

基于临界距离理论的缺口叶片高周疲劳强度预测研究

尚一博^{*1}、王晨¹、李斌¹、柯镇纳²、赵振华²、张晓生¹、王凌峰¹、周留成¹、易敏²

1. 空军工程大学

2. 南京航空航天大学

航空发动机在服役过程中不可避免地会吸入砂石、金属碎片等外物,造成风扇和压气机叶片外物损伤。对于尺寸较小的损伤缺口,通常采用抛掉金属或切角方式进行维修。外物损伤和维修形成的局部缺口会降低叶片的疲劳性能。准确评估缺口叶片的疲劳强度,对于发动机服役安全具有重要科学意义和工程价值。本文基于临界距离理论,考虑叶片复杂曲面结构、缺口应力集中、冲击残余应力等因素的影响,建立了简便高效的缺口叶片高周疲劳强度预测模型,并针对外物损伤、机加修复、打磨修复等多种类型的缺口叶片进行了高周疲劳强度预测,并与 Peterson 经典模型进行了对比。其中,外物损伤的 TC4 钛合金模拟叶片的平均预测误差为 9.70% (不考虑冲击残余应力的平均预测误差为 16.58%),高于 Peterson 模型的预测误差 19.60%;打磨修复的 TC17 钛合金模拟叶片的预测误差为 10.20% (Peterson 模型的预测误差为 26.03%);

机加修复的 TC17 钛合金模拟叶片的预测误差为 9.56% (Peterson 模型的预测误差为 59.76%)。研究结果表明, 该模型具有很好的预测精度。

E13-48

微型 CT 试样在反应堆压力容器钢断裂韧性表征中的应用

曹昱澎, 杨双亮, 李锴

1. 上海核工程研究设计院股份有限公司
2. 国核电站运行服务技术有限公司

主曲线法被认为是表征铁素体钢在韧脆转变区断裂韧性时最有效的方法。尽管主曲线法基于弹塑性断裂力学, 允许直接采用小尺寸断裂韧性试样进行测试, 但其中的威布尔统计方法要求必须获得最小数量的有效断裂韧性数据才能确定有效的主曲线参考温度 T_0 。所以主曲线法对被测材料的数量仍有着一定的要求。微型 CT (0.16T-CT) 试样有望解决在测试材料有限的情况下, 试样数量不足的问题, 而这一问题主曲线法在工程应用 (尤其是在反应堆压力容器钢的辐照监督应用中) 中所面临的主要挑战。当 0.16T-CT 试样应用于某些钢时, 因试样尺寸减小而导致约束损失的问题仍存在不少争议问题。本项目对国产的 SA508 Gr.3 Cl.1 钢以及两种焊缝金属进行了参考温度 T_0 测试, 测试中采用了 1T-CT、0.5T-CT 和 0.16T-CT 三种试样。通过对比和讨论不同试样测得的 T_0 值差异, 旨在探讨 0.16T-CT 试样未来在监督反应堆压力容器材料辐照脆化方面的适用性。

E13-49

Experimental study on surface integrity control and anti-fatigue behavior of high-strength steel

Xuezhi Li, Zhiqiang Liang*, Zekun Li

School of Mechanical Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China

Xuezhi Li, E-mail address: 563113515@qq.com

Abstract: The anti-fatigue performance of axle-type critical components is particularly important. In this study, the pre-torsion deep rolling (PT-DR) composite strengthening method is used to improve the surface integrity of high-strength steel. The PT process helps to form a large residual compressive stress-influence layer on the surface of the material, improving the fatigue resistance of the material. The DR process generates the maximum residual compressive stress and layer depth distribution on the surface layer of the material, and the plastic deformation of the surface layer is conducive to the formation of high-density dislocation cells. After the DR-PT process, the residual compressive stress on the surface relaxed, and the texture orientation was parallel to the PT direction. The PT-DR process has the smallest surface roughness and the highest surface microhardness. Fatigue tests show that the material has the highest fatigue life after the PT-DR process, and the fatigue fracture manifests as a rare double helix fracture pattern, which is attributed to the surface gradient nanostructure and firm plastic deformation results, as well as the effective inhibition of dislocation slip by residual compressive stress. Research results can provide guidance for multi-process anti-fatigue manufacturing of key shaft structural parts.

E13-50

考虑复杂服役因素影响的高温合金疲劳裂纹扩展行为的物理信息神经网络预测方法研究

冯立尧¹, 韩世伟², 王广川¹, 刘鹤¹

¹ 航空航天学院, 厦门大学, 厦门 361102, 中国

² 苏州研究院, 苏州 215123, 中国

航空发动机关键部件 (如涡轮盘、叶片等) 在高温、高转速等复杂服役工况下易产生疲劳裂纹萌生和扩展, 最终导致疲劳失效, 威胁飞行安全, 因此, 精确预测裂纹扩展行为对于航空发动机的设计、维护以及寿命管理具有重要意义。然而, 复杂服役工况给基于传统物理规律的物理建模和方法应用带来极大挑战, 而纯数据驱动的机器学习方法又存在可解释性和强数据依赖性的问题。因此, 本研究建立了一种基于物理信息神经网络 (PINN) 的疲劳裂纹扩展预测方法, 能够考虑载荷特征、高温条件等航发复杂服役因素对疲

劳裂纹行为的影响。本研究以 Kujawski 裂纹扩展模型为物理信息基础,对神经网络的学习过程进行约束与引导,综合考虑了初始裂纹长度、应力比以及温度等多因素的影响。在模型训练过程中,将反向传播算法同时应用于物理模型和神经网络,实现了物理模型参数与神经网络参数的协同更新,从而在少量试验数据条件下实现了模型训练,同时达到了较高的预测精度。通过对多组不同温度及不同应力比条件下 GH4169 合金疲劳裂纹扩展的试验数据进行验证,结果表明,本研究提出的 PINN 模型相较于传统模型,具有更高的预测精度和更快的收敛速度,为航空发动机关键部件的疲劳裂纹预测提供了新的方法参考。

E13-51

力热能量密度等效原理及其在极端条件下材料疲劳/断裂行为定量表征上的应用

李卫国*

重庆大学航空航天学院

当前,新一轮科技革命和产业变革深入发展,科学研究向极端条件迈进,材料在极端条件下的力学性能成为各领域关注的核心问题。报告人原创提出了可定量表征极端条件对材料力学/物理性能影响的方法--力热能量密度等效原理(Li 能量等效原理),此原理在无机非金属材料、金属、高分子及其复合材料的多种极端条件下力学/物理性能的理论定量表征上得到了成功应用。本报告首先介绍报告人原创提出的力热能量密度等效原理;然后介绍基于此原理建立的系列无拟合参数的温度相关性断裂强度、疲劳强度、疲劳裂纹扩展门槛值以及蠕变断裂寿命理论表征模型;最后以该原理在声场/电场/磁场/辐照/微波/压强/应变率/尺寸等极端条件下材料力学性能理论表征上的应用为例,对“力热能量密度等效原理”在力学、材料、物理学、机械和土木等多学科交叉领域的拓展应用进行简单介绍。

E13-52

复杂应力下复合材料层压板的断裂特性研究

崔浩*、冯雅静、雷畅、史璘恒、赵优存

西北工业大学

在航空航天应用中,碳纤维增强复合材料(CFRP)常面临低速或高速冲击载荷(如振动和碰撞),这些极端工况可能严重削弱结构的完整性与飞行安全。为确保其服役可靠性,亟需深入理解 CFRP 在动态极端载荷下的力学响应。工程实践中,复合材料结构常处于双轴或多轴面内拉伸状态,此时不同方向的拉应力相互耦合,对裂纹的萌生与扩展产生显著影响。然而,受限于现有高速加载手段,CFRP 在动态多轴载荷下的断裂行为及其断裂韧性尚缺乏系统研究。

本研究首次系统揭示了 CFRP 层压板在动态及双轴拉伸条件下的断裂特性。利用新型双轴四向电磁霍普金森杆加载系统,在加载速率为 6 m/s 下,对十字形试样进行了动态断裂韧性测试。通过结合动态 J 积分法与数字图像相关(DIC)技术,分析了加载速率和加载比对断裂韧性、内聚强度和损伤机制的影响,揭示了 CFRP 在拉-拉耦合应力状态下的断裂响应规律。结果表明,与准静态条件相比,高速加载下断裂韧性降低约 30%,且 R 曲线效应显著减弱。基于裂尖张开位移(CTOD)与 J 积分的微分关系构建的动态内聚曲线显示,横向加载比从 0 增加至 1 时,断裂韧性与内聚强度同步提升。此外,X 射线 CT 分析显示,在动态加载条件下纤维拔出长度明显缩短,进一步证实了损伤演化过程对加载速率的敏感性。

E13-53

316LN 不锈钢液态铅铋腐蚀疲劳行为与损伤机理研究

谭季波*、薛宝权、丁建华、吴欣强

中国科学院金属研究所

腐蚀疲劳是铅冷快堆关键结构材料主要的损伤形式之一,为关键设备安全审查、疲劳设计与寿命管理必须考虑的因素。美国机械工程师协会标准中给出的核用材料疲劳设计曲线基于其高温空气中的疲劳数据,未考虑液态铅铋环境的影响,难以满足铅冷快堆关键设备的设计需求。利用自主研发的液态铅铋腐蚀疲劳试验技术与装置,研究了 316LN 不锈钢在饱和氧液态铅铋环境中的低周疲劳与疲劳裂纹扩展行为。结果表明,316LN 不锈钢管状试样在 400℃液态铅铋环境中的疲劳寿命与空气中相当,仅在应变幅 $\geq 0.8\%$ 时略有

降低；疲劳断口为典型的疲劳辉纹特征，其液态铅铋脆化敏感性较低。316LN 不锈钢在饱和氧液态铅铋铅铋中的疲劳裂纹扩展速率随温度升高（200~400℃）而加快；200℃时，疲劳裂纹扩展速率稳定，断口为典型的疲劳辉纹特征；300℃、400℃时，疲劳裂纹在后期失稳扩展，断口观察到准解理开裂特征，发生了液态铅铋脆化。脆化机理为液态铅铋润湿裂纹尖端，Pb-Bi 原子在裂纹尖端前沿的变形孪晶界、高密度位错界面处偏析，降低原子间键合力，诱发准解理开裂。

E13-54

亚共晶铝硅合金高温高周疲劳短裂纹扩展行为与建模

任培荣*、黄渭清、左正兴、冯慧华

北京理工大学

军用车辆动力系统燃烧室铝硅合金要求优异的高温疲劳性能。本研究开展了基于显微光学试验的亚共晶铝硅合金高温高周疲劳短裂纹扩展行为研究。结果显示短裂纹扩展速度受高温软化与析出相粗化影响显著，相比室温扩展速度，200℃下较小的高温软化效应和微弱的析出相粗化的正面效应共同导致短裂纹扩展速度基本保持不变；在 250℃下，短裂纹开始阶段扩展速度变化较小，但随着析出相粗化，短裂纹扩展速度快速增加；在 300℃下，合金明显的高温软化和快速的析出相粗化共同导致了短裂纹扩展速度的显著提高。室温与高温环境中，铝硅合金短裂纹均以穿晶扩展为主，短裂纹在晶界处出现角度偏转与速度波动现象。最后，建立了温度与时长依赖的屈服强度和裂尖张开位移范围($\Delta CTOD$)的关系，室温与高温短裂纹扩展速度可被 $\Delta CTOD$ 统一表征预测。

E13-55

Zr-2.5Nb 合金的低周疲劳损伤和寿命预测研究：实验和晶体塑性有限元模拟

宋慷慨、张聪惠*

西安建筑科技大学

Zr-2.5Nb 合金因其优异的力学性能、低的中子吸收截面和高的耐腐蚀性，被广泛应用于 CANDU 加压重水反应堆（PHWR）的压力管。然而，在反应堆运行过程中，压力管会因水质流动和堆功率波动而承受低周疲劳(LCF)载荷，由此产生的疲劳损伤会威胁反应堆的安全运行。为此，亟需对 Zr-2.5Nb 合金的低周疲劳损伤行为开展研究，并建立准确的寿命预测模型。本研究在室温下对 Zr-2.5Nb 合金开展了应变幅为 $\pm 0.50\%$ 至 $\pm 1.5\%$ 的拉压对称 LCF 试验，结合晶体塑性有限元（CPFEM）对 LCF 行为进行了模拟，并采用累计塑性应变（PSA）和应变能量耗散（W）作为疲劳指标因子（FIP）。实验结果表明，随着应变幅的增加，循环应力响应呈现从初始软化向硬化转变的特征，合金表现出典型的非 Masing 行为。疲劳裂纹在滑移带、晶界和相界处萌生，并提出了滑移带开裂判据：Schmid 因子 $m > 0.3$ ，晶粒 c 轴与加载轴夹角 $\Phi = 70^\circ - 90^\circ$ ，伯格矢量与表面夹角 $\Omega = 20^\circ - 65^\circ$ 。建立了一种基于背应力塑性功的疲劳寿命预测模型，对于非 Masing 材料，该模型克服了传统塑性应变能模型的局限性，并显示出比应变能模型更高的预测精度。CPFEM 结果验证了裂纹萌生的微观组织敏感性，裂纹萌生依赖于晶体取向和滑移系活性。PSA 能够精确预测三类裂纹的萌生位置，这些区域表现出显著的局部塑性应变集中。PSA 和 W 能有效预测材料的低周疲劳寿命，其中 W 表现出比 PSA 更高的预测精度。

E13-56

Analysis of fatigue crack growth based on fracture phase field and thermodynamic entropy under temperature gradient

Guo Li¹, Qiantao Zhang¹, Zhenlei Li^{*2}, Liangliang Zuo¹, Shaochen Bao², Bolin Li¹, Shuiting Ding³

1. School of Energy and Power Engineering, Beihang University

2. Research Institute of Aero-Engine, Beihang University

3. School of Safety Science and Engineering, Civil Aviation University of China

In this study, the issue of fatigue crack growth under temperature gradient was investigated. A thermo-mechanical coupled fracture phase field model was established to simulate the fatigue crack growth

process of GH4169 test specimens. The simulation results were compared with the experimental data of crack growth under corresponding loads, revealing that the phase field model could precisely simulate the crack growth process. Analysis reveals that under temperature gradient loads, thermal stress at the crack tip presents as tensile stress, resulting in an increase in the stress intensity factor, thereby facilitating the promotion of fatigue crack growth. Furthermore, as the temperature gradient increases, the rate of crack growth tends to escalate. Subsequently, a fatigue crack growth model based on thermodynamic entropy generation was employed for fatigue life prediction, which significantly improved the accuracy of fatigue life prediction. This study has developed a fatigue crack growth analysis method for aero-engine components under temperature gradient load conditions, which is of great significance for the life evaluation of turbine components.

E13-57

基于热力学熵的 CFRP 疲劳寿命预测

邓华超*

重庆大学

采用疲劳试验和基于熵的破坏准则研究了碳纤维增强塑料 (CFRP) 交叉层合板的横向开裂行为。疲劳试验结果表明, 裂纹累积行为与循环次数水平和频率有关, 循环荷载 10000 次后出现 2 条明显的横向裂纹, 循环 105 次后出现 37 条横向裂纹。当加载频率从 5 Hz 增加到 10 Hz 时, 最终横向裂纹数从 29 个减少到 11 条。提出了一种基于熵的失效准则来预测复合材料在循环荷载下的长期寿命。在真实的模拟中, 用威布尔分布近似地描述了 90° 的横向强度。由于熵的产生和强度的退化, 碳纤维复合材料层的渐进损伤和横向开裂行为可以重现, 并研究了应力水平和荷载频率对横向开裂行为的影响。

E13-58

纤维增强复合材料高低周疲劳损伤行为研究

果立成、陈占光、王忠宇

哈尔滨工业大学航天科学与力学系

本文开展了纤维增强复合材料在高低周疲劳载荷条件下的损伤机理及失效行为研究。基于多元损伤信息融合方法和单双轴高低周疲劳载荷谱设计, 对纤维增强复合材料在复合疲劳过程中的寿命变化、能量耗散、应变演化、刚度退化、损伤形貌等特征进行了全面分析, 给出高低周疲劳载荷的耦合作用对纤维增强复合材料损伤累积及抗疲劳特性的影响规律。基于所提出的考虑载荷相互作用的疲劳渐进损伤模型与改进的潜变量深度学习方法, 对高低周疲劳载荷下复合材料疲劳寿命与剩余刚度进行了预测。

关键词: 高低周疲劳、纤维增强复合材料、损伤、剩余刚度

E13-59

多次重复高温载荷下针刺 C/SiC 性能退化机理研究

马玉娥*

西北工业大学

针刺 C/SiC 作为可重复运载器热防护结构常用材料, 在重复高温载荷下发生力学性能退化。根据服役需求进行针刺 C/SiC 的 1250°C 重复高温试验和剩余强度试验, 结果表明经历 10 次、20 次和 30 次高温循环后试件弹性模量下降 18.80%、25.53% 和 35.10%, 拉伸强度下降 11.26%、27.42% 和 45.99%, 试件断口大都处于过渡段而非直接加热段, 断口附近纤维明显氧化、拔出规模提高, 直接加热段基体出现热冲击裂纹。构建一种考虑高温氧化和重复热冲击的 C/SiC 重复高温载荷损伤模型, 并基于 COMSOL 拉伸模拟对重复高温载荷下的针刺 C/SiC 性能退化规律进行预测, 结果表明经历 10 次、20 次和 30 次重复高温载荷后弹性模量下降 16.95%、21.21% 和 25.68%, 拉伸强度下降 12.94%、23.63% 和 36.56%。研究表明, 重复高温载荷下过渡段和直接加热段弹性模量下降是试件整体弹性模量下降的主要原因, 基体热冲击损伤趋于饱和导致其下降速率降低; 过渡段拉伸强度明显下降是试件拉伸强度下降、断口出现在过渡段的主要原因。国家自然科学基金叶企孙重点项目 (U2341238)

E13-60

拉压扭折线预加载路径下 HRB400E 的后继屈服行为研究

常岩军*、陈建云

广西大学

钢材在服役过程中受到拉剪组合荷载且加载历史非常复杂,研究 HRB400 钢在复杂加载历史下的后继屈服行为具有重要的理论价值和工程意义。完成了多组比例和非比例预加载,包括拉剪、剪拉、剪压等多种路径,采用多试样法与偏移应变屈服定义法得到了对应后继屈服面。试验结果表明,不同预加载路径下的屈服面均呈现出明显的各向异性特征,且其形状受加载顺序和偏移应变大小影响显著。此外,在经典 Chaboche 模型基础上引入各向异性硬化函数,建立了各向异性塑性本构模型。基于理论模型编写 UMAT 材料子程序,对后继屈服面进行有限元建模,并与经典 Chaboche 模型进行了对比分析。结果表明,建立的模型更能准确捕捉非对称双轴加载历史下屈服面畸变与演化规律,在多轴加载下的拟合精度优于 Chaboche 模型,呈现其在描述材料硬化行为方面的优越性。对模拟与试验的屈服面流动方向进行了对比,进一步证明了模型对 HRB400 钢复杂加载条件下塑性行为的良好表征能力。本研究成果可为结构安全性分析及钢结构设计提供重要参考,尤其在地震等极端载荷作用下具有工程应用价值。

E13-61

孔洞或夹杂物主导超高周疲劳的发生概率及其本征破坏行为

潘向南^{*1}、龙旭²、钱桂安¹、洪友士¹

1. 中国科学院力学研究所

2. 西北工业大学

通常意义上的超高周疲劳 (very-high-cycle fatigue, VHCF) 研究肇始于 1980 年代日本学者对高强钢的 S-N 曲线特征和断面“鱼眼”形貌的归纳和提炼。在超高周疲劳中,裂纹形核往往发生在非金属夹杂物的边沿,由于应力集中导致的变形局域化,在超高周周次的循环加卸载过程中,累积了大量的塑性变形,直到基体材料不能承受。

本研究以高强钢 (GCr15) 和增材制造的钛合金 (Ti-6Al-4V)、铝合金 (AlSi10Mg) 为背景材料,研究其中超高周疲劳的发生概率和裂纹萌生行为。断口分析显示它们的超高周疲劳裂纹均萌生于孔洞或夹杂物的边沿,在负应力比下还伴随有对应光学暗区的颗粒状形貌,经过聚焦离子束、透射电镜和菊池花样表征,确定剖面形成了纳米晶层,靠近裂纹表面的微结构被显著地细化。此外,我们还统计了在不同平均应力或应力比下,试样发生超高周疲劳的概率,结合发现的裂纹萌生和初始扩展规律,建立无量纲的主裂纹扩展模型,定义了超高周疲劳的本征破坏行为。

E13-62

碳化物应变局域化和断裂机理的研究

赵亚峰^{1,2}、陈星秋²、郭翼^{*2}

1. 东北大学

2. 中国科学院金属研究所

M50 轴承钢因其具有高强度,耐高温以及优异的耐磨性能而在航发轴承领域得到广泛的应用。本实验采用高分辨数字图像相关(HR-DIC)方法研究了原位拉伸过程中碳化物的尺寸、圆度和长径比对局部应变集中和断裂行为的影响,并提出了碳化物特征的综合因子描述符。通过对基体、碳化物和基体-碳化物界面的应变演化分析发现:可将碳化物的断裂行为分为 4 类:(1) 碳化物内部应变局域化导致碳化物断裂;(2) 碳化物周围的基体应变局域化导致碳化物断裂;(3) 碳化物与基体的界面断裂;(4) 无应变集中的碳化物断裂现象。这些断裂现象分别由碳化物的预裂纹、直径、圆度和长径比主导。研究结果显示复杂形貌碳化物的断裂应变由尺寸、长径比、以及圆度综合决定,综合因子与断裂应变呈反对数线性关系,而单一因子与断裂应变无明显相关性:小而圆的碳化物特征综合因子较小,其断裂应变更大;大而长且界面不光滑的碳化物特征综合因子较大,其断裂应变通常更小。根据以上结论,碳化物尺寸并非是决定异质相材料性能的唯一因素,在考虑尺寸、圆度、长径比等特征因素综合影响的同时也应该意识到通过热加工工艺将大碳

化物碎裂为小碳化物的处理不一定能够提高材料性能。

E13-63

显微组织对超级马氏体不锈钢疲劳小裂纹萌生及早期扩展行为的影响

李雪*

成都大学

研究了马氏体多尺度界面对超级马氏体不锈钢疲劳小裂纹扩展行为的影响机制。结果表明,在从早期到稳定阶段的过渡过程中,裂纹扩展速度减慢。多尺度马氏体界面可引起不同程度的裂纹降速,裂纹在早期扩展阶段倾向于沿边界扩展。马氏体板条是影响疲劳性能和小裂纹扩展行为的基本单元。

E13-64

极端服役环境 X 射线显微 CT 在疲劳与断裂的研究

李仁庚*、荆虞飞

南京工业大学

随着轻质合金在航空、航天、军工等领域的广泛应用,其在高温、低温和复杂载荷等极端服役条件下面临严峻的疲劳与断裂风险。材料内部微缺陷的形成与扩展过程直接关系到服役寿命和结构安全。X 射线显微 CT 具备非接触、三维、无损成像能力,结合高精度控制平台与原位加载模块,可实现材料在多场耦合条件下(如热-力、低温-冲击)裂纹萌生与扩展的动态观测。通过集成高温、低温、拉伸、疲劳等模块,构建适用于极端环境的原位显微 CT 系统,能够对轻质合金在复杂服役工况下的损伤演化与断裂行为进行可视化和量化研究。这将为疲劳寿命预测和结构可靠性评估提供关键支撑,也为先进材料的服役性能优化提供重要技术手段。

E13-65

疲劳裂纹晶界阻力测量及 AA7050-T7651 铝合金中长裂纹扩展行为定量模拟

翟同广

山东建筑大学

本文报告一个定量测量合金中晶界对疲劳裂纹扩展阻力的实验方法,通过在 Paris 公式中增加阻力项,发现在表面处晶界对裂纹扩展的阻力与裂纹在晶界处的扩展速率降低量有直接关系。通过测量裂纹扩展率降低量,定量测量晶界阻力,同时发现在平面滑移合金中,如 AA2024-T351 铝合金,晶界阻力与所测晶界处裂纹面旋转角符合 Weibull 函数关系。在过时效铝合金 AA7050 中,测量发现,裂纹垂直穿过晶界的阻力是沿晶界扩展的阻力的 4-5 倍。解释了在该合金中裂纹在合适的条件下,沿晶界扩展的趋势。该实验方法为构建裂纹 3 维扩展模型奠定了基础。

E13-66

断裂力学权函数法理论、软件与应用进展

徐武*、吴学仁

上海交通大学

以断裂力学为理论基础的损伤容限设计与分析对保证航空航天、核电能源等重要结构的服役安全发挥着重要作用。应力强度因子 K 是线弹性条件下裂纹尖端场奇异性强度的表征参量,是裂纹扩展的驱动力和损伤容限设计与结构完整性评价的前提。复杂载荷情况下 K 的高效高精度求解是裂纹问题分析的关键,也是国际上各种结构完整性评定方法/规范的主要内容和大型损伤容限分析软件如 NASGRO 和 DARWIN 的关键模块。权函数法是计算复杂载荷下裂纹体应力强度因子的一种高效和高精度的先进方法。与有限元方法相比,在保证精度的前提下,权函数法的求解 K 的效率高出多个数量级,使用简单,结果可靠。

本报告将介绍作者团队在片条合成权函数法的研究进展,特别是该方法在求解复杂裂纹(如图 1 所示孔边角裂纹和表面裂纹)受复杂载荷下的研究进展,在此基础上,介绍作者团队基于权函数法开发的具有自主知识产权和理论创新的疲劳裂纹扩展分析软件 WEGROW 及其在工程复杂结构裂纹分析中的应用案例。

E13-67

基于断裂过程三维反演的高钢级管道环焊缝断裂行为分析与参量反推研究

曹宇光*、甄莹、刘兴峰

中国石油大学（华东）

高钢级管道环焊缝断裂失效是其安全运行的主要威胁之一。以环焊缝断裂事故有效控制为目标，文章结合单轴拉伸试验的断面重构反演提出了基于断裂过程三维反演试件所受载荷的方法，基于矩形杆断裂假设和应力三轴度理论，建立了基于耗散塑性特性的载荷量化模型，并结合试验验证了方法的可靠性。采用微区力学性能测试方法精细表征了管道母材、焊缝、热影响区的力学性能，建立了基于损伤力学的管道环焊缝动态断裂行为数值模拟方法，并结合全尺寸试验对含内缺陷环焊缝的开裂行为与应变演化规律进行了研究。在此基础上，借助光学共聚焦测量系统对薄壁 X80 环焊钢管断面进行三维重构，定量反演了断裂过程，建立了基于耗散塑性特性的管道环焊缝载荷量化模型，揭示了环焊缝管道在拉伸载荷下的断裂行为。研究表明，断裂过程三维反演方法能够有效地识别断裂特征区域，反演断裂过程，并求解外部载荷，为在役管道安全评定及新管道设计准则提供理论支撑，指导基于环焊缝检测数据的失效管控措施。

E13-68

多物理信息驱动的机织复合材料疲劳损伤机理和剩余性能研究

黄凯*、周锦地、刘晓东、刘宇航、果立成

哈尔滨工业大学

机织复合材料因其优异的抗疲劳性能，在航空发动机领域发挥着重要作用。然而，由于其典型的微细观结构特征，机织复合材料在服役过程中的疲劳损伤机理极为复杂，涉及微观基体开裂、纤维断裂、基体/纤维界面开裂以及细观界面脱粘等多尺度的损伤现象。同时，这一复杂的损伤演化过程也伴随着声发射、温升、形变等多物理特征。本文将介绍研究团队近期在基于声发射（Acoustic Emission, AE）、数字图像相关（Digital Image Correlation, DIC）、红外成像（Infrared Radiation, IR）等技术的机织复合材料疲劳失效问题研究方面的成果。研究发现，基于多物理信息的在线采集与分析，可以从不同角度揭示机织复合材料的疲劳损伤机理，并对其疲劳性能进行有效评估。

E13-69

增材制造钛合金各向异性循环变形实验与本构模型研究

胡雅楠*

西南交通大学

激光粉末床熔融（L-PBF）技术凭借其高设计自由度，与轻质高强 Ti6Al4V 钛合金的协同应用，在航空航天、生物医疗等领域的复杂轻量化结构制造中展现出显著优势。深入理解该合金的循环变形行为对其服役可靠性评估至关重要。本研究针对 0° 和 90° 成形方向的 L-PBF Ti6Al4V 钛合金，开展了单调拉伸试验、对称应变控制及非对称应力控制的循环试验，讨论了成形方向和加载速率对合金拉伸性能、循环变形及棘轮行为的影响规律，并采用原位电子背散射衍射和离位透射电镜揭示其单调塑性和循环软化变形机制。结果表明：受到变形孪晶的影响，L-PBF Ti6Al4V 钛合金呈现循环软化特征。与 90° 成形试样相比，0° 成形试样的屈服应力更低，导致其在相同应变幅值下的响应应力幅值更低，在相同应力水平下的棘轮应变更大。随着加载速率的降低，合金的屈服应力降低，进而导致应力幅值减小和棘轮应变增大。在统一粘塑性循环本构框架下，基于 Hill 各向异性屈服准则，建立了各向异性粘塑性循环本构模型，能够很好地描述不同加载速率下，0° 和 90° 成形方向合金的循环应力-应变响应。本研究对 L-PBF Ti6Al4V 钛合金构件服役可靠性评估提供数据和理论支撑。

E13-70

30NiCrMoV12 高铁车轴服役性能差异的试验研究与机理分析

陈怡月、王文静*

北京交通大学

为探究不同批次 30NiCrMoV12 高铁车轴的服役性能差异, 本研究选取 CRH5 型动车组新旧车轴开展应力比 $R=-1$ 的全尺寸含缺口车轴台架试验测试, 结合微观表征与力学性能测试进行系统分析。针对台架试验得到的车轴材料展开 SEM 断口观察、化学成分分析、力学性能测试 (包括拉伸、疲劳、断裂韧性及裂纹扩展速率) 以及金相组织观察等实验, 系统评价了新旧车轴的性能差异。结果表明: (1) 由台架实验的数据可算得新轴的疲劳裂纹扩展门槛值为 $8.61 \text{ MPa m}^{1/2}$, 该结果与文献所得结果可以相互验证, 且偏保守, 该结果显著高于旧车轴 ($<5 \text{ MPa m}^{1/2}$); (2) 新车轴具有更优的力学性能, 其抗拉强度、屈服强度和疲劳强度分别比旧车轴高 8.6%、6% 和 12.5%; (3) 新车轴的断裂韧性 (KIC) 和疲劳裂纹扩展门槛值分别比旧车轴高 14% 和 31%; (4) 金相分析表明新车轴具有均匀细小的贝氏体-回火马氏体组织, 而旧车轴则存在组织不均匀现象且碳含量偏高, 导致其呈现高硬度、高缺口敏感性的脆性特征。研究表明, 制造工艺 (特别是热处理参数) 的差异是导致新旧车轴性能分化的关键因素。该研究为高铁车轴材料工艺优化和质量控制提供了重要依据。

E13-71

钛合金叶片材料高低周复合疲劳试验技术研究

杨宪峰, 朱北辰, 许巍

中国航发北京航空材料研究院

本研究基于航空发动机压气机叶片材料 (TC4 钛合金) 实际服役条件下的典型失效模式, 设计了一种可同时施加高频振动应力和稳态应力的复合应力作用的高低周复合振动试验系统, 实现高频振动和稳态应力的可控复合加载。通过不同大小稳态应力和不同振幅一阶高频振动应力的复合疲劳试验, 获取航空发动机叶片材料在复合加载作用下的材料寿命曲线。将该寿命曲线与现有钛合金压气机叶片材料在常规振动作用下的寿命曲线进行对比, 探究航空发动机叶片材料在复合加载作用下的疲劳性能规律。

E13-72

3D 打印 TC4 材料抗疲劳设计与制备

张振军*, 曲展, 张哲峰

中国科学院金属研究所

3D 打印技术因其得天独厚的自由成形能力, 被认为是制造领域的颠覆性技术。然而, 3D 打印材料在循环载荷下的疲劳性能普遍较差, 制约了其作为承力件的广泛应用。因此, 实现 3D 打印抗疲劳制备意义非凡。本文首次提出: 3D 打印原始组织本身 (称为 Net-AM 组织) 应具有天然的超高疲劳性能, 但打印过程中产生的气孔等缺陷掩盖了其自身组织抗疲劳的优势。然而, 目前消除气孔的工艺往往伴随组织粗化, 而细化组织的处理又会带来气孔复现, 甚至引发晶界 α 相富集等新的不利因素; 因此, 如何在消除打印气孔的同时尽可能保留原始打印组织状态, 是亟待突破的难点。本文巧妙利用 3D 打印态组织晶界迁移及气孔长大与相转变过程的异步特性, 发明了缺陷与组织分步调控的 NAMP 新工艺, 既可实现板条组织细化, 又能有效抑制晶界 α 相富集及气孔复现, 最终在 Ti-6Al-4V 合金中成功制备出几乎无气孔的近 Net-AM 组织。这一近 Net-AM 钛合金充分展示出 3D 打印原始组织自身的超高疲劳性能: 其拉-拉疲劳强度从初始态的 475 MPa 提升至 978 MPa , 不仅超越了所有已知的钛合金材料, 而且创造了所有报道材料的比疲劳强度纪录。该成果揭示了 3D 打印技术在抗疲劳设计制造方面的独特优势, 展现了其在航空航天等重要领域的广阔应用前景。

E13-73

基于疲劳损伤量化技术的疲劳裂纹萌生态试样的制备

吴维青*

福州大学

疲劳裂纹萌生是疲劳损伤过量的重要节点, 它决定了材料总疲劳强度。目前对裂纹萌生寿命的定义为疲劳裂纹达到一起的尺度, 这种测量疲劳裂纹萌生寿命的方法, 精度差且测量难于进行。本项目利用系统分析技术, 量化试样的疲劳损伤状态空间, 实现了疲劳损伤实时在线的量化监测, 通过疲劳裂纹萌生前

后的损伤状态量化的改变,完成了对疲劳裂纹萌生寿命的测量,实验结果也首次验证了著名的双线性损伤理论。

E13-74

基于能量消耗平衡的疲劳性能预测方法研究

李鹤飞^{*1}、张文哲¹、刘永强¹、张鹏²、杨绍普¹、张哲峰²

1. 石家庄铁道大学

2. 中国科学院金属研究所

准确预测金属材料的疲劳寿命是保障其安全服役的重要前提,然而绝大部分工程构件长期处于变幅载荷工况。如何将恒幅载荷下疲劳性能预测模型拓展应用到变幅载荷,这是亟待解决的关键问题。本研究基于循环加载过程中的能量消耗平衡,针对金属材料的疲劳裂纹扩展、疲劳强度和寿命评估开展了一系列研究。主要包含:(1)疲劳裂纹扩展的应力比效应;(2)应力比对疲劳强度的影响机制;(3)复杂载荷下的疲劳寿命评估。上述研究工作有望为复杂载荷下金属材料疲劳性能预测提供理论依据。

E13-75

基于切削-超声强化复合作用下 Ti60 钛合金疲劳性能研究

陈潇、万乐顺、查旭明*

集美大学

Ti60 合金是一种近 α 型高温钛合金,具有优异的热稳定性和抗蠕变性。本文通过等温应力应变曲线修正得到 Ti60 合金的本构模型,基于该本构模型进行车削仿真试验,并通过车削实验验证。结果表明,当粗加工切削速度为 60m/min,进给量为 0.1mm/r,精加工切削速度为 120m/min,进给量为 0.05mm/r 时有最小的表面粗糙度 $R_a=0.138\mu\text{m}$,最大的残余压应力 489.56MPa。研究了原始车削试样,优选车削参数试样,优选车削参数加超声滚压复合处理试样的疲劳行为。结果表明,优选车削参数试样疲劳寿命相比原始试样提高 4.3 倍,复合处理试样的疲劳寿命相比原始试样提高 69.58 倍,且疲劳源从表面向亚表面移动了 627 μm 。其原因在于优选车削工艺提高了 Ti60 合金试样的表面完整性,引入了一定大小残余压应力场,使超声滚压强化效果大幅提高,强化的残余压应力场更大且更深。

E13-76

应力时效 Al-Cu-Li 合金腐蚀及疲劳行为研究

付正鸿*

西南交通大学

预腐蚀疲劳是影响飞机安全服役的关键因素。本研究探究了飞机结构材料 2195 Al-Cu-Li 合金的腐蚀行为,以及预腐蚀对其疲劳性能的影响,并基于损伤力学建立了预腐蚀 2195 Al-Cu-Li 合金的疲劳寿命预测模型。结果表明:预腐蚀导致试样表面产生点蚀坑与氢脆损伤,造成拉伸断裂应变及疲劳性能下降;T1 相通过电偶腐蚀在 α -Al 基体诱发点蚀萌生;疲劳裂纹优先从腐蚀坑处萌生。建立的损伤力学疲劳寿命预测模型结果位于 5 倍误差带内。研究结果有助于深入理解 2195 Al-Cu-Li 合金的疲劳断裂行为。

E13-77

基于迁移学习策略的铝合金腐蚀疲劳寿命预测

张勇祯^{*1}、陆青¹、姚磊江²

1. 广东腐蚀科学与技术创新研究院

2. 西北工业大学

铝合金因优异的力学与耐蚀性被广泛应用于航空航天领域,但其腐蚀疲劳寿命受材料化学成分、疲劳测试参数、腐蚀环境参数、热处理状态等诸因素影响。通过腐蚀疲劳试验获取寿命数据的方式存在时间和经济成本过高的问题,一般都是小样本数据。针对该问题,本研究提出基于迁移学习策略的数据驱动预测模型,实现高效、准确的铝合金腐蚀疲劳寿命预测。主要工作包括:(1)构建铝合金疲劳寿命数据集:开

展少量铝合金腐蚀疲劳试验,整合实验数据与文献资料建立应力/腐蚀疲劳数据集,开展特征工程实现数据的预处理;(2)构建迁移学习模型:针对腐蚀疲劳数据稀缺问题,将应力疲劳训练的卷积神经网络(Convolutional Neural Network, CNN)作为源模型,采用迁移学习方法融合腐蚀疲劳数据进行参数微调。对比发现:迁移学习模型的预测准确率可提升至 82.5%,相较未迁移模型提升明显,该方法有效降低对目标域数据量的依赖,提升预测准确率。本研究将迁移学习策略引入铝合金腐蚀疲劳研究,验证了跨域知识迁移在材料性能预测中的可行性,形成了疲劳寿命预测领域的驱动模型与迁移学习框架,为材料服役行为预测领域中基于小样本数据的预测模型构建提供了新思路。

E13-78

机理驱动机器学习的多轴疲劳寿命预测方法

王晓玮*

上海工程技术大学

本文通过深入研究人工智能在机械多轴疲劳强度寿命预测中的应用,融入疲劳损伤机理到机器学习方法中,推动人工智能技术在该领域的发展。本文在传统机器学习方法的基础上,结合材料疲劳的物理机理和先验知识,对机器学习模型进行优化和改进,以提升模型的泛化能力和预测精度,建立机理驱动机器学习的航空合金疲劳寿命预测模型。通过获取待预测材料的性能数据和应变数据,进行预处理,并输入物理信息神经网络模型中进行预测,得到材料疲劳寿命预测结果,通过神经网络分别对应变数据和静态信息进行特征提取,并将时序特征和静态特征进行特征融合,输出预测结果。结果表明,提出的模型有较好的预测效果。

E13-79

Physics-informed machine learning for LCF-VHCF life prediction with effects of creep and oxidation

Guo LI¹, Jichao Tian¹, Zhenlei Li^{*2}, Shuiting Ding³

1. School of Energy and Power Engineering, Beihang University

2. Research Institute of Aero-Engine, Beihang University

3. School of Safety Science and Engineering, Civil Aviation University of China

This study proposes a machine learning (ML) based approach to predict the combined low and very-high-cycle fatigue (CCF) life considering the effects of creep and oxidation. In order to reveal the CCF failure mechanism, CCF and high-cycle fatigue (HCF) tests were performed at room-temperature (RT) and 600 °C. The experimental results reveal the existence of three distinct crack initiation mechanisms. Fatigue cracks originate from the subsurface crystallographic planes or specimen surface, including initiation from surface defects and surface crystallographic planes. During CCF at elevated temperature, creep and oxidation contribute to the failure of GH4169. Furthermore, Monte Carlo simulation (MCs) was used to overcome LCF-VHCF data sparsity. Based on the CCF behavior characteristics, a novel normalized damage parameter was established to quantify damage accumulation, and machine learning (ML) models were developed for VHCF, LCF and CCF life prediction. Experimental validation demonstrates the high accuracy and broad applicability of the proposed prediction model.

E13-80

考虑力学性能退化的疲劳及蠕变-疲劳损伤分级与寿命评价方法

孙莉、王润梓、张显程*、涂善东

华东理工大学

在航空发动机、燃气轮机和汽轮机等高端装备中,关键热端部件长期处于高温、高压、高转速等严苛的服役条件下。关键部件不仅受到单一疲劳损伤的影响,还伴随显著的蠕变-疲劳交互作用,严重威胁高温部件的安全服役性能。随着服役时间的延长,这些复杂载荷导致材料微观结构的显著演化,并引发力学性能的逐步退化。然而,现有的损伤评估体系和寿命预测方法通常基于材料初始力学性能,忽略了服役过程

中材料退化效应的影响。因此,本研究旨在综合考虑材料服役过程中力学性能退化的行为,构建一种可有效评估疲劳及蠕变疲劳损伤的方法。本文系统开展了中断疲劳及蠕变疲劳试验、中断后高温拉伸试验及相应的微观表征,分析了材料力学性能退化和微观结构演化的特征。定义了拉伸塑性应变能密度参量,对不同材料强度和延性的退化实现了统一参数化表征。基于拉伸塑性应变能密度参量,改进了传统的线性、双线性和非线性损伤累积准则。构建了三维损伤分级评价图,其中第三个轴代表材料力学性能退化程度。最后,本文以 GH4169 合金和 P92 钢为例,应用所构建的损伤分级评价方法开展实例分析,并通过相关实验数据对评价结果进行了验证。

E13-81

增材制造合金缺陷控制和性能提升研究

刘冠*

中南大学

激光定向能量沉积(LDED)作为一种先进的增材制造技术,在不锈钢部件的制造中备受关注。LDED 过程的快速熔化和凝固导致气孔和柱状枝晶的出现,从而降低了合金的强度。基于此,开发了自行研制的 LDED-UR(超声波轧制)同步制造设备来制备 316L 不锈钢,并对其微观结构和力学性能进行了表征。结果表明,LDED-UR 工艺显著减小了气孔的大小和分数,在超声波振动和辊压的共同作用下,获得了细小的等轴晶粒。随着塑性变形的加剧,LDED-UR 样品的平均晶粒尺寸从 76.10 μm 减小到 26.23 μm (LDED 样品),高角度晶界转变为低角度晶界。同时,与 LDED 样品相比,LDED-UR 样品中的位错密度增加。由于晶粒细化和位错强化,LDED-UR 样品的平均显微硬度、屈服强度、极限抗拉强度和伸长率分别达到 268.18 $\pm$ 13.90 HV0.2、442 MPa、771.2 MPa 和 49.8%,高于 LDED 样品的 214.13 $\pm$ 13.76 HV0.2、396 MPa、682 MPa 和 45.5%。这意味着在 LDED 工艺下采用原位超声轧制可以获得优越的力学性能。微观结构对力学性能影响的深入研究为提高 LDED 合金的力学性能开辟了一条新途径。

墙报

E13-P01

增材制造中未熔合缺陷对 IN718 高温合金力学性能的影响及失效机制

史志芳、朱强*

南方科技大学

增材制造在打印过程中不可避免地会引入各种缺陷,这些缺陷显著影响材料的机械性能并制约其工业应用。因此,理解这些缺陷影响机械性能并导致失效的机制至关重要。本研究以选区激光熔化制备的镍基高温合金 IN718 为对象,对含缺陷试样和全致密试样进行了研究。通过原位扫描电子显微镜拉伸和疲劳测试,结合原位 X 射线计算机断层扫描三维可视化技术,分析了未熔合孔隙缺陷对机械性能和损伤失效机制的影响。结果表明,未熔合缺陷严重降低了拉伸性能,使延伸率下降超过 50%。此外,这些缺陷充当疲劳裂纹优先萌生位点,导致疲劳失效提前发生。原位 CT 观察显示,未熔合孔隙周围会产生应力集中,在屈服阶段后加速缺陷扩展和相互连接,最终导致延展性大幅降低和早期失效。这些发现深入揭示了增材制造构件中缺陷诱导的机械性能退化机制,为提高增材制造技术的可靠性和拓展其工业应用提供了指导。

E13-P02

基于机器学习和无损检测的增材制造 CoCrNi 基中熵合金高周疲劳寿命预测

杜俊杭*

上海徐汇区梅陇路 130 号华东理工大学

中熵合金因其优异的力学性能在增材制造领域备受关注。然而,增材制造工艺中固有的缺陷导致其高周疲劳寿命存在显著离散性,为中熵合金的承载应用与寿命评估带来挑战。本工作提出一种基于物理导向神经网络的非破坏性疲劳寿命预测模型训练框架,利用从断口表面提取的二维致裂源特征实现高精度预测。

通过整合材料性能、多种工艺参数及致裂源信息构建多源数据集，并引入 Pearson 相关性分析与 XGBoost 重要性评估进行特征筛选，确保模型输入的物理独立性与信息有效性。基于神经网络反向传播原理，构建物理规律限制策略，并采用 SHAP 算法验证模型预测的物理一致性；结果表明，缺陷尺寸、形貌、相对位置及类型是重要影响因素。与传统基于应力强度因子的方法相比，该方法在识别高风险缺陷方面表现出更高的灵敏度与精度。最后，利用 μ -CT 扫描获取的缺陷数据对模型的无损疲劳寿命预测效果进行了验证，预测结果与实验疲劳寿命接近，误差控制在 ± 2 倍水平。本研究为增材制造合金构件的寿命设计与缺陷容限分析提供了一种低成本且具工程实用性的建模方法。

E13-P03

应变速率对 GH4169 镍基高温合金低周疲劳寿命的影响

范浩奇*

华东理工大学

GH4169 镍基高温合金广泛应用于航空发动机热端部件，其服役过程中应变速率因工况变化而波动，对疲劳行为产生显著影响。明确应变速率对其低周疲劳性能的影响机制，对于提升合金疲劳性能、保障航空发动机长期稳定服役具有重要意义。本文通过实验研究了应变速率对 GH4169 高温合金在 650°C 下的低周疲劳(LCF)寿命及断裂行为的影响。采用应变控制模式(应变比 $R=-1$)，选取三种应变幅值(0.5%、0.7%、1.0%)及宽范围应变速率(0.005%/s–0.8%/s)进行低周疲劳试验。研究结果表明，应变速率对疲劳寿命具有显著影响，寿命-应变速率曲线呈现“S”型特征，并表现出明显的上下平台效应。与高应变速率相比，在低应变速率区疲劳寿命较低，这可能与时间相关损伤机制(氧化、蠕变交互作用)有关。此外，断口分析表明，应变幅值和应变速率共同影响裂纹萌生与扩展方式：低应变速率下断口呈现沿晶断裂特征，并伴随氧化层覆盖；高应变速率下则表现出穿晶-沿晶断裂特征。最后，本文提出了考虑应变速率的低周疲劳寿命预测模型，该模型具备优异的寿命预测能力。本研究揭示了 GH4169 合金在高温低周疲劳条件下的速率敏感性机理，为航空发动机热端部件的寿命预测与优化设计提供了实验依据。

仅发表论文

E13-PO01

凸缘环状裂纹的产生原因分析

王志楠*、胡家秀、于佳音、冯东一、盖秀颖、张重远

中国科学院金属研究所

某凸缘件在机加工后，在凸缘件的圆盘内、外表面可见环状裂纹，采用宏观分析、化学成分分析、宏观组织检验、金相检验、断口形貌分析等方法，对凸缘件裂纹产生原因进行综合分析。结果表明：凸缘圆盘上的环状裂纹为淬火裂纹，原材料的显微疏松和残余枝晶增加了淬火过程的残余应力，同时材料有过热倾向，原奥氏体晶粒粗大，导致在淬火冷却过程中开裂。

E13-PO02

军用飞机全机疲劳试验分散系数探究

廖宇*、兑红娜、董江、江旭来

中国航空工业集团公司成都飞机设计研究所

全机疲劳试验是保障飞机结构完整性的大型、复杂以及持续时间长的地面验证试验。本文以满足机群寿命可靠度要求为出发点，对全机疲劳试验分散系数进行工程推导，将试验分散系数拆分为试验寿命置信度系数、试验谱严重系数以及机群寿命可靠度系数，并对每种系数的计算和取值进行讨论，以厘清 GJB67.6A 中对试验分散系数要求的内涵。最后得出结论：在一定的机群寿命可靠度要求下，试验谱严重系数与试验分散系数的乘积是一定的，试验谱越重，试验分散系数越小；在型号实践中，对机群寿命评估时应考虑试验谱与基准谱的差异性。

E13-PO03**粘接接头疲劳寿命预测：一种新颖的 GAT-LSTM 融合模型**魏晨笛^{1,3}、包祖国^{*2}、陈敏¹、王佳¹、陈秋任⁴、李思耕^{1,3}、黄诗尧⁴、杨雨童³

1. 西交利物浦大学
2. 南京工业大学
3. 利物浦大学
4. 长三角先进材料研究院

准确预测粘接接头（尤其是搭接剪切 LS 和剥离 CP 试样）的疲劳寿命对于确保结构的可靠性和安全性至关重要。传统方法由于粘接材料和基材之间的复杂相互作用以及加载条件，常常无法满足需求。本研究提出了一种新颖的 GAT-LSTM 融合模型，该模型集成了图注意力网络（GAT）用于空间特征提取和长短期记忆网络（LSTM）用于时间动态建模。该模型能够有效预测各种接头结构（LS/CP）的疲劳寿命，并且独立于基材和粘接材料以及基材组合。通过利用多源数据，包括来自有限元分析（FEA）的详细应力和应变分布、力学和疲劳测试的实验数据以及与剥离和剪切行为相关的断裂力学模型的理论知识，GAT-LSTM 模型实现了高预测精度，R 值超过 0.95，平均绝对百分比误差（MAPE）约为 0.2。这一多功能模型能够有效推广到新的接头，只需极少的额外实验数据，显著减少了与传统评估方法相关的时间和成本。它为粘接接头的疲劳寿命预测提供了一种精确的工具，增强了结构的安全性和可靠性。