

无人机疲劳寿命评定研究进展与展望

李佳乐

(中国飞行试验研究院, 陕西 西安 710065)

摘要 随着无人机装备的普及, 其不确定的使用寿命逐渐成为影响无人机安全性和经济性运行的关键因素, 因此, 对无人机使用寿命进行评估具有重要的军事和经济意义。本文从无人机传统金属结构疲劳角度梳理了疲劳研究方法的进展和主要成果, 在此基础上, 依据无人机型号及工程发展需求, 提出了对无人机疲劳分析方法亟需重点关注的研究方向, 并对其未来发展进行了展望, 以期对相关人士提供参考。

关键词 疲劳特性; 损伤容限; 无人机; 服役寿命管理

中图分类号: V215.5

文献标志码: A

DOI: 10.3969/j.issn.2097-3365.2025.07.003

0 引言

无人机疲劳寿命评定的主要目标是研究典型结构中疲劳裂纹的自然萌生时间。对于无人机而言, 起落架故障是较为普遍的故障类型, 约占航空航天工业故障报告的 10%^[1]。过载、设计缺陷、腐蚀以及疲劳等因素均可能导致起落架结构的损伤或失效^[2]。其中疲劳是引发起落架失效的主要原因。机翼承担着重力载荷、气动载荷以及干扰载荷等多重功能^[3], 在长期承受重载作用时易发生疲劳破坏。在对典型结构进行耐久性分析时, 需要明确预测结构失效前的初始缺陷扩展情况, 以实现对其寿命的准确评估^[4]。

1 疲劳分析方法

目前, 评估飞机结构耐久性的方法主要有三种。(1) 裂纹萌生方法^[5]是一种用于分析飞机结构耐久性的方法。该方法基于“裂纹萌生寿命”P-S-N 曲线族。确定性裂纹扩展方法^[6]是一种评估飞机结构耐久性的方法, 基于损伤容限设计中的长裂纹扩展寿命计算方法。(2) 初始缺陷拓展方法^[7]基于假设的初始缺陷尺寸和相应的相对较小的裂纹扩展速率。Xiao 等^[8]采用此方法对典型航空铝合金铆接箱体结构进行了疲劳测试。(3) 概率断裂力学方法^[9]能够考虑负荷序列的影响, 并综合每个应力区的损伤情况, 从而提供结构损伤程度随时间变化的函数。Chen 等^[10]已采用该方法对飞机结构关键部件的耐久性进行了分析。因此, 它提供了对结构寿命的更为准确的评估, 并有助于确保飞机结构的安全性。

1.1 材料疲劳研究现状

铝合金因其低密度、高比强度以及优异的耐腐蚀性能、塑造加工适应性和焊接性能, 在航空领域得到了广泛应用^[11]。疲劳裂纹通常在材料缺陷、薄弱区或

高应力区萌生, 并通过不均匀滑移扩展至断裂^[12]。基于铝合金疲劳损伤机理的系统解析与自主材料制备技术的持续突破, 国产 7050 铝合金正逐步应用于自主化无人机^[13]。

铝锂系合金材料由于突出的比强度特性、优异的刚度质量比, 以及卓越的抗疲劳性能和断裂韧性指标, 已成为航空航天领域重点研发的新型轻质结构材料^[14]。铝锂合金裂纹扩展行为极易诱发材料进入失稳断裂阶段, 实验数据表明, 此类缺陷可导致材料疲劳寿命衰减幅度超过 90%^[15]。铝锂合金凭借卓越的力学特性与系统的材料学研究已在大型客机如 C919 的机身直段等结构中得到广泛应用^[16]。纤维金属层板采用胶接技术, 以交替排列的金属薄层与纤维复合材料基体构成多层夹芯构型^[17]。这种材料融合了单一金属与复合材料的优势, 兼具高比强度和高比刚度特性, 同时表现出卓越的抗疲劳能力。

复合材料逐渐在新型无人机中占据更大比例^[18]。复合材料疲劳寿命的预测模型主要分为两种类型: 第一类是基于 S-N 曲线的模型^[19], 第二类是损伤力学模型。后者包括剩余强度下降模型^[20]、刚度退化模型^[21]、循环模量模型^[22]和能量耗散模型^[23]等。研究人员在预测带缺陷复合材料结构剩余强度领域取得进展, 创新性地提出了损伤区域纤维断裂判断标准^[24]。应力场强理论综合了缺口区域应力梯度的作用, 整合了点应力判据与平均应力判据两种分析体系, 为应力场分析提供了统一框架, 实现了对复杂应力状态更精确的描述^[25]。

1.2 结构疲劳研究现状

通过优化设计布局可增强无人机抗疲劳特性。整体加筋壁板运用了精密的整体切削与挤压成形工艺。整体式壁板与框架的一体化设计, 大幅减少了连接件

的使用数量,不仅实现了轻量化目标,还增强了材料的抗疲劳和耐腐蚀特性,特别适合于飞行器的机身与机翼等重要部位。研究表明^[26-27],相较于传统的组装壁板,减少铆钉及其孔数量能够显著提升整体壁板的疲劳性能。

增材制造^[28]包括制造参数与工艺的优化、改善材料的微观组织、减少内部缺陷以及结构残余应力的控制与消除。然而,金属增材制造在损伤容限性能评估方面仍存在技术体系不完善的问题,特别是在服役期间的损伤监测和修复技术方面,仍需进一步发展和完善。

1.3 工艺疲劳研究现状

先进的焊接工艺可有效实现轻量化、节约生产成本并为复杂整体结构提供了实现途径。焊接工艺疲劳特性受多重因素制约,其中焊接方法、接头形式、结构设计及使用环境都起着关键作用。

无人机抗疲劳设计还需进行强化处理。孔挤压作为典型表面强化方法,在机械连接孔的强化处理中具有重要的应用价值。该技术通过向孔壁施加高幅值、大深度的可控残余压应力层实现增强效果。喷丸处理作为另一类广泛使用的表面处理技术,能有效提升部件表层性能,显著增强疲劳抗力和耐蚀性,在工业制造领域得到普遍应用。

1.4 腐蚀疲劳分析方法

无人机不可避免地会遭遇极端温度、潮湿、高盐雾以及强烈太阳辐射等极端条件,这些会导致结构严重腐蚀。宏观名义应力法引入腐蚀影响系数,以名义应力作为基础,量化评估腐蚀条件对材料疲劳性能的退化影响。

从微观层面分析,电化学腐蚀理论为裂纹发展机制研究提供了新的视角。该理论通过建立微观尺度的裂纹生长模型,深入揭示了腐蚀疲劳的微观机理。然而,由于腐蚀疲劳裂纹扩展涉及多因素耦合作用,传统的疲劳-腐蚀叠加模型和过程竞争模型在实际工程应用中面临诸多限制。目前,工程界普遍采用经环境因素修正的Paris公式,这种方法能够有效评估金属在腐蚀介质中的裂纹扩展行为,为预测材料使用寿命提供了可靠工具。

研究中常用蚀坑深度作为腐蚀损伤的量化指标,用于建立腐蚀疲劳寿命的概率预测模型。这种方法能准确评估材料性能退化,为工程寿命预测提供可靠依据。为提升腐蚀疲劳损伤评估的精确度,常采用多参数综合表征方法,例如蚀坑最大宽度测量、半圆形凹坑模型、半椭圆模型以及抛物线模型等,以提高预测的准确性和可靠性。

腐蚀疲劳裂纹的起始与扩展行为高度依赖于材料特性和环境条件,这一特性导致难以建立普适性的分析评估体系。目前,航空结构腐蚀疲劳寿命的精确预

测仍面临挑战,现有方法的工程实用性有待提高。

2 无人机结构健康管理系统研究现状

无人机结构健康管理系统通过实时采集的数据,得到在飞行过程中所处的疲劳损伤累积值,并将其作为估计剩余寿命的参数,从而实现对无人机寿命指标损耗的监测。通过整合结构健康监测数据与疲劳损伤分析结果,通过实时数据采集与智能分析,为结构寿命评估和维护决策提供科学依据。

2.1 传统无人机结构健康管理系统

在无人机关键部件上安装数据采集系统,实时收集飞行过程中无人机各项参数及其在疲劳临界点处的应变数据。通过对数据分析,可以评估无人机在飞行过程中的疲劳损伤积累情况。

2.2 基于数据驱动的无人机结构健康管理系统

基于数据驱动的结构健康管理系统涉及从各种传感系统收集和分析数据,以评估健康状态。在数据驱动的机器学习故障诊断中,特征提取过程具有关键意义。该过程包括从收集的传感器数据中提取与故障相关的特征。常用的特征包括时间域、频率域和时间-频率域三种领域特征。

数据驱动技术依赖于大量的数据,主要集中于分析系统的输出信号。这些技术能够有效处理高维数据,适用于大型和复杂系统。当系统遇到超出训练数据范围的情况,性能将会显著下降。

由于严格的安全措施,实际损伤数据的获取较为困难。在这种情况下,迁移学习显得尤为重要。迁移学习利用丰富的健康数据来提高对稀有损伤情况的诊断准确性。通过预训练模型增强了在损伤数据稀缺情况下的诊断能力。

在飞机结构健康管理中,诸如凹陷、雷击、涂层损坏、缺失标记、裂纹及孔洞等物理损伤通常通过目视检查获得,并按类别进行标记,以用于模型训练。相比之下,无监督学习技术不依赖于标记数据集,而是利用无标记的数据来发现数据中的潜在特征。这些技术不依赖于预定义的缺陷类型,从而避免了对训练过程的潜在影响。

2.3 基于数字孪生技术的无人机结构健康管理系统

数字孪生指的是飞机物理结构的虚拟表示,并通过传感器和操作输入的实时数据加以丰富。通过将数字孪生系统的行为与真实飞机的行为进行比对,可以实现预测结构问题、发现异常并预测维护需求。

3 结束语

无人机结构的设计与安全评估依赖于疲劳和断裂力学的理论,这些理论在传统材料和结构中已取得良好的

应用效果。然而,随着材料科学和结构设计的不断进步,现有理论和分析方法的局限性逐渐显现。为应对这些挑战,亟需开发新的理论和方法,以更为准确地评估和预测新型材料和结构的疲劳寿命及损伤容限。

在无人机结构疲劳寿命管理领域,数字孪生技术被视为未来研究的核心重点与发展方向。预计未来的主要研究领域将涵盖以下几个方面:一是飞行参数的深度融合,以实现更加全面的性能监测;二是应变传感与仿真技术的结合,以获取精确的负载数据;三是开发基于物理一致性的多尺度分析理论及相关软件,旨在高效且准确地模拟损伤结构;四是数字孪生模型简化阶数的自适应更新,以提升模型的计算速度和普适性。

参考文献:

- [1] WIBAWA L. Effect of Bolt Hole Size on Static Stress and Fatigue Life of UAV Main Landing Gear Using Numerical Simulation[C]. Journal of Physics: Conference Series: 1811, 2021.
- [2] WIBAWA L. Effect of fillet radius of UAV main landing gear on static stress and fatigue life using finite element method[C]. Journal of Physics: Conference Series: 1811, 2021.
- [3] WANG B, et al. Failure analysis and finite element simulation for structural systems in an unmanned aerial vehicle[C]. 2019 16th International Conference on Ubiquitous Robots (UR). IEEE, 2019.
- [4] DORAFSHAN S, et al. Fatigue crack detection using unmanned aerial systems in under-bridge inspection[R]. RP 256 Idaho Transportation Department: Boise, ID, USA, 2017. <https://pdfs.semanticscholar.org/83a4/7c0b6c69abc5e629d-879f1142cb8af1e75c6.pdf>.
- [5] AL-BAHKALI E, ELKENANI H, SOULI E. Fatigue life estimate of landing Gear's leg using modal analysis[J]. The International Journal of Multiphysics, 2014, 08(02): 231-244.
- [6] YANG J N, MANNING S D. Stochastic crack growth analysis methodologies for metallic structures[J]. Engineering Fracture Mechanics, 1990, 37(5): 1105-1124.
- [7] SANKARARAMAN S, et al. Inference of equivalent initial flaw size under multiple sources of uncertainty[J]. International Journal of Fatigue, 2011, 33(02): 75-89.
- [8] XIAO Y, WHITE R G, AGLIETTI G S. Comparison of structural response and fatigue endurance of aircraft flap-like box structures subjected to acoustic loading[J]. The Journal of the Acoustical Society of America, 2005, 117(05): 2820-2834.
- [9] BESUNER P M, TETELMAN A S. Probabilistic fracture mechanics[J]. Nuclear Engineering and Design, 1977, 43(01): 99-114.
- [10] CHEN H, et al. Parameter optimisation of a carrier-based UAV drawbar based on strain fatigue analysis[J]. The Aeronautical Journal, 2021, 125(1288): 1083-1102.
- [11] 刘斌超,鲁嵩嵩,曾苇鹏,等.从金属材料疲劳性能的力学描述到飞机结构疲劳寿命评定:现状与展望[J].固体力学学报,2023(04):417-457.
- [12] 王庆洲.面向数字孪生的通航飞机结构疲劳载荷谱编制与使用方法研究[D].德阳:中国民用航空飞行学院,2022.
- [13] 郭天天,杨全,李力,等.基于军用飞机结构强度规范的地面载荷设计方法[J].中国科技信息,2022(17):66-71.
- [14] WALTERS B, BARNES M J. Manpower, skill and fatigue analysis of Future Unmanned Aerial Vehicle (UAV) environments[C]. Proceedings of the Human Factors and Ergonomics Society Annual Meeting: 46. SAGE Publications Sage CA: Los Angeles, CA, 2002.
- [15] 许罗鹏,曹小建,李久楷,等.铝锂合金2198-T8高周疲劳性能及其裂纹萌生机理[J].稀有金属材料与工程,2017, 46(01):83-89.
- [16] 许一新.中航工业洪都交付C919机身等直段部段[J].军民两用技术与产品,2011(01):20.
- [17] UZUN M, et al. Structural and Fatigue Analysis of a UAV Wing[J]. Journal of Aviation, 2024, 08(02): 80-87.
- [18] IM J B, et al. The Development of Fatigue Load Spectrum and Fatigue Analysis for the Tilt Rotor UAV[C]. Proceedings of the KSME Conference. Korean, 2007.
- [19] 吴富强,姚卫星.一种复合材料层合板的S-N曲线模型[J].机械强度,2004(z1):127-129.
- [20] WANG F S, et al. Ablation damage characteristic and residual strength prediction of carbon fiber/epoxy composite suffered from lightning strike[J]. Composite Structures, 2014(117): 222-233.
- [21] 贾建东,丁运亮,刘晓明.复合材料层合板冲击后剩余强度的工程估算方法和有限元模拟分析[J].南京航空航天大学学报,2010,42(03):335-339.
- [22] SHAN M, ZHAO L, HONG H, et al. A progressive fatigue damage model for composite structures in hygrothermal environments[J]. International Journal of Fatigue, 2018, 111(JUN.): 299-307.
- [23] Longbiao L. A hysteresis energy dissipation based model for multiple loading damage in continuous fiber-reinforced ceramic-matrix composites[J].Composites, 2019, 162(APR.1): 259-273.
- [24] CHEN P, SHEN Z, WANG J Y. Prediction of the strength of notched fiber-dominated composite laminates[J]. Composites Science & Technology, 2001, 61(09): 1311-1321.
- [25] 姚卫星,颜永年,俞新陆.预测复合材料缺口强度的场强法[J].复合材料学报,1994,11(01):67-72.
- [26] 曹镜,姚卫星.关于飞机结构疲劳载荷谱低载删除水平选取的探讨[J].航空工程进展,2023,14(05):78-84.
- [27] 崔德刚,鲍蕊,张睿,等.飞机结构疲劳与结构完整性发展综述[J].航空学报,2021,42(05):71-92.
- [28] 霍文辉,孙小平.基于实测数据的飞机结构疲劳强度评估研究[J].机械设计与制造工程,2022,51(07):78-81.