

引用格式: 黄啸, 黄颐, 孟维迎, 等. 单峰压缩过载下纤维增强铝锂合金层板疲劳裂纹扩展性能分析及预测[J]. 航空材料学报, 2025, 45(4): 106-115.

HUANG Xiao, HUANG Yi, MENG Weiyong, et al. Analysis and prediction of fatigue crack growth performance for fiber reinforced aluminum-lithium alloy laminates under single-peak compressive overload[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2025, 45(4): 106-115.

单峰压缩过载下纤维增强铝锂合金层板疲劳裂纹 扩展性能分析及预测

黄 啸¹, 黄 颐², 孟维迎^{3,4*}, 张啸尘³, 王佳赢³

(1. 中国航空发动机集团有限公司, 北京 100097; 2. 中国航发北京航空材料研究院 检测研究中心, 北京 100095; 3. 沈阳建筑大学 机械工程学院, 沈阳 110168; 4. 沈阳航空航天大学 航空制造工艺数字化国防重点学科实验室, 沈阳 110136)

摘要: 纤维增强铝锂合金层板作为新型航空材料, 疲劳裂纹是引发其失效的“致命杀手”。服役过载与层叠结构联合作用导致层板发生桥接-过载交互作用, 以至裂纹扩展机理复杂、表征困难。针对此问题, 对纤维增强铝锂合金层板在单峰压缩过载(典型飞行载荷工况)下的疲劳裂纹扩展性能进行分析及预测。首先, 根据 Mini-Twist 谱载荷特征, 设计并开展纤维增强铝锂合金层板在恒幅和单峰压缩过载条件(不同过载比)的疲劳裂纹扩展测试。其次, 在相同应力水平下, 对比恒幅载荷和不同过载比单峰压缩过载下数据, 分析发现当过载比达到某一值后, 层板裂纹扩展速率出现明显加速扩展效应。然后, 基于层板裂纹扩展速率特征, 对层板等效裂纹长度的裂纹扩展模型进行改进, 并结合增量塑性损伤理论考虑压缩过载对恒幅疲劳裂纹扩展速率的影响, 建立纤维金属层板单峰压缩过载下疲劳裂纹扩展预测模型。最后, 通过模型曲线和实验数据进行对比分析, 验证了模型的有效性。

关键词: 纤维增强铝锂合金层板; 单峰压缩过载; 疲劳裂纹; 加速效应; 性能预测

doi: 10.11868/j.issn.1005-5053.2025.000079

中图分类号: V257; TB333

文献标识码: A

文章编号: 1005-5053(2025)04-0106-10

Analysis and prediction of fatigue crack growth performance for fiber reinforced aluminum-lithium alloy laminates under single-peak compressive overload

HUANG Xiao¹, HUANG Yi², MENG Weiyong^{3,4*}, ZHANG Xiaochen³, WANG Jiaying³

(1. Aero Engine Corporation of China, Beijing 100097, China; 2. Testing and Research Center, AECC Beijing Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095, China; 3. School of Mechanical Engineering, Shenyang Jianzhu University, Shenyang 110168, China; 4. Key Laboratory of Fundamental Science for National Defense of Aeronautical Digital Manufacturing Process of Shenyang Aerospace University, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

Abstract: As a new type of aviation material, fiber/aluminum-lithium (Al-Li) laminates are significantly threatened by fatigue cracks. In other words, fatigue cracks are the “fatal killers”, which leads to their failure. The combined effect of service overload and laminated structure leads to bridging-overload interaction phenomenon, which makes the crack growth mechanism complex and performance characterize difficult. To solve this problem, the crack growth behavior in fiber/Al-Li laminates under fatigue single-peak compressive overload are analyzed and predicted, which is under typical flight loading condition. Firstly, according to the loading characteristics from Mini-Twist spectrum, fatigue crack growth tests under constant amplitude fatigue loading and single-peak compressive overload conditions with varying overload ratios are designed and conducted. Secondly, a comparison of the (a - da/dN) data under constant amplitude fatigue loading and single-peak compressive overload with different overload ratios is made, which is under the same stress level. By analyzing the data, it finds when the overload ratio is greater than a certain value, the

crack growth rate of the laminate shows a significant accelerated growth effect. Thirdly, based on the characteristics of crack growth for laminates, the equivalent crack length model of crack growth is improved for laminates. By combining with the incremental plastic damage theory, crack growth rate under fatigue compressive overload is characterized. And a prediction model of fatigue crack growth for fiber/metal laminates under single-peak compressive overload is established. Finally, the effectiveness of model is validated by comparing with the experiment data.

Key words: fiber/aluminum-lithium laminate; single-peak compressive overload; fatigue crack; accelerated growth effect; performance prediction

航空材料是研制航空装备的物质保障,也是使航空装备达到期望性能、寿命与可靠性的技术基础。随着航空装备性能的飞速发展,对航空材料在抗冲击性、疲劳性能等方面的要求日益提高,纤维增强金属层板(fiber reinforced metal laminates, FRMLs)应运而生。FRMLs兼具金属优异的抗冲击性和可加工性,和预浸料较高的抗疲劳特性^[1],进而引发大量企业和材料研究者的关注。目前,纤维增强金属层板已成功应用于空中客车 A380 的机身蒙皮、前缘以及机身地板梁等主承力结构^[2-3]。未来,随着商用飞机和航天器轻量化需求的飞速增长,其相关产品渗透率也将进一步提升^[4-5]。

纤维金属层板是由金属层和纤维层交替铺放而成的夹层型复合材料,其主要优势在于疲劳裂纹扩展性能及抗冲击性能,其中优良的裂纹扩展性能是纤维桥接的结果^[6-7]。层板在疲劳过程中伴随两种损伤模式:金属层的裂纹扩展和金属/纤维界面的分层扩展^[8-9]。在桥接作用下疲劳裂纹扩展和界面分层扩展相互作用、相互耦合,导致其裂纹扩展机理复杂不明^[10-11]。对于航空材料,服役过程中长期承受变幅载荷作用,以至发生损伤相互作用现象,如过载延迟效应、损伤加速效应等^[12]。同时,纤维金属层板在过载载荷下将受到桥接效应及变幅载荷效应的相互作用,导致其裂纹扩展机理将更加复杂。针对纤维金属层板疲劳裂纹扩展性能进行深入研究,是阐明多模式失效机制、评估结构服役寿命的关键途径。由于纤维金属层板在服役中实际承受航空飞行载荷(变幅载荷),故变幅载荷下疲劳裂纹扩展寿命预测研究更具现实意义。

变幅载荷下纤维金属层板裂纹扩展行为预测相关研究目前报道较少。Khan 等^[13]以 Wheeler 模型为基础,结合 Irwin 提出的裂纹尖端塑性区理论修正 Paris 方程,并考虑应力比影响及裂纹尖端应力强度因子特征,修正 Wheeler 模型的应力强度因子表达式。Huang 等^[14]针对纤维增强铝锂合金层板进行过载下裂纹扩展测试,并根据桥接状态下应

力强度因子特点,分别基于 Wheeler 模型、Corpus 模型及 Newman 模型预测方法对其裂纹扩展速率及寿命进行预测。研究发现,三种模型均能较好描述迟滞区内裂纹扩展行为,但只有 Wheeler 模型较好地预测迟滞区外裂纹扩展情况。熊峻江等^[8]针对新型 Glare 层板随机载荷谱下疲劳总寿命进行研究,提出一种基于三相材料疲劳损伤概念的混合算法,实现随机载荷谱下层板渐进式损伤机制和疲劳总寿命的模拟。孟维迎等^[12]根据过载下层板及组分金属的应力寿命关系,基于金属寿命特征并结合整体统一化思想,提出过载下层板疲劳总寿命预测的唯象模型。研究发现,随着远程应力增加,桥接效应影响将逐渐减小。此外,分析了不同加载模式下(周期单峰拉伸过载、周期单峰压缩过载和高低过载)层板疲劳总寿命性能特征,基于损伤-断裂耦合理论并结合过载对寿命性能影响机理,修正了层板疲劳总寿命的损伤累积准则^[15-16]。以上研究主要是针对拉伸过载下裂纹扩展性能进行研究,其模型引入过载迟滞效应影响,但对于压缩过载引起的加速效应并未考虑;同时,针对典型变幅下的疲劳总寿命进行研究,但模型从整体层面表征损伤特征,未能聚焦于裂纹扩展速率的影响机理。拉伸过载和压缩过载作为变幅载荷的典型工况,压缩过载下裂纹扩展行为相关研究较少,但同样不能忽略服役过程中压缩过载下裂纹加速效应的影响。

纤维增强铝锂合金层板作为一种新型 Glare 层板,本工作首先通过对纤维增强铝锂合金层板在恒幅和单峰压缩过载下的疲劳裂纹扩展速率进行对比,研究层板在不同压缩过载条件下的裂纹扩展加速效应,并分析基准应力、过载比对层板疲劳裂纹扩展行为的影响。然后,基于经典层板理论,考虑纤维增强铝锂合金层板特征对等效裂纹长度模型进行改进,并结合增量塑性损伤理论综合考虑压缩过载对恒幅疲劳裂纹扩展速率的影响,建立适用于纤维金属层板单峰压缩过载下疲劳裂纹扩展预测方法。

1 实验材料与方法

针对航空飞行载荷中典型载荷工况(压缩过载)的纤维金属层板裂纹扩展性能进行研究,通过开展纤维增强铝锂合金层板在单峰压缩过载下疲劳裂纹扩展速率测试,分析单峰压缩过载下层板材料裂纹扩展性能特征,为纤维金属层板材料的深入研发与实际应用奠定理论基础。

1.1 实验材料

本工作所用纤维金属层板选用 2060-T8 铝锂合金,名义厚度 2 mm,实测厚度 1.98 mm,其化学成分(质量分数/%)为:Li 0.617, Cu 3.469, Mg

0.716, Zn 0.326, Mn 0.271, Ag 0.249, Zr 0.102, Fe 0.026, Si 0.016, 其余为 Al。

玻璃纤维预浸料层由 SY-24/S4C9-1200 材料组成,其中包括高强 S4 纤维和 SY-24 胶黏剂。玻璃纤维预浸料层的名义厚度 1 mm,实测厚度 0.99 mm。对于 S4 纤维,纱线拉伸断裂强度均值 ≥ 780 MPa,浸胶纱强度均值 ≥ 3000 MPa,可燃物含量 0.65%~1.25%,含水率 $\leq 0.2\%$,纤维体积分数为 74.7%;对于 SY-24 胶黏剂,拉伸剪切强度均值 ≥ 30 MPa,剥离强度均值 ≥ 6 kN/m。

对铝锂合金板与玻璃纤维预浸料进行基础力学性能测试,结果见表 1。

表 1 铝锂合金及预浸料力学性能
Table 1 Mechanical properties of aluminum lithium alloy materials and prepreg

Material type	Elastic modulus, E/GPa	Poisson's ratio	Tensile strength, σ_b/MPa	Yield strength, σ_s/MPa	Elongation/%
Al-Li alloys	72.4	0.3	483	441	8
Prepreg	54.6	0.252	1735	—	—

玻璃纤维增强铝锂合金层板为 2/1 结构。2/1 层板结构为两层铝锂合金板且中间夹一层纤维预浸料层。其中,铝锂合金层的取样方向为材料的纵向,即沿金属材料锻轧的方向取样;纤维预浸料的铺层方向为 0° ,即玻璃纤维方向与试样方向夹角为 0° 。

在纤维金属层板裂纹萌生及裂纹扩展过程中,金属层的实际应力情况及裂纹尖端的受力情况均受到固化残余应力的影响。因此,对纤维金属层板残余应力的测定十分必要。纤维金属层板的高温固化过程导致层板各组分材料产生不同的残余应力,其中金属层为拉应力。采用 X 射线式残余应力测量仪,对 2/1 结构纤维金属层板中金属层的残余应力进行测量,其无孔层板的残余应力值为 62.5 MPa,即拉应力(作为寿命预测模型中基础数据)。

玻璃纤维增强铝锂合金 2/1 层板疲劳裂纹扩展测试采用中心裂纹拉伸 M(T) 试样。试样长度为 270 mm,宽度为 75 mm,中心圆孔直径为 3 mm,锯切裂纹 $2a_0=10$ mm。试样形式如图 1 所示。

1.2 实验方法

参照《金属材料疲劳裂纹扩展速率试验方法》(GB/T 6398—2017)^[17]进行测试。测试环境为室温空气,正弦波加载,加载频率为 10 Hz。加载频率的选取原则为保证试样有充足的响应,试样反馈载荷与给定载荷的峰、谷值一致。由于单峰压缩过载对层板裂纹扩展行为影响主要为是否发生裂

纹加速扩展现象,故根据 Mini-Twist 选取 2 个较有代表性的压缩过载比,即加载方式为恒幅($R=0.06$)和压缩过载($R_{ol}=-0.6, -1.8$),其中过载位置为 $a_{ol}=15$ mm。过载载荷加载方式(以基准应力 $S_{max}=110$ MPa 为例),如图 2 所示,当裂纹在恒幅载荷下扩展至指定裂纹长度 a_{ol} 时,按照过载比 R_{ol} 施加一个相应大小的载荷 $S_{ol}=R_{ol} \times S_{max}$,此后继续进行恒幅裂纹扩展测试。每种载荷情况采用 2~3 件试样,当 2 件试样在相同循环载荷下裂纹扩

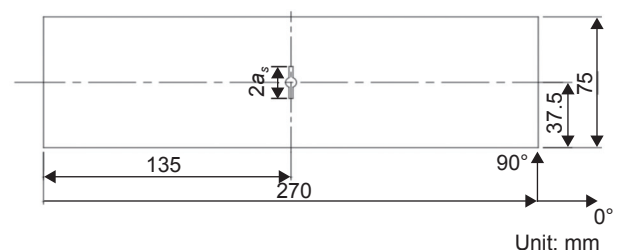


图 1 层板中心裂纹拉伸 M(T) 试样

Fig. 1 M(T) tensile test specimen with center crack for laminates

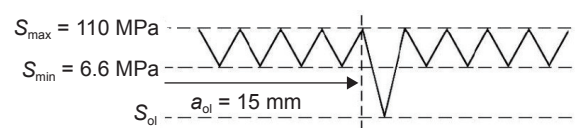


图 2 单峰压缩过载加载示意图

Fig. 2 Schematic diagram of single-peak compression overload loading

展行为特征一致(如均出现加速扩展现象),则采用2件试样进行测试。即每种基准应力下,不考虑过载影响区情况下采用4~6件试样(过载比-0.6时2~3件,过载比-1.8时2~3件)进行测试。

设备主要有SHIMADZU疲劳试验机及20倍的JDX-B移动显微镜设备。SHIMADZU低频疲劳试验机采用电液伺服控制系统,试验机可以实现恒幅加载及常规变幅加载。其设备测量范围为 ± 100 kN,动态误差 $\leq \pm 3\%$,静态误差 $\leq \pm 0.5\%$ 。JDX-B移动显微镜的测量精度为0.01 mm。其裂纹扩展过程如图3所示。

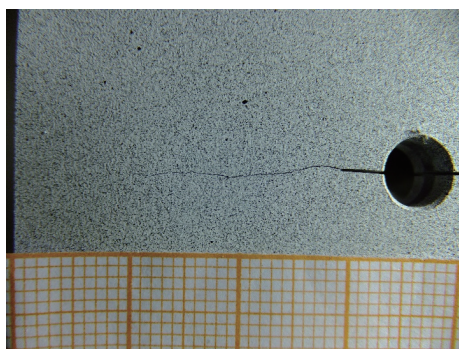


图3 纤维增强铝锂合金2/1层板裂纹扩展情况

Fig. 3 Fatigue crack growth of fiber-reinforced aluminum lithium laminate with 2/1 structure

2 疲劳裂纹扩展预测模型

2.1 疲劳裂纹扩展预测模型建立方法

针对纤维增强铝锂合金层板单峰压缩过载下裂纹扩展行为特征,为揭示该纤维金属层板厚度尺寸影响机制,通过引入厚度尺寸效应因子对等效裂纹长度模型^[18]进行改进,以实现纤维金属层板未

过载阶段的裂纹扩展行为模拟;在此基础上,采用增量塑性理论对过载区裂纹扩展阶段的行为进行定量表征,以实现压缩过载影响区域内的裂纹扩展速率的精准描述。通过结合未过载阶段与过载区裂纹扩展的行为特征,最终实现单峰压缩过载下纤维增强铝锂合金层板疲劳裂纹扩展行为的有效预测,其预测流程如图4所示。

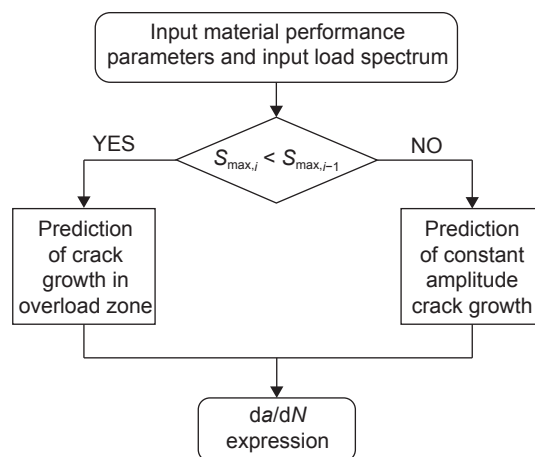


图4 预测模型流程图

Fig. 4 Prediction model process

2.2 恒幅阶段下等效裂纹长度模型及修正

对于薄纤维金属层板,经过一定的疲劳循环次数以后,其疲劳裂纹速率将以近似恒定的速度扩展^[18]。由于层板的分层扩展速率和疲劳裂纹扩展速率主要取决于桥接应力的影响(桥接应力如图5所示),在平面应力下纤维桥接作用使得裂纹扩展和分层扩展之间达到平衡,两者相互调节导致裂纹进行较稳定地扩展。当层板厚度增加后,转变为平面应变问题,远程应力强度因子增大,导致恒幅下层板裂纹扩展速率小幅度增加。对于厚纤维金属

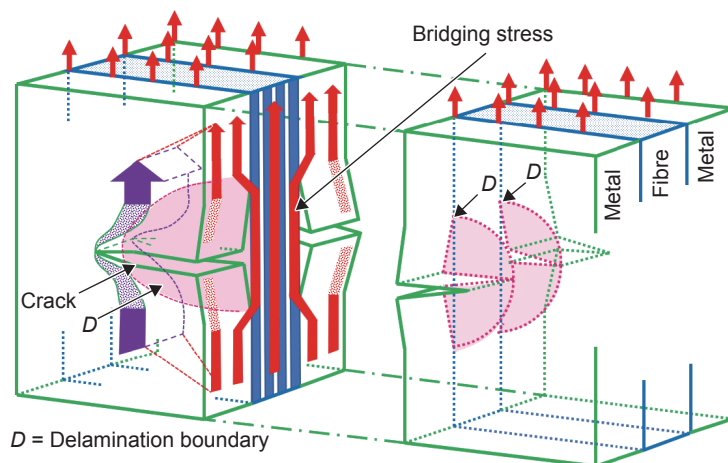


图5 桥接应力示意图

Fig. 5 Schematic diagram of bridging stress

层板,需考虑厚度效应对裂纹扩展速率影响,因此引入厚度效应因子对等效裂纹长度模型进行改进。

由等效裂纹长度模型中裂纹扩展速率方程可知,层板裂纹稳定扩展的有效应力强度因子幅 ΔK_{eff} 为常数,其纤维金属层板有效应力强度因子方程^[18-19]为:

$$\Delta K_{\text{eff}} = \frac{\sqrt{l_0}}{F \sqrt{(a-a_s) + l_0/F_0^2}} \Delta S \sqrt{\pi a} \quad (1)$$

式中: a 为疲劳裂纹长度; F 为层板试样的构型因子; a_s 为锯切裂纹长度; F_0 为当疲劳裂纹长度与锯切裂纹长度相同时 F 的值; ΔS 为层板的远程应力幅值; l_0 为层板的等效裂纹长度,常数 l_0 可由疲劳裂纹扩展过程中测得的裂纹扩展速率 da/dN 逆推计算获得。 l_0 表达式为^[18]:

$$l_0 = \frac{M^2}{1/F^2 - M^2/F_0^2} (a - a_s) \quad (2)$$

其中

$$\left\{ \begin{array}{l} M = \Delta K_{\text{eff}} / \Delta K = \frac{n_1 \sqrt{da/dN}}{\sqrt{C_1} (1 - R_c)^{m_1-1} (F \Delta S \sqrt{\pi a})} \\ R_c = \frac{S_{\min} - S_0}{S_{\max} - S_0} \\ S_0 = -\frac{E_{\text{la}}}{E_{\text{Al}}} \sigma_{\text{r,Al}} \end{array} \right. \quad (3)$$

式中: C_1 、 m_1 、 n_1 为层板组分金属裂纹扩展常数; R_c 为层板组分金属有效循环应力比, $R_c > 0$; S_0 为纤维金属层板组分金属所受实际应力为0时需对层板施加的应力; E_{la} 为层板的弹性模量; E_{Al} 为组分金属的弹性模量; $\sigma_{\text{r,Al}}$ 为组分金属的残余应力; da/dN 可由测试获得。

对于纤维金属层板,当桥接应力使得分层扩展与裂纹扩展相互调节而导致裂纹稳定扩展时,基于Walker方程,恒幅载荷下纤维金属层板疲劳裂纹扩展速率 da/dN 的表达式为^[19]:

$$\left(\frac{da}{dN} \right)_{\text{wen}} = C_1 [(1 - R_c)^{m_1-1} \Delta K_{\text{eff}}]^{n_1} \quad (4)$$

当层板厚度增加后,平面应力问题转变为平面应变问题,使得远程应力强度因子增大。破坏了裂纹扩展与分层扩展平衡,导致裂纹扩展速率有小幅增加趋势。根据上文分析可知,裂纹扩展速率成线性趋势增加,故恒幅载荷下纤维金属层板疲劳裂纹扩展速率 da/dN 的表达式可表示为:

$$\left(\frac{da}{dN} \right)_{\text{con}} = k \left(\frac{da}{dN} \right)_{\text{wen}} \quad (5)$$

式中: k 为厚度效应因子,当分层扩展与裂纹扩展相互调节达到平衡时 $k=1$,当分层扩展与裂纹扩展不能达到完全平衡时 k 为变量,与裂纹长度、应力水平及金属层厚度有关,是层板本身的一个性能参数。研究发现, k 值与疲劳裂纹长度成正比,与应力水平成反比,是裂纹长度与应力水平的函数。参数 k 为测试数据拟合获得,其经验表达式为:

$$k = \frac{110(Aa+B)t_{\text{met}}}{S_{\max}} \quad (6)$$

式中: $S_{\max}$ 为层板施加的远程应力峰值; a 为裂纹扩展长度; t_{met} 为金属层厚度。参数 A 和 B 可通过疲劳裂纹扩展过程中测得的裂纹扩展速率逆推计算获得。这里,对于纤维增强铝锂合金层板, $A=0.0534$, $B=0.5$ 。

因此,当层板的分层扩展与裂纹扩展之间不能达到平衡而导致裂纹微小幅度加速扩展时,恒幅载荷下纤维增强铝锂合金层板疲劳裂纹扩展速率 da/dN 的表达式为:

$$\left(\frac{da}{dN} \right)_{\text{con}} = \frac{110(Aa+B)}{S_{\max}} [C_1 [(1 - R_c)^{m_1-1} \Delta K_{\text{eff}}]^{n_1}] \quad (7)$$

2.3 结合增量塑性理论的过载区裂纹扩展模型构建

针对单峰压缩过载下纤维增强铝锂合金层板疲劳裂纹扩展加速效应这一问题,本节将利用增量塑性损伤理论定量分析单峰压缩过载对层板裂纹扩展的加速扩展效应,以精准描述压缩过载影响区域内的裂纹扩展速率。

解决塑性区尺寸和加载状态间关系是增量塑性损伤理论的核心问题^[20]。然而,对于纤维金属层板,残余应力的存在使得在外载为0时层板组分金属仍处于拉伸状态。因此,基于增量塑性损伤理论,建立单峰压缩过载下纤维增强铝锂合金层板疲劳裂纹扩展预测模型,首先需确定层板组分金属有效循环应力比(考虑残余应力情况),然后给出金属层所受实际载荷与其塑性区尺寸关系,最后结合Paris理论实现疲劳扩展行为的预测。

1) 过载时金属层有效循环应力比

考虑层板金属层固化残余应力情况下,金属层的有效循环应力比 R_c ,其表达式见式(3)^[20]。在考虑残余应力情况下,进一步得到层板组分金属的有效远程最大压缩载荷为:

$$\sigma_{\text{max,com,Al}} = \frac{E_{\text{Al}}}{E_{\text{la}}} \sigma_{\text{max,com}} + \sigma_{\text{r,Al}} \quad (8)$$

式中: $\sigma_{\text{max,com}}$ 为加载的最大压缩载荷。由式(8)可知,对于纤维增强铝锂合金在单峰压缩过载载荷下,只有当 $\sigma_{\text{max,com,Al}} < -(E_{\text{la}}/E_{\text{Al}})\sigma_{\text{r,Al}}$ 时,层板组分

金属层才真正处于受压缩状态。

2) 实际载荷与塑性区尺寸相关性表征

对于纤维增强铝锂合金层板在压缩过载载荷下的疲劳裂纹扩展行为, 由于在一定基准应力水平及较大过载比下发生了过载加速效应, 采用过载迟滞模型将不能再准确预测层板的疲劳裂纹扩展行为, 故在上述改进等效裂纹长度唯象模型的基础上, 结合增量塑性损伤理论, 对压缩过载下层板疲劳裂纹扩展行为进行预测。为引入层板疲劳裂纹扩展压载荷效应, 本节采用增量塑性损伤理论与等效裂纹长度唯象方法相结合的方法, 过程如下:

在平面应力下小范围屈服时, 根据 Irwin 模型, 对于金属材料, 其裂纹尖端正向最大塑性区尺寸为^[21]:

$$\rho_{\max} = \frac{1}{\pi} \frac{K_{\max}^2}{\sigma_s^2} \quad (9)$$

式中: $K_{\max}$ 为最大载荷下应力强度因子; σ_s 为金属材料的屈服强度。金属材料裂纹尖端反向最大塑性区尺寸为^[21]:

$$\frac{da}{dN} = kC_1(1-R_c)^{m_1-1} \times \left[\frac{\sqrt{l_0}}{\sqrt{(a-s)+l_0/F_0^2}} (S_{\max} - \sigma_{\max, \text{com}}) \sqrt{\pi a} \right]^{n_1} \quad (12)$$

(2) 当 $S_{\max} > S_0$, 且 $\sigma_{\max, \text{com}} < S_0$, 即 $R_c < 0$ 时, 其最小有效应力强度因子等于 0。将式(1)和式

$$\frac{da}{dN} = \left(\frac{1}{4} \right)^\beta \left(\frac{1}{\sqrt{\pi} \sigma_{ys}} \right)^{2(\alpha+\beta+1)} \frac{B}{\alpha+1} \left(1 - \gamma \frac{\sigma_{\max, \text{com}, Al}}{\sigma_s} \right)^\beta K_{\max, \text{eff}}^{2(\alpha+\beta+1)} \quad (13)$$

此时, 层板的疲劳裂纹扩展速率模型仍适用, 将式(13)和式(7)进行对比分析有:

$$2(\alpha+\beta+1) = n_1 \quad (14)$$

$$\left(\frac{1}{4} \right)^\beta \left(\frac{1}{\sqrt{\pi} \sigma_{ys}} \right)^{2(\alpha+\beta+1)} \frac{B}{\alpha+1} = \frac{110(Aa+B)}{S_{\max}} C_1 \quad (15)$$

因此, 结合增量塑性理论, 纤维增强铝锂合金在单峰压缩过载疲劳裂纹扩展预测表达式为:

$$\frac{da}{dN} = \lambda_{\text{com}} k C_1 \times \left[\frac{\sqrt{l_0}}{\sqrt{(a-s)+l_0/F_0^2}} (S_{\max} - \sigma_0) \sqrt{\pi a} \right]^{n_1} \quad (16)$$

式中: λ_{com} 为单峰压缩过载下纤维增强铝锂合金层板的疲劳裂纹扩展中压缩载荷效应因子。

3 结果分析与讨论

3.1 裂纹扩展性能分析

分别将纤维增强铝锂合金层板在恒幅载荷、单

$$\rho_r = \frac{1}{4\pi} \left(1 - \gamma \frac{\sigma_{\max, \text{com}}}{\sigma_s} \right) \frac{K_{\max}^2}{\sigma_s^2} \quad (10)$$

式中: γ 为材料常数, 与 Bauschinger 效应有关, 对于弹塑性材料, γ 取值为 1.8。

对于单峰压缩过载载荷下, 层板裂纹扩展有两种情况: 1) 在 $S_{\max} < S_0$ 时, 疲劳裂纹不发生扩展; 2) 在 $S_{\max} > S_0$ 时, 疲劳裂纹发生扩展^[20], 其最大有效应力强度因子见式(1)所示。

此时, 正向最大塑性区尺寸可通过将式(1)代入式(9)获得其表达式为:

$$\rho_{\max} = \frac{a l_0}{(a-s)+l_0/F_0^2} \left(\frac{S_{\max} - S_0}{\sigma_s} \right)^2 \quad (11)$$

3) 基于 Paris 理论的裂纹扩展速率预测

裂纹扩展分为两种情况:

(1) 当 $S_{\max} \geq S_0$, 且 $\sigma_{\max, \text{com}} \geq S_0$, 即 $R < 0$, $R_c \geq 0$ 时, 最小有效应力强度因子大于 0。根据等效裂纹长度理论, 层板的疲劳裂纹扩展速率模型仍适用, 表达式与唯象模型相同, 可表示为式(12):

(8) 代入式(10), 可有反向最大塑性区尺寸, 进一步推导则有式(3):

峰压缩过载下, 不同基准应力水平 ($S_{\max}$ 为 70 MPa 和 110 MPa) 时对应的疲劳裂纹长度 a 和裂纹扩展速率 da/dN 绘制成 a - da/dN 曲线, 通过对比相同应力水平 (70、110 MPa) 不同过载比 (-0.6、-1.8) 的单峰压缩过载下的 a - da/dN 数据曲线, 分析单峰压缩过载及不同过载比 R_{ol} 对相同应力水平下恒幅疲劳裂纹扩展速率的影响。其中, Sample 1 和 Sample 2 属同一批次的两个试件。两组裂纹扩展数据虽然存在一定差异性, 但其裂纹扩展行为特征一致 (加速扩展现象)。数据差异性主要由金属微观组织的不均匀性、金属中杂质等初始缺陷以及层板制备时界面初始缺陷等因素导致。

对比层板在基准应力 70 MPa 下的 a - da/dN 曲线, 对恒幅载荷、单峰压缩过载及不同过载比的裂纹扩展速率进行分析, 如图 6 所示。层板在 70 MPa 恒幅加载下疲劳裂纹扩展速率随着裂纹长度的增加有微小幅度加速扩展的倾向。如图 6(a) 所示, 层板材料在裂纹扩展到长度为 15 mm 时, 当受单峰压缩过载比 $R_{ol} = -0.6$ 后, 疲劳裂纹扩展速率变化

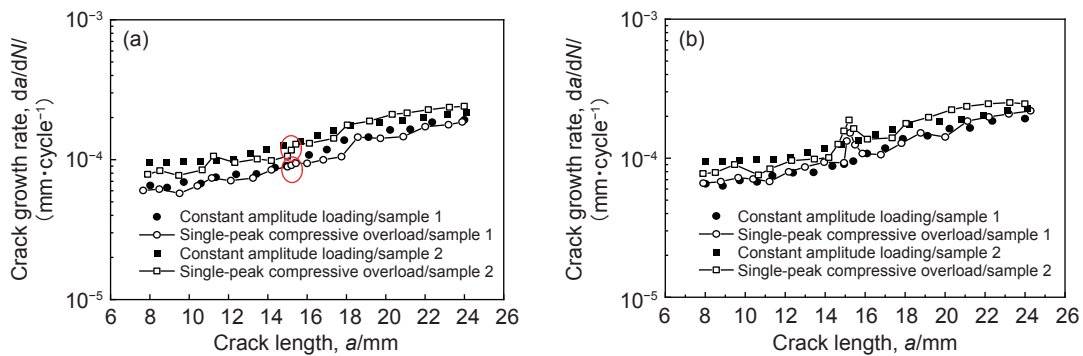


图6 纤维增强铝锂合金层板在 70 MPa 恒幅载荷及其不同单峰压缩过载比下疲劳裂纹扩展速率情况
(a)过载比 $R_{ol} = -0.6$; (b)过载比 $R_{ol} = -1.8$

Fig. 6 Fatigue crack growth rate behavior of fiber/Al-Li laminate under constant amplitude loading at 70 MPa and different single-peak compressive overload ratios (a)overload ratio $R_{ol} = -0.6$; (b)overload ratio $R_{ol} = -1.8$

不大,同未过载恒幅载荷下裂纹扩展速率相近。从断裂力学角度分析,层板受压缩过载载荷时,由于层板金属层残余拉应力的抵消作用,其压缩应力不足以使金属层产生塑性损伤,导致层板疲劳裂纹扩展速率未明显改变。如图 6(b)所示,纤维增强铝锂合金层板在裂纹扩展到长度为 15 mm 时,当受单峰压缩过载比 $R_{ol} = -1.8$ 后,表现出同金属材料相似的过载加速现象。在施加过载比 $R_{ol} = -1.8$ 的过载载荷后,裂纹扩展进入加速扩展阶段,其疲劳裂纹扩展速率迅速增加(过载后裂纹长度 15.25 mm 时,扩展速率为 1.52×10^{-4} ;未过载下裂纹长度 15.41 mm 时,扩展速率为 9.507×10^{-5})。当裂纹扩展至一定长度后,其裂纹扩展速率恢复为恒幅载荷下裂纹相应长度所对应的扩展速率(过载后裂纹长度 16.79 mm 时,扩展速率为 1.06×10^{-4} ;未过载下裂纹长度 17 mm 时,扩展速率为 1.18×10^{-4})。从断裂力学角度分析,层板受压缩过载载荷时,金属层中所受压缩应力使金属层产生塑性损伤,加速疲劳裂纹扩展。

同理,图 7 为层板在基准应力 110 MPa 下的 a - da/dN 曲线。分析发现,纤维增强铝锂合金层板在 $S_{max} = 110$ MPa 恒幅加载下疲劳裂纹扩展速率随着裂纹长度的增加有微小幅度加速扩展的倾向。如图 7(a)所示,层板材料在裂纹扩展到长度为 15 mm 时,当受单峰压缩过载 $R_{ol} = -0.6$ 后,疲劳裂纹扩展速率变化不大,同未过载恒幅载荷下裂纹扩展速率相近。其产生原因与图 6(a)同理。如图 7(b)所示,纤维增强铝锂合金层板在裂纹扩展到长度为 15 mm 时,当受单峰压缩过载比 $R_{ol} = -1.8$ 后,表现出同金属材料相似的过载加速现象。在施加过载比 $R_{ol} = -1.8$ 的过载载荷后,裂纹扩展进入加速扩展阶段,其疲劳裂纹扩展速率迅速增加(过载后裂纹长度 15.45 mm 时,扩展速率为 5.96×10^{-4} ;未过载下裂纹长度 15.41 mm 时,扩展速率为 4.807×10^{-4})。当裂纹扩展至一定长度后,其裂纹扩展速率恢复为恒幅载荷下裂纹相应长度所对应的扩展速率(过载后裂纹长度 16.95 mm 时,扩展速率为 5.28×10^{-4} ;未过载下裂纹长度 16.6 mm 时,扩展

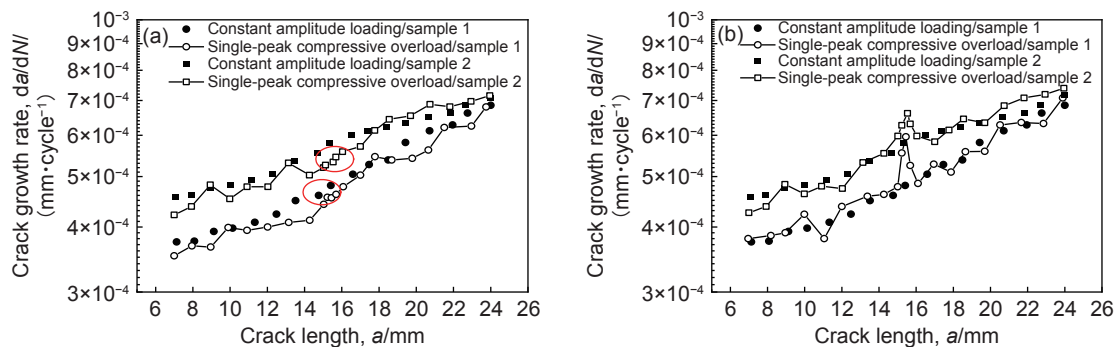


图7 纤维增强铝锂合金层板在 110 MPa 恒幅载荷及其不同单峰压缩过载比下疲劳裂纹扩展速率情况
(a)过载比 $R_{ol} = -0.6$; (b)过载比 $R_{ol} = -1.8$

Fig. 7 Fatigue crack growth rate behavior of fiber/Al-Li laminate under constant amplitude loading at 110 MPa and different single-peak compressive overload ratios (a)overload ratio $R_{ol} = -0.6$; (b)overload ratio $R_{ol} = -1.8$

速率为 5.05×10^{-4})。产生这一现象的原因是由于层板受压缩过载载荷时,金属层中所受压缩应力使金属层产生更大的塑性损伤,进而促使裂纹进一步加速扩展。通过分析两种应力 70 MPa 和 110 MPa 时过载比 -0.6 和 -1.8 下的裂纹扩展行为特征,过载比 -0.6 时裂纹扩展行为未见明显波动,过载比 -1.8 时裂纹扩展行为存在较大波动即加速扩展。这一现象可说明存在“某一值”,但过载比大于该值时发生过载加速现象,当过载比小于该值时裂纹扩展行为不明显。

3.2 模型验证与预测

为了验证所提模型的准确性,分别在基准应力 $S_{\max}$ 为 70 MPa 和 110 MPa,过载比 $R_{ol} = -1.8$ 的变幅载荷下,对纤维增强铝锂合金层板的裂纹扩展速率进行预测。由于层板裂纹扩展速率预测模型主要见于恒幅载荷,其单峰压缩载荷下的层板裂纹扩展速率模型并未见报道,故本工作通过对比层板测试数据来验证所提模型预测准确性。

纤维增强铝锂合金层板在基准应力 $S_{\max}$ 为

70 MPa 和 110 MPa 下单峰压缩过载比 $R_{ol} = -0.6$ 及过载比 $R_{ol} = -1.8$ 时 a - da/dN 曲线与预测曲线如图 8 和图 9 所示。从图中可以看出,分别在较低基准应力下 ($S_{\max} = 70$ MPa) 和较高基准应力 ($S_{\max} = 110$ MPa) 下,单峰压缩过载比 $R_{ol} = -0.6$ 及过载比 $R_{ol} = -1.8$ 时的 a - da/dN 曲线与预测曲线吻合较好。过载比 $R_{ol} = -0.6$ 下的 a - da/dN 曲线,未发生过载加速效应,其预测曲线与实测曲线趋势较吻合,且随着裂纹长度的扩展,其预测精度逐渐提高。过载比 $R_{ol} = -1.8$ 下 a - da/dN 曲线,发生了过载加速效应;在受过载阶段之前,与实测曲线存在相对较大差异;在疲劳裂纹过载加速周期内,与实测曲线过载趋势均吻合较好;在过载加速效应之后阶段,与实测曲线相对差异均较小。

其模型预测结果与实测数据差异性原因如下:在较低基准应力下 ($S_{\max} = 70$ MPa),两种过载比 $R_{ol} = -0.6$ 和 $R_{ol} = -1.8$ 下裂纹扩展速率曲线的恒幅载荷扩展阶段,由于所改进的恒幅载荷裂纹扩展模型是基于等效裂纹长度模型并引入厚度尺寸影响,其模

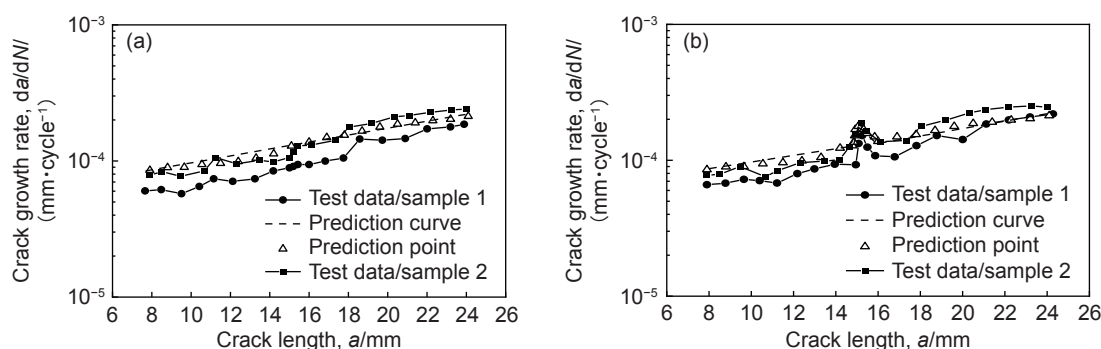


图 8 纤维增强铝锂合金层板在基准应力 70 MPa 的不同单峰压缩过载比下疲劳裂纹扩展预测
(a)过载比 $R_{ol} = -0.6$; (b)过载比 $R_{ol} = -1.8$

Fig. 8 Prediction of fatigue crack growth in fiber/Al-Li laminate under different single-peak compressive overload ratios at a baseline stress of 70 MPa (a) overload ratio $R_{ol} = -0.6$; (b) overload ratio $R_{ol} = -1.8$

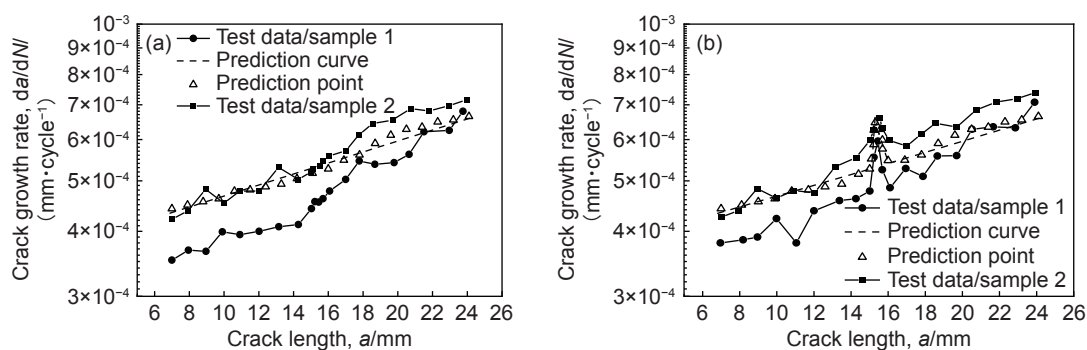


图 9 纤维增强铝锂合金层板在基准应力 110 MPa 的不同单峰压缩过载比下疲劳裂纹扩展预测
(a)过载比 $R_{ol} = -0.6$; (b)过载比 $R_{ol} = -1.8$

Fig. 9 Prediction of fatigue crack growth in fiber/Al-Li laminate under different single-peak compressive overload ratios at a baseline stress of 110 MPa (a) overload ratio $R_{ol} = -0.6$; (b) overload ratio $R_{ol} = -1.8$

型准确性主要取决于集中区数据及数据分散性;在裂纹扩展前期(未施加过载应力),裂纹扩展数据平均标准差为 1.12,在恒幅载荷扩展前期阶段的预测结果与 4 组实测数据最小误差率为 9.5%,平均误差率为 16.6%,在裂纹扩展后期(施加过载应力稳定扩展阶段),数据平均标准差为 0.32,在恒幅载荷扩展后期阶段的模型预测结果与 4 组实测数据最小误差率为 8.0%,平均误差率为 13.4%。在两种过载比 $R_{ol}=-0.6$ 和 $R_{ol}=-1.8$ 下裂纹扩展速率曲线的过载阶段,当过载比 $R_{ol}=-0.6$ 时,压缩载荷受到层板残余应力影响发生抵消作用,导致模型在过载阶段的预测结果未体现出加速现象,与实测数据过载趋势一致;当过载比 $R_{ol}=-1.8$ 时,所采用的增量塑性损伤理论,从断裂力学角度定量描述了压缩载荷导致的塑性区尺寸变化,以及准确定义裂纹扩展增量与塑性尺寸增量关系,以致在过载阶段模型预测结果合理描述裂纹加速扩展现象,与 2 组实测数据的最小误差率为 10.0%,平均误差率为 13.5%。总体来讲,本工作所提出的压缩过载下疲劳裂纹扩展预测模型对于较低基准应力(如 70 MPa)下不同过载比的裂纹扩展,随着裂纹扩展长度增加其模型预测具有相对较高的准确度。

在较高基准应力下($S_{max}=110$ MPa),两图中裂纹扩展速率曲线的恒幅载荷扩展阶段,同样由于恒幅载荷裂纹扩展模型准确性主要取决于集中区数据及数据分散性。因此,在裂纹扩展前期(未施加过载应力),裂纹扩展数据平均标准差为 0.46,恒幅载荷扩展前期阶段的预测结果与 4 组实测数据最小误差率为 3.2%,平均误差率 10.5%,裂纹扩展后期(施加过载应力稳定扩展阶段),数据平均标准差为 0.47,恒幅载荷扩展后期阶段的模型预测结果与 4 组实测数据最小误差率为 2.9%,平均误差率为 7.7%。在两图中裂纹扩展速率曲线的过载阶段,当过载比 $R_{ol}=-0.6$ 时,虽然远程应力水平增加导致压缩载荷有所增大,但所受的压缩载荷同样受到层板残余应力的抵消作用,以致未体现出加速现象;当过载比 $R_{ol}=-1.8$ 时,压缩载荷增大以致层板残余应力未能抵消压缩载荷对裂纹尖端塑性区域影响,而增量塑性损伤理论在过载阶段模型合理地描述了裂纹加速扩展现象,与 2 组实测数据的最小误差率为 7.1%,平均误差率为 11.8%。总体而言,本压缩过载下疲劳裂纹扩展预测模型对于较高基准应力(如 110 MPa)下不同过载比的裂纹扩展,随着裂纹扩展长度增加其预测也具有相对较高的准确度,预测结果对本工作提出的模型进行了有效验证。

4 结论

(1)针对单峰压缩过载下纤维金属层板恒幅疲劳裂纹扩展行为进行研究。通过对比相同应力水平不同过载比、相同过载比不同应力水平的单峰压缩过载下的数据,分析发现层板受到单峰压缩过载载荷后出现加速扩展效应,当裂纹扩展出加速区域后裂纹扩展速率均可恢复为恒幅载荷下裂纹扩展速率;随着基准应力水平(70 MPa 和 110 MPa)和压缩过载比(-0.6 和 -1.8)的增加,在一定情况下疲劳裂纹扩展加速效应趋势将更加明显。

(2)针对单峰压缩过载下纤维增强铝锂合金层板疲劳裂纹扩展发生过载加载效应这一现象,引入厚度效应因子改进等效裂纹长度唯象模型,并结合增量塑性损伤理论来表征压缩过载对恒幅疲劳裂纹扩展速率影响机理,建立纤维金属层板单峰压缩过载下疲劳裂纹扩展预测模型。与实测数据对比分析可知,预测模型与实测数据吻合较好,验证了模型的有效性和准确性。

参考文献:

- [1] BAKHBERGEN U, ABBASSI F, KALIMULDINA G, et al. Recent approaches of interfaces strengthening in fibre metal laminates: processes, measurements, properties and numerical analysis[J]. *Composites Part B*, 2024; 111744.
- [2] 汪伟, 赵宗, 江峰峰, 等. 纤维金属层板的开发和应用现状[J]. *民用飞机设计与研究*, 2022(1): 118-126.
WANG W, ZHAO Z, JIANG F F, et al. Development and application of fiber metal laminates[J]. *Civil Aircraft Design and Research*, 2022(1): 118-126.
- [3] 龚晨星. 钛合金/碳纤维混杂结构层板的制备及力学性能研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2024.
GONG C X. Preparation and mechanical properties of Titanium alloy/carbon fiber hybrid structural laminates [D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2024.
- [4] WIEDEMANN J, MRZLJAK S, KOORD J, et al. Modified cure cycles for increased fatigue performance of fiber metal laminates[J]. *Composite Structures*, 2025, 351: 118631.
- [5] LIU Z, SIMONETTO E, GHIOTTI A, et al. Experimental and numerical investigation of the effect of metal surface treatments on the delamination behaviour of magnesium alloy-based fibre metal laminates[J]. *CIRP Journal of Manufacturing Science and Technology*, 2022, 38: 442-456.
- [6] MRZLJAK S, TRAUTMANN M, WAGNER G, et al. Very high cycle fatigue assessment of thermoplastic-

- based hybrid fiber metal laminate by using a high-frequency resonant testing system[J]. *International Journal of Fatigue*, 2024, 186: 108361.
- [7] KADHIM M M, ALSHAMMA F A. Investigation of analytical model of crack propagation under multi axial fatigue in fiber metal laminate[J]. *Composites Part C*, 2022, 9: 100305.
- [8] CHENG Z Q, TAN W, XIONG J J, et al. Modelling fatigue behaviours and lifetimes of novel GLARE laminates under random loading spectrum[J]. *Composite Structures*, 2023, 311: 116799.
- [9] ETRI H E, KORKMAZ M E, GUPTA M K, et al. A state-of-the-art review on mechanical characteristics of different fiber metal laminates for aerospace and structural applications[J]. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, 2022, 123(9): 2965-2991.
- [10] KONG F X, ZHANG X, CHEN H, et al. Improving interfacial strength and corrosion resistance of fiber metal laminates by phosphating magnesium substrates[J]. *Journal of Materials Engineering and Performance*, 2023, 32(15): 7050-7062.
- [11] ZUO P, SRINIVASAN D V, VASSILOPOULOS A P. Review of hybrid composites fatigue[J]. *Composite Structures*, 2021, 274: 114358.
- [12] MENG W Y, LI Y P, ZHANG X C, et al. Analysis and prediction on total fatigue life problems of fiber reinforced metal laminates under two-stage loading[J]. *Composite Structures*, 2020, 237: 111960.
- [13] KHAN S U, ALDERLIESTEN R C, BENEDICTUS R. Linear damage accumulation for predicting fatigue in fiber metal laminates[J]. *Journal of Aircraft*, 2015, 46(5): 1706-1713.
- [14] HUANG Y, LIU J Z, HUANG X, et al. Fatigue crack growth and delamination behaviors of advanced Al-Li alloy laminate under single tensile overload[J]. *Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures*, 2016, 39(1): 47-56.
- [15] MENG W Y, WANG J Y, ZHANG X C, et al. Study and prediction of overload/underload effect on fatigue performance of novel fiber metallaminates under two-stage loading[J]. *Journal of Materials Engineering and Performance*, 2025.
- [16] 孟维迎. 纤维金属层板的疲劳性能与寿命预测[M]. 北京: 科学出版社, 2024.
- [17] 中华人民共和国国家质量监督检验检疫总局, 中国国家标准化管理委员会. 金属材料 疲劳试验 疲劳裂纹扩展方法: GB/T6398—2017[S]. 北京: 中华人民共和国国家质量监督检验检疫总局, 中国国家标准化管理委员会, 2017.
- [18] 郭亚军, 吴学仁. 纤维金属层板疲劳裂纹扩展速率与寿命预测的唯象模型[J]. *航空学报*, 1998, 19(3): 275-282.
- GUO Y J, WU X R. Phenomenological model for predicting fatigue crack growth in fiber reinforced metal laminates[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 1998, 19(3): 275-282.
- [19] GUO Y J, WU X R. A phenomenological model for predicting crack growth in fiber-reinforced metal laminates under constant-amplitude loading[J]. *Composites Science & Technology*, 1999, 59(12): 1825-1831.
- [20] 张嘉振, 白士刚, 周振功. 拉-压加载下纤维增强铝合金层板疲劳裂纹扩展的压载荷效应与预测模型[J]. *复合材料学报*, 2012, 29(4): 163-169.
- ZHANG J Z, BAI S G, ZHOU Z G. Compressive load effects and prediction model for fatigue crack growth in fiber-reinforced aluminum alloy laminates under tension-compression loading[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2012, 29(4): 163-169.
- [21] IRWIN G R. Plastic zone near a crack tip and fracture toughness [C]// *Proceedings of the Seventh Sagamore Ordnance Material Conference: Mechanical and Metallurgical Behavior of Sheet Materials*. [S.l.]: [s.n.], 1960: 63-78.

收稿日期: 2025-05-08; 录用日期: 2025-06-09

基金项目: 国家自然科学基金项目(52205163); 辽宁省教育厅高校基本科研项目-重点项目(LJ212510153052); 沈阳航空航天大学航空制造工艺数字化国防重点学科实验室开放基金资助项目(SHSYS202408)

通讯作者: 孟维迎(1987—), 男, 博士, 副教授, 研究方向为航空结构材料疲劳强度, 联系地址: 辽宁省沈阳市浑南区浑南中路25号(110168), E-mail: mengweiyiing025@163.com

(本文责编: 张 琴)