

引用格式: 曾雨扬, 赵晓辰, 童第华, 等. 液压壳体损伤容限分析及疲劳寿命预测[J]. 航空材料学报, 2025, 45(4): 144-154.
ZENG Yuyang, ZHAO Xiaochen, TONG Dihua, et al. Damage tolerance analysis and fatigue life prediction of hydraulic shell[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2025, 45(4): 144-154.

液压壳体损伤容限分析及疲劳寿命预测

曾雨扬, 赵晓辰, 童第华, 何玉怀*

(中国航发北京航空材料研究院 航空材料检测与评价北京市重点实验室, 北京 100095)

摘要: 针对舵机壳体在长时间工作状态下会衍生出疲劳裂纹、影响壳体结构强度与使用寿命的问题, 对舵机壳体应用基于小裂纹理论的疲劳全寿命预测方法, 为其损伤容限设计和寿命预测探索新的途径。采用 7050 铝合金单边缺口拉伸试样开展室温下 L-T 向(裂纹扩展方向为纵向 L, 加载方向为横向 T)和 T-L 向(裂纹扩展方向为横向 T, 加载方向为纵向 L)的长、小裂纹扩展研究, 将小裂纹和长裂纹的扩展数据拟合, 获得裂纹扩展的 $da/dN-\Delta K$ 数据, 并利用扫描电子显微镜(SEM)对试样断口表面进行微观分析, 对材料初始缺陷进行定量分析。根据实际测试获得的初始裂纹尺寸和裂纹扩展的数据, 基于断裂力学的三维裂纹扩展理论解析法和 ABAQUS-Franc3D 软件的有限元仿真法, 对舵机壳体的疲劳寿命进行预测, 利用实际疲劳寿命对预测结果进行验证, 实际的疲劳裂纹扩展寿命为 26 万次, 而预测结果为 21 万次, 预测寿命小于实测结果, 符合舵机壳体安全裕度。

关键词: 7050 铝合金; 疲劳小裂纹; 疲劳寿命预测; 有限元; 损伤容限分析

doi: 10.11868/j.issn.1005-5053.2024.000198

中图分类号: V216.3

文献标识码: A

文章编号: 1005-5053(2025)04-0144-11

Damage tolerance analysis and fatigue life prediction of hydraulic shell

ZENG Yuyang, ZHAO Xiaochen, TONG Dihua, HE Yuhuai*

(Beijing Key Laboratory of Aeronautical Materials Testing and Evaluation, AECC Beijing Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095, China)

Abstract: Under prolonged operational conditions, the servo motor housing is prone to developing numerous fatigue cracks, which compromise its structural integrity and service lifespan. To address this issue, we apply a fatigue life prediction method rooted in small crack theory to the servo motor housing, while also exploring innovative approaches for damage tolerance design and life prediction. This study conducts extensive tests on the propagation of both long and small cracks in the L-T and T-L directions at room temperature, utilizing 7050 aluminum alloy single-sided notch tensile specimens. Based on the propagation data of small and long cracks, the $da/dN-\Delta K$ data of crack propagation are obtained by fitting. Scanning electron microscopy (SEM) is used to conduct microscopic analysis of the specimen's fracture surface and to quantitatively assess the material's initial defects. Based on the initial crack size and crack propagation data, the three-dimensional crack propagation theory analysis method based on fracture mechanics and the finite element simulation method of ABAQUS-Franc3D software are used to predict the fatigue life of the servo housing. The predicted results are evaluated using the actual fatigue life, and the predicted and experimental results are in good agreement.

Key words: 7050 aluminum alloy; small fatigue cracks; fatigue life prediction; finite elements; damage tolerance analysis

舵机壳体是舵机的重要组成部分, 主要用于保护及隔离内部电路与零部件, 使其不受外界的干扰和损坏。如副翼舵机, 其位于机翼内部, 壳体主要用于隔绝航油。舵机壳体材料主要为 7050 铝合

金。7050 铝合金还应用在飞机其他主承力结构上, 如飞机的舱壁, 机身框架, 桁条等^[1]。然而在实际工程应用中, 铝合金材料需要进行表面阳极化处理, 在表面形成致密的保护层, 以防止其表面发生

点蚀、晶间腐蚀和氧化等导致结构损坏或强度下降^[2]。郑战光等^[3]通过对 6061 铝合金进行模型研究,发现高应力水平下阳极氧化膜会降低铝合金基体的抗裂纹萌生能力。铝合金裂纹一般起始于自由表面或其附近处,阳极氧化膜原位生长在铝合金上,当加载应力超过一定范围时,氧化膜上的裂纹向基体开裂,导致结构疲劳性能降低^[4]。同时,铝合金构件在进行铬酸阳极化后存在晶间腐蚀微缺陷,可能在服役中成为初始裂纹源,在使用过程中发生疲劳裂纹扩展。

20 世纪以来,人们发现一些初始极其微小的裂纹在使用中扩展导致零件的失效。在工程领域,所有材料及构建的工程结构均不可避免地存在某种程度的缺陷。这些缺陷若持续扩展,将不可避免地削弱结构的承载能力,严重时甚至会导致结构失效,进而对结构的安全性构成重大威胁^[5]。铝合金内部可能存在缺陷(如孔洞和夹杂),表面进行阳极化处理可能造成损伤,所以舵机壳体实际上是一个含裂纹体。舵机壳体的套筒安装孔内装有活塞,活塞进行往复运动,使得壳体在舵机工作时长受到脉冲油压作用,会出现裂纹扩展的情况。舵机壳体长期工作下会导致壳体失效,出现漏油情况^[6]。因此,掌握铝合金的裂纹扩展行为和评价铝合金在裂纹存在条件下的疲劳寿命,对铝合金的工程应用起着重要作用。

20 世纪 70 年代, Pearson^[7]进行了铝合金的长、小裂纹扩展行为研究,发现在较小的相同应力强度因子幅值 ΔK 条件下,表面小裂纹扩展速率快于长裂纹扩展速率,并且即便应力强度因子幅值低于长裂纹的疲劳裂纹扩展门槛值,小裂纹依然能够发生扩展,这被称为“小裂纹效应”。在 TB6 钛合金^[8]、FGH96^[9]、FGH4096^[10]等多种合金中均存在小裂纹效应。在相同的名义驱动力作用下,长裂纹的扩展速率相较于小裂纹显著较慢,且应力强度因子门槛值较高,如果把长裂纹扩展数据应用在小裂纹扩展阶段,可能会高估材料性能,使得结构件在使用中安全性变低。

20 世纪末,北京航空材料研究院联合美国国家航空航天局兰利研究中心^[11-13],依据断裂力学原理,并融合了 ΔK 与裂纹闭合的概念,共同研发出一种专门用于小裂纹扩展分析的全寿命预测技术。之后对疲劳小裂纹扩展模型进行了修正^[14-15],改进疲劳寿命预测方法。赵高乐等^[16]围绕燃气涡轮发动机关键部件材料的疲劳小裂纹扩展问题,概述了当前疲劳小裂纹的扩展模式及其对疲劳寿命的影

响规律,并且总结了当前疲劳小裂纹扩展模型及疲劳寿命预测方法。李天翔等^[17]为提升含小裂纹结构疲劳寿命预测的精确度,运用人工智能及相关技术,采用深度神经网络和高斯过程回归对腐蚀状态下的高强钢丝小裂纹疲劳寿命进行预测。

为满足结构的损伤容限性能,一般可以容许初始缺陷或疲劳裂纹存在于结构的使用过程中,但必须确保其扩展速率较慢,从而使含裂纹结构能够在剩余寿命和剩余强度充足的情况下继续运行,下次检修时被发现并修缮更换^[18],从而确保结构的安全性。因此,研究小裂纹的起始和扩展行为对于预防重大安全事故非常重要,探究疲劳小裂纹扩展规律在疲劳寿命预测以及损伤容限设计领域具有至关重要的意义。

许冀威等^[19]简述了典型通航飞机的结构损伤容限评估流程和方法,在对飞机结构进行损伤容限分析的过程中,需要重点关注含裂纹结构的裂纹扩展分析与剩余强度分析。相关飞机结构件损伤容限分析方法已相当成熟,并不断被改进,如丁水汀等^[20]以表面孔为例,系统总结了加工制造阶段引入的表面缺陷的损伤容限评估方法。基于该疲劳全寿命预测方法,张健^[21]利用 NASGRO 软件计算开口盖与蒙皮连接处的应力强度因子曲线与裂纹扩展曲线,并进行损伤容限分析;张志楠等^[22]采用基于连续体壳单元的扩展有限元模型,计算大型飞机整体壁板结构的应力强度因子曲线并开展损伤断裂分析;秦剑波等^[23]针对机身壁板运用 ZENCRACK 软件进行了数值仿真分析,同时进行疲劳裂纹扩展验证,获取其应力强度因子曲线以预测机身壁板的剩余强度值。

目前针对典型飞机结构的损伤容限分析手段较成熟,且已经通过实验和分析途径获得了较多结构的应力强度因子曲线,但这些曲线在实际运用时往往仅针对某种特定的飞机结构且伴随着严格的载荷工况等附带限制条件,极大地制约了它们的应用范围,使其不具备普适性^[24]。随着航空工业的不断进步,飞机结构设计中涌现出众多新的构型。因此,如何准确地获取这些新型构型的应力强度因子曲线,并深入探究其裂纹扩展规律,已成为当前亟待解决的重要课题。

现有民机舵机壳体采用的生产工艺无法避免产生加工微缺陷,使用过程中发现微缺陷的存在会导致壳体发生漏油等损伤情况。为保障壳体结构安全,避免壳体失效导致的安全事故,并指导加工工艺改进,本工作以 7050 铝合金材料为研究对象,

进行室温恒幅载荷作用下不同取样方向的长、小裂纹扩展试验。运用 ABAQUS-Franc3D 软件对 7050 铝合金舵机壳体的疲劳全寿命进行联合分析, 结合测试结果验证该预测模型的可靠性, 并给出初始加工缺陷容限尺寸。

1 实验及数据分析

1.1 实验方法与参数

针对 7050-T7452 铝合金锻件开展疲劳载荷长裂纹和小裂纹扩展及门槛值、平面应变断裂韧度 K_{IC} 测试。长裂纹及小裂纹测试均采用恒幅载荷, 应力比为 0.06, 试件取样方向包括 L-T 向与 T-L 向; 平面应变断裂韧度 K_{IC} 在 L-T 向与 T-L 向开展测试。所用仪器为 MTS 液压伺服疲劳试验机, 测试环境为室温和实验室空气条件。

在进行疲劳长裂纹测试时, 选用了符合 GB/T 6398—2017《金属材料疲劳试验疲劳裂纹扩展方法》标准的中心裂纹拉伸 M(T) 试样。长裂纹扩展速率及门槛值计算依据 ASTM E647《疲劳裂纹扩展速率测量的标准试验方法》进行。长裂纹扩展测试需要先预制疲劳裂纹, 预制疲劳裂纹时采用频率为 10 Hz。当预制裂纹结束后, 采用降载法, 在近门槛值区域进行多次测量, 计算出疲劳裂纹扩展的门槛值。

M(T) 试样裂纹尖端应力强度因子范围 ΔK 的计算方法为:

$$\Delta K = \frac{\Delta S}{B} \sqrt{\frac{\pi a}{2W} \sec \frac{\pi a}{2}} \quad (1)$$

$$a = 2a/W \quad (2)$$

$$\Delta S = S_{\max} - S_{\min} \quad (3)$$

$$a = (a_i + a_{i+1})/2 \quad (4)$$

式中: W 为试样宽度; B 为试样厚度; a 为裂纹长度; P 为加载力。

小裂纹扩展速率及门槛值计算所用试样尺寸及测试参数参照 HB 7705—2001《金属材料疲劳小裂纹扩展速率试验方法》标准。选用单边缺口拉伸 (single edge-notch tension, SENT) 试样, 采用复型法^[25-26]对裂纹尺寸进行观测, 经历一定循环载荷后暂停加载, 施加最大应力 80% 的拉伸载荷, 对试样缺口表面进行覆膜处理, 复型后测量裂纹尺寸, 循环间隔应保证有效的裂纹尺寸数据为 25~30 个。裂纹尺寸达到试样厚度的 80% 时施加准静

态载荷至试样断裂以确定裂纹形状。测试过程初期, 试样缺口根部可能萌生多条裂纹, 分析裂纹扩展行为时仅关注尺寸最大且发展成为最终导致试样断裂的主导裂纹^[27]。

小裂纹 SENT 试样应力强度因子范围 ΔK 计算方法为:

$$\begin{cases} \Delta K = \frac{\Delta \sigma \sqrt{\pi a}}{E(k)} F_1 \left(\frac{a}{c}, \frac{a}{t}, \frac{c}{r}, \frac{c}{w}, \frac{r}{t}, \frac{r}{w}, \varphi \right) \\ F_1 = \left[M_1 + M_2 \left(\frac{a}{t} \right)^2 + M_3 \left(\frac{a}{t} \right)^4 \right] g_1 g_2 g_3 g_4 g_5 f_\varphi f_w \end{cases} \quad (5)$$

式中: $\Delta \sigma = \sigma_{\max} - \sigma_{\min}$; $E(k)$ 为形状因子; t 、 r 、 w 、 φ 为试件各部位尺寸, 具体如图 1 所示; $M_1 \sim M_3$ 、 $g_1 \sim g_5$ 、 f_φ 和 f_w 的具体取值与计算方法见参考文献 [12]。

采用割线法计算裂纹扩展速率:

$$\frac{da}{dN} = \frac{\Delta a}{\Delta N} = \frac{a_{i+1} - a_i}{N_{i+1} - N_i} \quad (6)$$

式中: a_i 为在循环次数 N_i 时的裂纹长度; ΔN 为循环间隔。此时, 得到的裂纹扩展速率对应的裂纹长度为 a_i 与 a_{i+1} 的均值。

根据 GB/T 6398—2017, 疲劳长裂纹扩展门槛值 ΔK_{th} 的定义为, 裂纹扩展速率 $da/dN \approx 1 \times 10^{-7}$ mm/cycle 时, 对应的应力强度因子范围。

选择裂纹扩展速率 8×10^{-8} mm/cycle $\leq da/dN \leq 1 \times 10^{-6}$ mm/cycle 范围的 da/dN - ΔK 结果, 用线性回归模型拟合 da/dN 与 ΔK 的方程。

$$\frac{da}{dN} = C_1 (\Delta K)^{n_1} \quad (7)$$

式中: n_1 、 C_1 为拟合确定的曲线参数。

由拟合曲线方程计算 $da/dN = 1 \times 10^{-7}$ mm/cycle 时对应的 ΔK , 即为疲劳裂纹扩展门槛值 ΔK_{th} 。

1.2 结果

1.2.1 疲劳载荷长、小裂纹扩展测试

将长裂纹及小裂纹扩展测试的 da/dN - ΔK 数据绘制到同一张双对数坐标图中, 详见图 2。对长裂纹不同取样方向下的扩展速率曲线所在的直线段进行拟合曲线:

$$\text{L-T 向: } da/dN = 3.63 \times 10^{-8} \times (\Delta K)^{3.47} \quad (8)$$

$$\text{T-L 向: } da/dN = 9.645 \times 10^{-9} \times (\Delta K)^{3.982} \quad (9)$$

由图 2 拟合结果可见, 不同取样方向上裂纹扩展速率曲线存在差异。为了保证结构安全性, 选择裂纹扩展速率更大的结果用于疲劳寿命计算。

而对于小裂纹扩展速率情况, 如图 2 所示, 在 ΔK 较小的区域, 小裂纹扩展 da/dN - ΔK 结果分散性

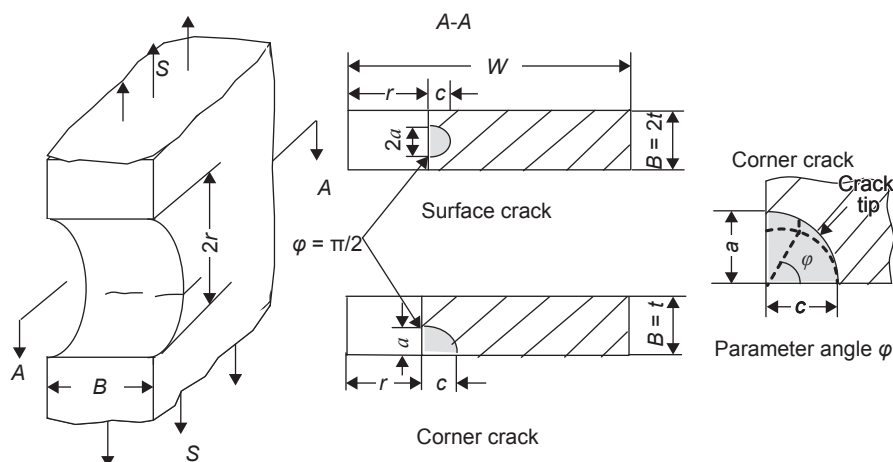


图1 试验件局部尺寸及相关参量定义

Fig. 1 Definition of local dimensions and related parameters of the test piece

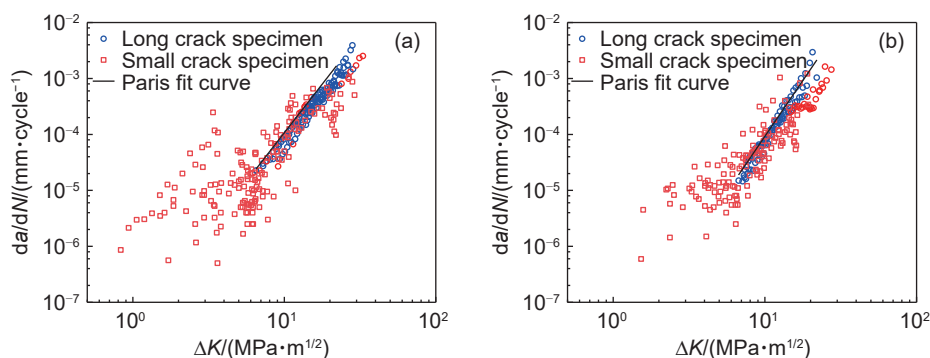


图2 长、小裂纹扩展速率对比 (a)L-T向; (b)T-L向

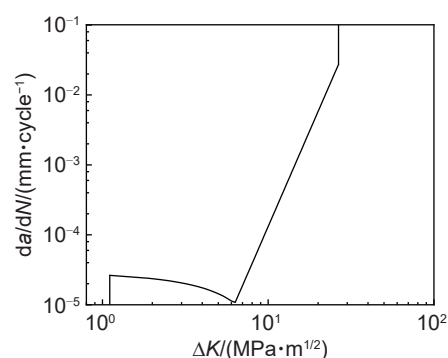
Fig. 2 Comparison of crack propagation rates between long and short cracks at room temperature (a) L-T direction; (b) T-L direction

较大,难以进行高拟合优度的方程拟合,且与长裂纹扩展速率实测结果在较大 ΔK 范围内有重合,在用有限元法进行损伤容限分析时难以对小裂纹和长裂纹速率进行准确区分。因此对 ΔK 较小时的小裂纹区域,及小裂纹与长裂纹重合区域,选取长裂纹、小裂纹的裂纹扩展数据中较高部分,并对间隔部分速率进行插值处理,以定义基线数据,得到的结果如图3所示。

按1.1节描述的方法对小裂纹及长裂纹门槛值进行计算,小裂纹门槛值附近区域速率扩展曲线如图4所示,长裂纹门槛值附近区域速率扩展曲线如图5所示。

按照拟合曲线计算得到的小裂纹和长裂纹门槛值结果如表1所示。

结果表明,由于“小裂纹效应”的存在,小裂纹门槛值明显小于长裂纹门槛值,而T-L向小裂纹门槛值低于L-T向结果,后续将采用T-L向小裂纹门槛值计算初始裂纹容限尺寸。

图3 长、小裂纹的 $da/dN-\Delta K$ Fig. 3 $da/dN-\Delta K$ of long and small cracks

1.2.2 平面应变断裂韧度 K_{IC}

平面应变断裂韧度数据见表2。

7050 锻件的平面应变断裂韧度 K_{IC} 测试中,得到的最小 K_{IC} 值为 $24.7 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$,在壳体发生疲劳裂纹扩展时,当裂纹尖端的应力强度因子超过该值,壳体可能发生瞬断。

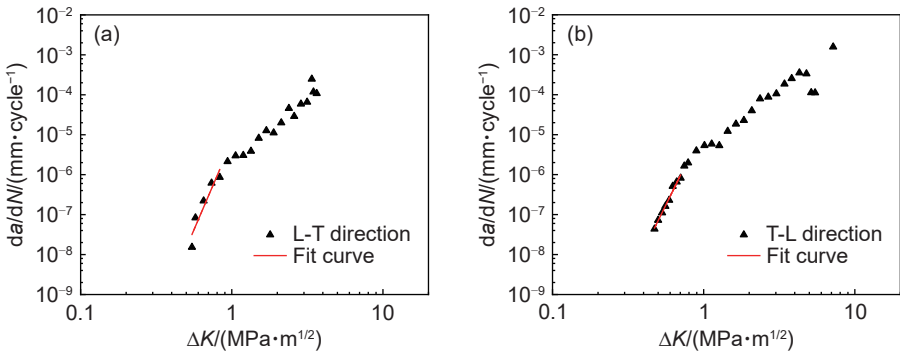


图 4 小裂纹扩展门槛值曲线 (a) L-T 向; (b) T-L 向

Fig. 4 Threshold curve of small crack propagation (a) L-T direction; (b) T-L direction

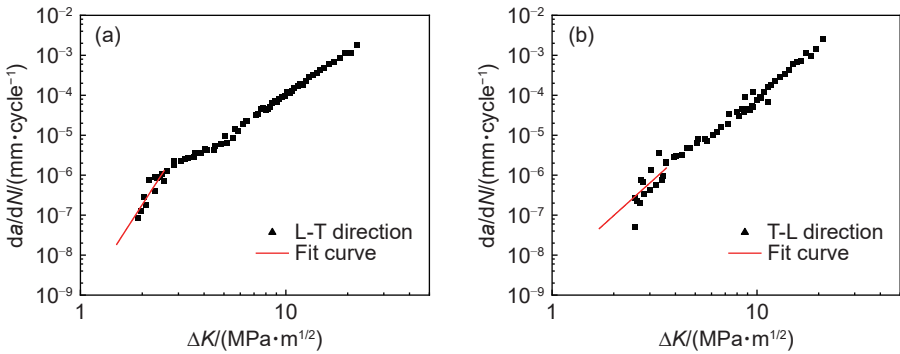


图 5 长裂纹扩展门槛值曲线 (a) L-T 向; (b) T-L 向

Fig. 5 Threshold curve of long crack propagation (a) L-T direction; (b) T-L direction

表 1 长、小裂纹的门槛值

Table 1 Threshold for long and small cracks

Direction	Small crack threshold/(MPa · m ^{1/2})	Long crack threshold/(MPa · m ^{1/2})
L-T direction	0.602	1.794
T-L direction	0.528	1.859

2 壳体寿命预测及损伤容限分析

在进行疲劳裂纹扩展寿命预测时, 需要利用 $da/dN-\Delta K$ 曲线, 预测从初始裂纹尺寸到断裂的全过程中的裂纹扩展行为。ABAQUS-Franc3D 联合模型分析流程如图 6 所示。建立全裂纹扩展阶段的 ABAQUS-Franc3D 联合分析模型, 给出裂纹扩展 $a-N$ 曲线, 根据失效分析结果对分析模型进行修正。

2.1 分析模型建立及调整

2.1.1 几何模型

舵机壳体在实际使用中其电火花孔处有明显裂纹。由于裂纹出现在方孔处, 所以除保留外形外, 主要保留方孔附近与方孔关联较大的特征。在此思路下, 以舵机壳体为研究对象, 针对图 7(a) 红框部分进行简化与建模, 除方孔和与之相连的两个圆孔外, 保留与方孔下表面距离为 3.21 mm、直径

表 2 7050 锻件平面应变断裂韧度

Table 2 7050 forging plane strain fracture toughness

Direction	Sample	$K_{IC}/(\text{MPa} \cdot \text{m}^{1/2})$
L-T direction	C06AK-L1	27.45
	C06AK-L2	24.73
	C06AK-L3	25.81
	C06AK-L4	28.62
	C06AK-L5	24.71
	Average	26.26
T-L direction	C06AK-T6	34.97
	C06AK-T7	29.92
	C06AK-T8	35.77
	C06AK-T9	33.20
	C06AK-T10	29.12
	Average	32.60

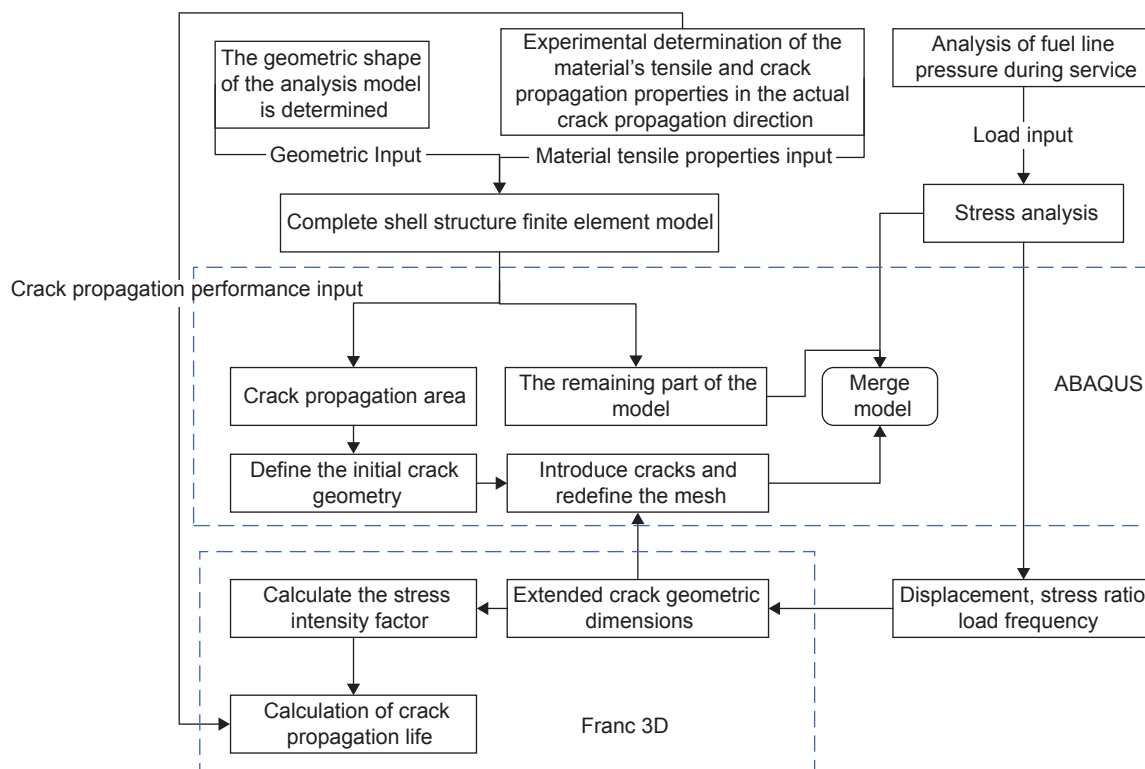


图6 研究路线图

Fig. 6 Technology roadmap

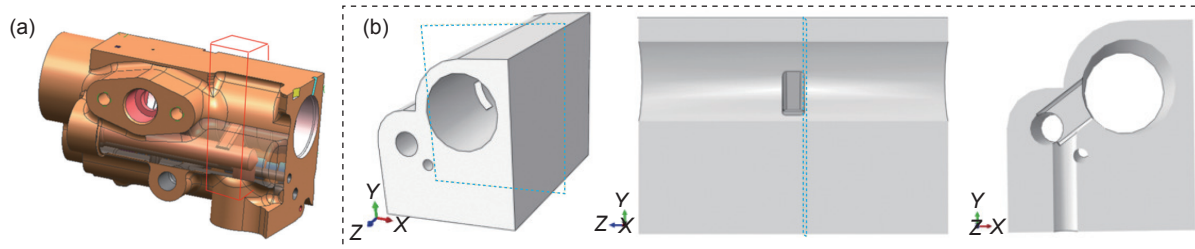


图7 壳体模型 (a)模型简化部分;(b)简化壳体模型

Fig. 7 Shell model (a)simplified model section;(b)simplified shell model

为4 mm的圆孔及从下至上的圆孔。

根据模型简化方案,在ABAQUS软件中以方孔中面为模型中面,建立厚度为80 mm的模型,简化壳体模型如图7(b)所示。

2.1.2 有限元模型

为简化壳体模型赋予实测的7050铝合金的材料参数,弹性模量为70 GPa,泊松比为0.33。

对模型进行网格划分,对裂纹萌生的方孔孔边局部位置进行网格加密以保证计算精度。在网格模型中插入初始裂纹时,网格尺寸应小于初始裂纹,因此确定的孔边网格尺寸约为0.01 mm,划分好的网格模型如图8(a)所示。

在壳体模型底面施加固定约束,模型各孔内壁施加28 MPa的均布压力(此处施加值为一个循环内压力最大值,在后续疲劳分析步骤中通过设置应

力比 $R=0$ 将其转变为0~28 MPa的交变载荷),约束情况见图8(b)。

对模型进行静力分析,针对裂纹可能出现的危险位置进行考察,比较孔边圆角上各处最大主应力大小,以确定初始裂纹的插入位置。经分析,两侧最大值分别为111.6 MPa与149.2 MPa,如图9所示。

2.1.3 壳体寿命影响因素分析

影响壳体疲劳寿命预测结果的因素有多种,本工作考虑其中较重要的影响因素进行试算以判断模型简化的重点,后续针对类似问题可更好地对模型进行简化。本工作主要考虑初始裂纹方向、裂纹面油压分布及邻近次要裂纹等关键因素。为加快模型计算速率,在模型两端施加固定约束,各孔内壁施加5~40.5 MPa的交变应力。

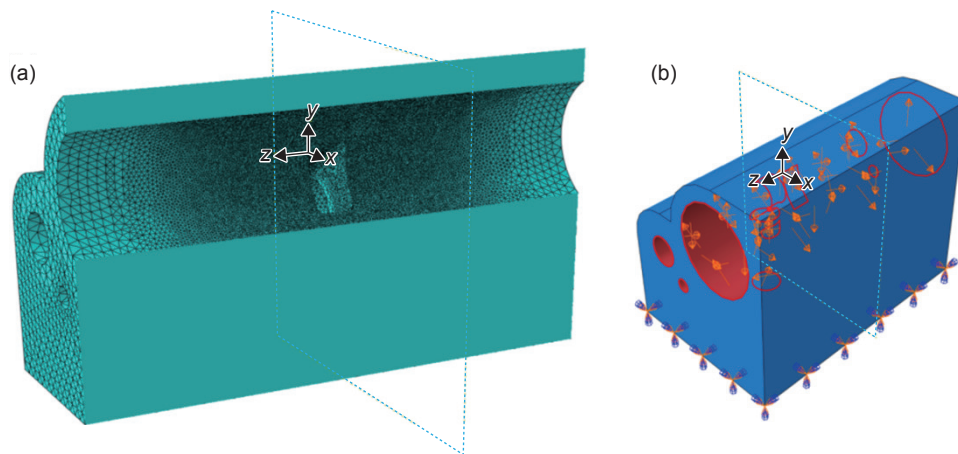


图8 壳体分析模型 (a)网格加密示意图; (b)约束情况

Fig. 8 Shell analysis model (a)schematic diagram of mesh refinement; (b)constraints

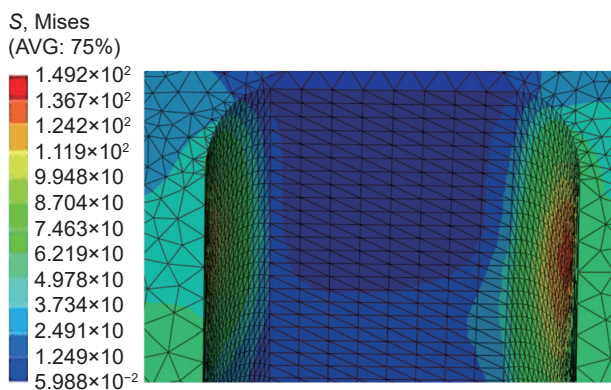


图9 简化壳体模型孔边应力分布云图

Fig. 9 Simplified shell model hole edge stress distribution cloud map

(1) 初始裂纹方向

为探究初始裂纹方向对壳体疲劳裂纹扩展预测寿命的影响,在简化壳体模型中,通过设置相同尺寸但插入方向不同的初始裂纹,模拟裂纹在循环载荷作用下的扩展行为,并计算相应的疲劳寿命,计算结果如图10所示。初始裂纹角度考虑与 z 轴垂直(与 z 轴夹角 90°)和沿最大主应力方向(与 z 轴夹角 113°)两种情况。通过对比表明,裂纹扩展方向对疲劳裂纹扩展寿命有着影响,裂纹本身也更倾向于沿最大主应力方向扩展。

(2) 裂纹面油压分布

在利用简化壳体模型模拟裂纹扩展时,忽略裂纹张开后裂纹面上的油压可显著简化建模过程并降低计算复杂度。但测试过程中发现,油液会进入张开的裂纹面并产生压力,改变裂纹面受载状况。如果忽略裂纹面受载,可能导致疲劳预测寿命结果偏离实际工况,因此,应当考虑在裂纹扩展过程中是否需要在裂纹面上施加均布压力以反映渗入油

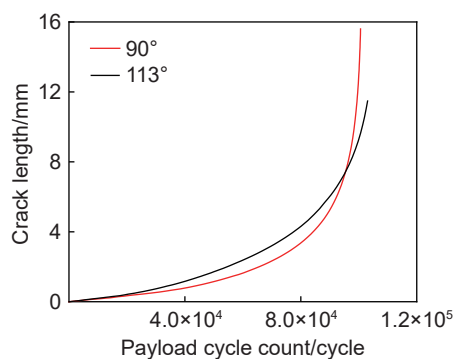


图10 裂纹扩展角度对疲劳裂纹扩展寿命的影响

Fig. 10 Influence of crack propagation angle on fatigue crack propagation life

压的影响。通过对比裂纹面是否施加油压两种情况,对简化壳体模型进行计算。裂纹面油压载荷对裂尖应力强度因子 K_I 的影响如图11(a)所示,对疲劳裂纹扩展寿命的影响如图11(b)所示。由图11可以发现,存在油压时疲劳寿命为11.5万次,不存在油压时疲劳寿命为37万次。不考虑裂纹面油压计算得到的应力强度因子明显偏低,添加面载后疲劳裂纹扩展寿命较未添加时会显著减少。这说明在裂纹面足够大到油渗入的中后期,裂纹面上的油压会显著影响疲劳裂纹扩展寿命,计算时必须考虑裂纹面油压的影响。

(3) 邻近次要裂纹

鉴于在实际测试中观察到上侧两个孔边均出现裂纹且间隔较小,在计算壳体模型时,在孔的两边同时插入相同尺寸的初始裂纹。为了探究裂纹相互作用对寿命预测的影响,在计算简化的舵机壳体模型时只考虑主要裂纹,即仅在图9中的最大应力点的最大主应力方向插入初始裂纹,计算结果如图12所示。存在相邻的次要裂纹时疲劳寿命为

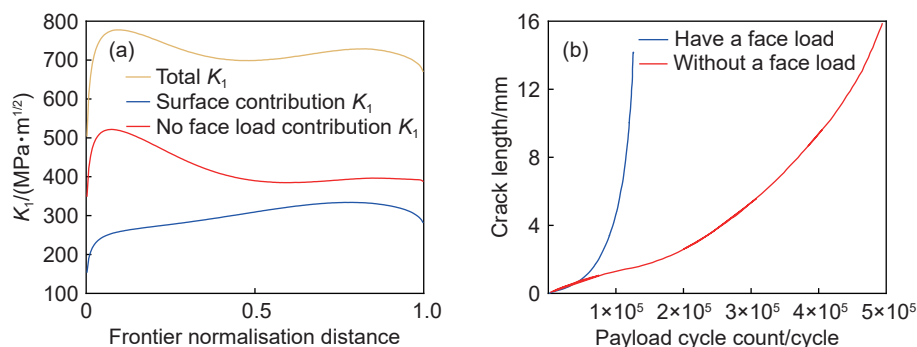
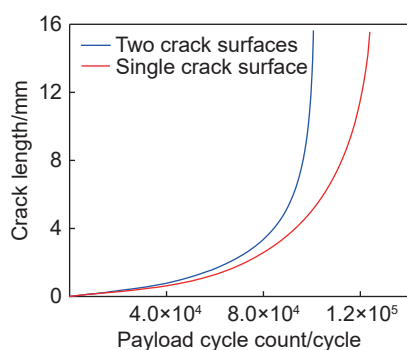
图 11 裂纹面油压的影响 (a)对 K_I 的影响; (b)对疲劳裂纹扩展寿命的影响Fig. 11 Influence of oil pressure on the crack surface (a) K_I ; (b) fatigue crack propagation life

图 12 单裂纹与两个相邻裂纹对疲劳裂纹扩展寿命影响

Fig. 12 Influence of crack surface on fatigue crack propagation life

9.6 万次, 不存在相邻的次要裂纹时疲劳寿命为 11.2 万次, 即存在次要裂纹时疲劳裂纹扩展寿命会大幅度降低。因此, 相邻的次要裂纹是影响壳体疲劳寿命预测结果的重要因素。

2.2 壳体损伤行为分析

基于 2.1 节对壳体分析模型影响因素的研究, 在壳体有限元模型中插入裂纹开展分析时, 应在裂纹面上施加均布油压, 考虑次要裂纹影响, 且裂纹初始角度应沿最大主应力方向。裂纹萌生和扩展最可能发生在应力集中明显、局部应力最大的区域。基于图 9 的有限元应力分析, 计算应力最大值的最大主应力方向作为初始裂纹扩展方向的参考, 可以知道最大值点的最大主应力方向为 (0.074, 0.988, 0.135)。

在沿方孔深度方向 x 轴负方向上, 受孔边应力集中影响, 裂纹应沿方孔深度方向扩展。裂纹插入位置及角度如图 13 所示。为便于观察, 在图 13 中用于切割的小圆片与真实裂纹相比进行放大处理, 根据工程实际中测量统计的初始缺陷尺寸, 有限元分析时插入的初始裂纹半径为 0.03 mm 的圆形孔边裂纹。考虑到实际测试中上侧两个孔边均出现裂纹且间隔较小, 在孔的两边同时插入相同大小的

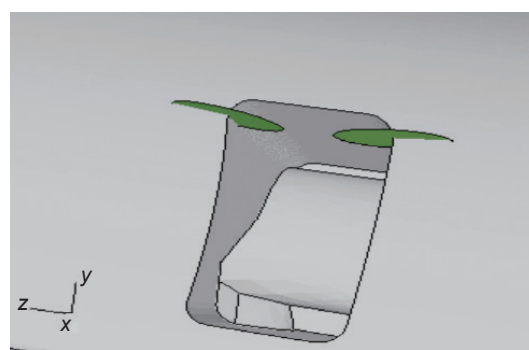


图 13 裂纹插入位置示意图

Fig. 13 Schematic diagram of crack insertion position

初始裂纹。同时, 考虑到测试过程中, 油液会进入张开的裂纹面并产生压力, 在裂纹面上同样施加 28 MPa 的交变均布应力。

后续裂纹扩展主要依赖于应力强度因子与裂纹扩展速率的关系, 由 ABAQUS 软件计算每个裂纹尺寸下裂纹尖端的应力强度因子, 判断裂纹扩展情况, 之后由 Franc3D 软件根据扩展后的裂纹形状及尺寸自动划分新的裂尖局部网格, 自动导入 ABAQUS 软件进行下一步应力强度因子计算。首先计算初始裂纹情况下的应力强度因子, 结果如图 14 所示。然后逐步扩展裂纹, 并计算对应的应力强度因子, 裂纹面以及每一步的裂纹前缘如

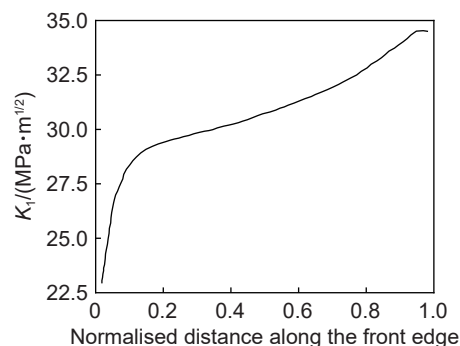


图 14 初始裂纹应力强度因子

Fig. 14 Initial crack stress intensity factor

图15所示。应力强度因子随裂纹长度的变化情况如图16所示。

壳体用7050锻件的平面应变断裂韧性 K_{IC} 测试得到的最小值为 $24.7 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$, 裂纹扩展过程中应力强度因子值超过该值时壳体可能发生瞬断情况, 将 $24.7 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$ 定义为有限元分析的终止值, 当裂尖应力强度因子 K_I 超过 $24.7 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$ 时终止运算, 统计循环寿命。此时, 结合前几个步骤中获得的每一步裂纹扩展对应的应力强度因子及输入的 $da/dN-\Delta K$ 数据(如图3所示)可以进行疲劳裂纹扩展寿命预测。预测的疲劳裂纹扩展寿命为210933(约21万)次循环, 如图17所示。

壳体使用过程中发生漏油情况后, 对一未装机壳体施加0~28 MPa的脉冲油压至失效, 统计总脉冲循环为26万次。此外还对破坏后的壳体进行了失效分析, 给出多个裂纹尺寸 a 和裂纹扩展速率 da/dN 的对应关系。有限元分析确定的疲劳裂纹扩展寿命为21万, 与脉冲油压测试获得的疲劳裂纹扩展寿命26万, 预测结果与实测结果吻合较好。其中裂纹半径由0.03 mm扩展至0.43 mm的扩展寿命为1.3万循环, 占疲劳裂纹扩展总寿命(21万循环)的约6%, 认为初始小裂纹的

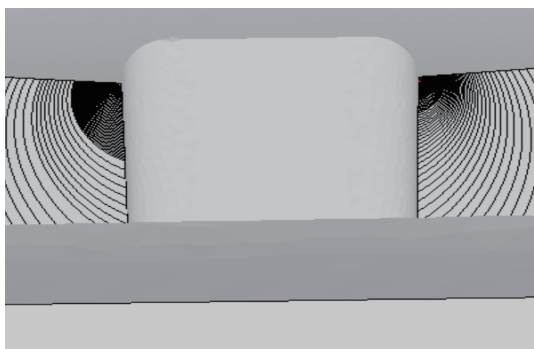


图15 裂纹面及裂纹前缘示意图

Fig. 15 Schematic diagram of crack surface and crack front

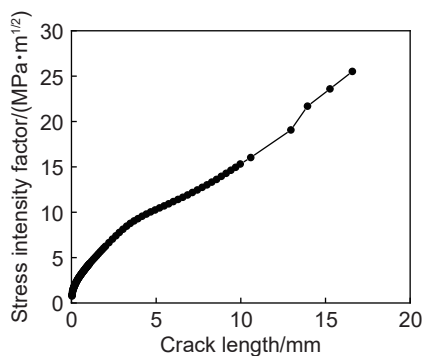


图16 应力强度因子随裂纹长度变化情况

Fig. 16 Variation of stress intensity factor with crack length

尺寸对裂纹扩展分析寿命结果的影响不大, 推断主要原因为在小裂纹扩展阶段, 疲劳裂纹扩展速率相对较快, 而此时对应的扩展距离又相对较短, 消耗的寿命不大。

预测的疲劳裂纹扩展速率与脉冲油压测试失效分析确定的裂纹扩展速率结果对比如图18所示。由图18可知, 两者曲线趋势大致符合, 在曲线前端与曲线末端存在一定差别, 可能的原因在于: (1)曲线前端裂纹扩展阶段, 此时壳体表面机械及热加工影响区对裂纹扩展速率的影响较明显, 裂纹扩展速率可能高于材料本身的裂纹扩展速率; (2)在末端时, K 接近 K_{IC} , 即将发生断裂, 使得裂纹扩展速率快速上升。而在断口附近时, 这部分进程相对难以判读。

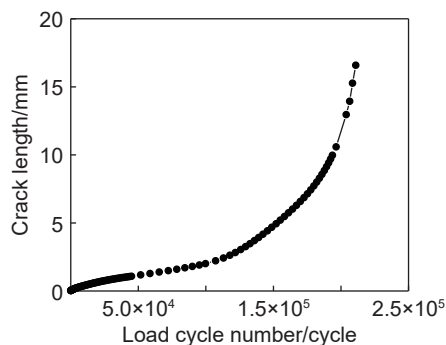


图17 裂纹扩展寿命预测

Fig. 17 Prediction of crack propagation life

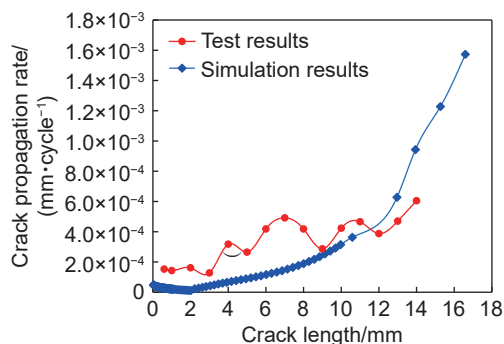


图18 疲劳裂纹扩展速率对比

Fig. 18 Comparison of fatigue crack propagation rates

液压壳体用7050铝合金锻件的L-T向和T-L向的小裂纹门槛值分别为 $0.602 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$ 和 $0.528 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$, 取其中较小值作为 K_{th} 。由于小裂纹初始长度为0.03 mm, 结合图16可知, 此时裂纹尖端应力强度因子 K_I 为0.760。而 $K_I \propto \sqrt{\pi a}$, 因此可得:

$$\frac{K_I}{K_{th}} = \frac{\sqrt{\pi a_0}}{\sqrt{\pi a_{th}}} \quad (10)$$

式中: a_0 为小裂纹初始长度; a_{th} 为初始的缺陷容限尺寸。

作动器液压壳体的初始缺陷容限尺寸:

$$a_{th} = a_0 \cdot \left(\frac{K_{th}}{K_I} \right)^2 = 30 \times \left(\frac{0.528}{0.760} \right)^2 = 14.5 \mu\text{m} \quad (11)$$

即初始缺陷尺寸不超过 $14.5 \mu\text{m}$ 时, 壳体在当前油压下不会发生裂纹扩展。

3 结论

(1) 7050 铝合金锻件, 在相同应力强度因子范围内, 小裂纹扩展速率显著高于长裂纹扩展行为, 表现出明显的小裂纹效应; 相应的小裂纹门槛值沿 L-T 和 T-L 取向分别为 $0.602 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$ 和 $0.528 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$, 长裂纹门槛值沿 L-T 和 T-L 取向分别为 $1.794 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$ 和 $1.859 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$, 小裂纹门槛值显著低于长裂纹门槛值。

(2) 裂纹扩展方向、裂纹面上的油压及相邻的次要裂纹均对壳体的疲劳裂纹寿命分析结果有影响。裂纹倾向于沿最大主应力方向扩展。若裂纹面上存在油压, 其疲劳裂纹扩展寿命明显小于不存在油压的情况, 存在油压时疲劳寿命为 11.5 万次, 不存在油压时疲劳寿命为 37 万次。若存在相邻的次要裂纹, 疲劳裂纹扩展寿命明显小于不存在相邻的次要裂纹时, 存在相邻的次要裂纹时疲劳寿命为 9.6 万次, 不存在相邻的次要裂纹时疲劳寿命为 11.2 万次。进行壳体损伤行为分析时, 以上因素影响不应忽略。

(3) 建立简化的舵机壳体的几何结构模型、有限元模型, 对壳体开展交变载荷下的疲劳裂纹扩展行为分析, 有限元分析确定的疲劳裂纹扩展寿命为 21 万, 与脉冲油压实测获得的疲劳裂纹扩展寿命 26 万, 吻合较好。不同裂纹尺寸对应的裂纹扩展速率与壳体脉冲油压实测数据基本一致; 有限元分析确定的疲劳裂纹扩展总寿命也与脉冲油压实测获得的疲劳裂纹扩展寿命吻合较好。

参考文献:

- [1] 王建国, 王祝堂. 航空航天变形铝合金的进展[J]. 轻合金加工技术, 2013, 41(8): 1-6.
WANG J G, WANG Z T. Advance on wrought aluminium alloys used for aeronautic and astronautic industry[J]. Light Alloy Fabrication Technology, 2013, 41(8): 1-6.
- [2] GAO M, SUN Z H, YAN W, et al. Influence of solid particles deposition on the initial atmospheric corrosion of 7B04 aluminum alloy[J]. Materials Today Communications, 2022, 31: 103562.
- [3] 郑战光, 罗广源, 孙腾, 等. 阳极氧化膜对铝合金疲劳裂纹萌生的影响[J]. 塑性工程学报, 2023, 30(10): 181-187.
ZHENG Z G, LUO G Y, SUN T, et al. Effect of anodic oxide film on fatigue crack initiation of aluminum alloy[J]. Journal of Plasticity Engineering, 2023, 30(10): 181-187.
- [4] VOJKUVKA L, SANTOS A, PALLARÈS J, et al. On the mechanical properties of nanoporous anodized alumina by nanoindentation and sliding tests[J]. Surface and Coatings Technology, 2012, 206(8/9): 2115-2124.
- [5] 酈正能. 应用断裂力学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2012.
LI Z N. Application of fracture mechanics[M]. Beijing: Beihang University Press, 2012.
- [6] 杨兵. 飞机舵机壳体裂纹产生原因[J]. 理化检验-物理分册, 2023, 59(2): 71-74.
YANG B. Causes of cracks in aircraft steering gear shell[J]. Physical Testing and Chemical Analysis Part A: Physical Testing, 2023, 59(2): 71-74.
- [7] PEARSON S. Initiation of fatigue cracks in commercial aluminium alloys and the subsequent propagation of very short cracks[J]. Engineering Fracture Mechanics, 1975, 7(2): 235-247.
- [8] 许良, 黄双君, 回丽, 等. TB6 钛合金疲劳小裂纹扩展行为[J]. 材料工程, 2019, 47(11): 171-177.
XU L, HUANG S J, HUI L, et al. Small fatigue crack growth behavior of TB6 titanium alloy[J]. Journal of Materials Engineering, 2019, 47(11): 171-177.
- [9] 刘晓菲. FGH96 粉末高温合金疲劳小裂纹扩展行为及寿命预测研究[D]. 南昌: 南昌航空大学, 2019.
LIU X F. Study on small crack propagation behavior and life prediction of FGH96 powder superalloy[D]. Nanchang: Nanchang Hangkong University, 2019.
- [10] 杨秦政, 杨晓光, 黄渭清, 等. 粉末高温合金 FGH4096 的疲劳小裂纹扩展行为[J]. 金属学报, 2022, 58(5): 683-694.
YANG Q Z, YANG X G, HUANG W Q, et al. Propagation behaviors of small cracks in powder metallurgy nickel-based superalloy FGH4096[J]. ACTA Metallurgica Sinica, 2022, 58(5): 683-694.
- [11] NEWMAN J C Jr, WU X R, SWAIN M H, et al. Small-crack growth and fatigue life predictions for high-strength aluminium alloys part II: crack closure and fatigue analyses[J]. Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures, 2000, 23(1): 59-72.
- [12] NEWMAN J C Jr, WU X R, VANNERIS L, et al. Small-crack effects in high-strength aluminum alloys a

- NASA/CAE cooperative program, 19940029793[R]. Virginia: NASA Langley Technical Report Server, 1994.
- [13] WU X R, NEWMAN J C Jr, ZHAO W, et al. Small crack growth and fatigue life predictions for high-strength aluminium alloys: part I—experimental and fracture mechanics analysis[J]. *Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures*, 1998, 21(11): 1289-1306.
- [14] DONALD K, PARIS P C. An evaluation of ΔK_{eff} estimation procedures on 6061-T6 and 2024-T3 aluminum alloys[J]. *International Journal of fatigue*, 1999, 21: S47-S57.
- [15] 丁传富, 刘建中, 吴学仁. TC4 钛合金和 7475 铝合金的长裂纹和小裂纹扩展特性的研究[J]. *航空材料学报*, 2005, 25(6): 14-20.
- DING C F, LIU J Z, WU X R. Study on the propagation characteristics of long and small cracks in TC4 titanium alloy and 7475 aluminium alloy[J]. *Journal of Aeronautical Materials*, 2005, 25(6): 14-20.
- [16] 赵高乐, 齐红宇, 李少林, 等. 燃气涡轮发动机关键部件疲劳小裂纹研究进展[J]. *力学进展*, 2023, 53(4): 819-865.
- ZHAO G L, QI H Y, LI S L, et al. Review of fatigue small cracks in key components of gas turbine engines[J]. *Advances in Mechanics*, 2023, 53(4): 819-865.
- [17] 李天翔, 刘嘉. 基于深度神经网络的平行钢丝腐蚀短裂纹疲劳寿命预测研究[J]. *武汉理工大学学报*, 2024, 46(8): 53-60.
- LI T X, LIU J. Research on fatigue life prediction of short corrosion cracks in parallel steel wires based on deep neural network[J]. *Journal of Wuhan University of Technology*, 2024, 46(8): 53-60.
- [18] 熊峻江. 飞行器结构疲劳与寿命设计[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2004.
- XIONG J J. Fatigue and lifespan design of aircraft structures[M]. Beijing: Beihang University Press, 2004.
- [19] 许冀威, 张茂臻, 何泽平, 等. 典型通航飞机结构损伤容限评估[J]. *科技视界*, 2023(17): 65-68.
- XU Y W, ZHANG M Z, HE Z P, et al. Typical assessment of structural damage tolerance for general aviation aircraft[J]. *Science & Technology Vision*, 2023(17): 65-68.
- [20] 丁水汀, 周惠敏, 刘俊博, 等. 航空发动机限寿件表面特征概率损伤容限评估[J]. *航空动力学报*, 2021, 36(2): 421-430.
- DING S T, ZHOU H M, LIU J B, et al. Probabilistic damage tolerance assessment of surface features of aero engine life limited parts[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2021, 36(2): 421-430.
- [21] 张健. 民用飞机结构损伤容限研究及实例[J]. *山东工业技术*, 2018(9): 22-23.
- ZHANG J. Research on structural damage tolerance of civil aircraft and case studies[J]. *Shandong Industrial Technology*, 2018(9): 22-23.
- [22] 张志楠, 宁宇, 庄茁, 等. 大型飞机整体壁板损伤断裂分析方法[J]. *航空学报*, 2022, 43(6): 407-414.
- ZHANG N Z, NING Y, ZHUANG Z, et al. Analysis method for damaged and fractured integral panel of large aircraft[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2022, 43(6): 407-414.
- [23] 秦剑波, 宁宇, 周颜, 等. 2E12 铝合金机身壁板损伤容限分析与试验验证[J]. *南京航空航天大学学报*, 2023, 55(1): 73-79.
- QIN J B, NING Y, ZHOU Y, et al. Analysis and test verification of damage tolerance of 2E12 aluminum alloy fuselage panel[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2023, 55(1): 73-79.
- [24] 刘亚龙. 新支线飞机机翼下壁板损伤容限方法研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2006.
- LIU Y L. Study on the damage tolerance methodology for the wing panel of new regional jet[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2006.
- [25] JORDON J, BERNARD J, NEWMAN Jr J C. Quantifying microstructurally small fatigue crack growth in an aluminum alloy using a silicon-rubber replica method[J]. *International Journal of Fatigue*, 2012, 36(1): 206-210.
- [26] QIN S G, SHENG X G, GUANG S D, et al. Welding parameter selection and short fatigue crack growth of dissimilar aluminum alloy friction stir welded joint[J]. *Welding in the World*, 2019, 63: 1761-1769.
- [27] 丁传富, 刘建中, 胡本润, 等. 金属材料疲劳小裂纹扩展速率试验方法编制说明[J]. *材料工程*, 2001(4): 40-43.
- DING C F, LIU J Z, HU B R, et al. Explanation of the standard test method for measurement of small fatigue crack growth rate of metallic materials[J]. *Journal of Materials Engineering*, 2001(4): 40-43.

收稿日期: 2025-01-07; 录用日期: 2025-03-06

通讯作者: 何玉怀(1973—), 男, 硕士, 研究员, 研究方向为材料性能表征评价, 联系地址: 北京市 81 信箱 23 分箱 (100095), E-mail: heyuhuai@163.com

(本文责编: 张 琴)