http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2024.0221

可重复使用运载器连接结构损伤容限分析

李配缘[1]，蔡巧言[2,*]，黎增山[3]，冯家赫[3]

(1. 北京宇航系统工程研究所，北京 100076；2. 中国运载火箭技术研究院，北京 100076；
3. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院，北京 100191)

摘　　要：针对可重复使用运载器冷结构中应用的复合材料蒙皮-金属骨架结构，开展了含初始损伤的金属-复材连接结构的损伤容限试验，并建立对应结构的损伤容限性能预测模型。研究结果表明：含孔边裂纹的金属结构在疲劳载荷作用下会发生裂纹扩展，而且由于连接不对称的影响，上下表面的裂纹扩展速率不一致，致使从外表面进行裂纹观测会造成对损伤尺寸的保守统计；含预置分层的复合材料层合板在挤压载荷作用下出现一定的分层扩展，其主要损伤还是由于复材的挤压疲劳破坏；复材孔边分层会急剧降低金属-复材连接结构的寿命；金属-复材连接结构的损伤容限设计应该重点关注复材孔边分层损伤；建立的金属-复材结构损伤容限性能预测模型预测结果与试验结果吻合良好，能很好的预测结构的损伤扩展过程和扩展寿命，可用于指导该类结构的损伤容限设计。

关 键 词：可重复使用运载器；结构；损伤容限；有限元法；损伤检测
中图分类号：V415.5; TB333
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2026)06-1990-10

可重复使用运载器任务剖面多样，飞行中载荷环境复杂，结构形式特殊。由于可重复使用性的技术要求，结构设计时须在传统航天运载器静强度、刚度和稳定性设计的基础上，在主结构设计中引入损伤容限的概念，以保证结构系统安全可靠。可重复使用运载器部分冷结构采用框梁蒙皮连接，复合材料蒙皮与金属框梁通过紧固件连接。由于复合材料整体壁板成型及钻孔过程中可能导致现有无损检测技术难以捕捉的分层，在连接孔周围局部挤压过程中分层逐渐扩展，降低结构承载能力。金属孔边在制孔及使用过程中易形成微小疲劳源逐渐扩展成裂纹，对结构完整性造成破坏。

对于单一的金属材料或复合材料的损伤容限，许多学者已经做了大量的研究工作。目前对于金属损伤容限的研究多集中在对等先进合金[1-3]和复杂结构裂纹扩展的分析方法[4]等领域。复材方面主要从各尺度对含损结构分层扩展特性[5-6]、疲劳特性[7]及材料损伤后的剩余性能研究[8-9]，并建立多层级积木式试验体系，考察工艺分散性、环境、结构不连续、损伤和特定的设计工艺细节问题。苏玲等[10]将含孔的复合材料层合板模拟受冲击后的结构，进行剩余强度分析，并将该种损伤容限分析方法应用于工程实例。杨钧超等[11]基于改进的破坏行为准则建立了包含凹坑、分层损伤边界等几何信息的复合材料加筋板渐进损伤有限元分析模型，用于预测屈曲模态、失效过程及破坏模式。

对于金属-复合材料混合连接结构，目前研究主要集中在连接与载荷分配[12-13]、疲劳寿命、刚度匹配[14]、热载荷[15]、工艺因素[16-17]引起的局部应力分配影响等领域的研究。目前认为金属材料-复合材料的混合结构中，结构的静强度取决于复合材料，疲劳寿命则取决于金属结构。由于混合结构中复合材料结构与金属结构具有不同的疲劳特性，难以在同一个试验件上同时验证这2种材料结构的耐

收稿日期：2024-04-16；**录用日期**：2024-06-21；**网络出版时间**：2024-06-27 10:16
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240626.1114.001
基金项目：中国运载火箭技术研究院自主研发重点项目资金支持
*通信作者. E-mail：aseexplorer@163.com

引用格式：李配缘，蔡巧言，黎增山，等. 可重复使用运载器连接结构损伤容限分析[J]. 北京航空航天大学学报，2026，52(6)：1990-1999.
LI P Y，CAI Q Y，LI Z S，et al. Damage tolerance analysis on reusable launch vehicle connection structures[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2026，52(6)：1990-1999 (in Chinese).

久性, 为此可选用下述方法之一验证[18]: ①采用全尺寸试验以下的积木式验证方法, 对复合材料结构部分进行耐久性/损伤容限验证, 而全尺寸结构试验件则用于证实金属结构的耐久性/损伤容限; ②采用 2 个相同的全尺寸结构试验件, 分别证实金属结构和复合材料结构的耐久性/损伤容限。

静载和疲劳载荷作用下, 混合结构中复材层合板与金属板的失效顺序和失效模式会发生变化。对于混合结构中复材和金属的疲劳损伤耦合问题, 侯赤等[19]认为混合结构多钉连接中存在局部损伤与刚度的耦合作用, 从而影响层合板疲劳损伤规律, 在混合结构多钉连接疲劳分析中不能将金属和层合板独立计算, 必须考虑二者疲劳损伤的耦合才能保证分析结果的正确性。

对于可重复使用航天、高空高速低频次使用飞行器的损伤容限设计研究, 国内外相关研究较少且尚未形成统一方法及标准, 目前已有成果多集中在针对防隔热材料损伤容限的研究[20]。由于可重复使用航天器结构服役主要是承受高低温交变, 重复加载, 振动及疲劳载荷, 因此, 渐进损伤是结构性能演化和衰变的根本原因。SpaceX 的技术人员根据检修维护的频率和程度将全箭检测分为 3 个等级, 并针对复杂的大型复合材料空间结构提出一种实用损伤容限设计方法[21]: ①使用经试验验证的分析技术确定可接受的缺陷尺寸, 同时确保这些缺陷大于与所选无损评估 (nondestructive examination, NDE) 技术相对应的最小可检测缺陷尺寸; ②实施验证测试程序, 以验证工艺; ③使用严格的接受/拒绝标准进行预验证和后验证无损评估。

综上所述, 目前针对可重复使用运载器含损伤的金属-复材连接结构的损伤容限特性研究尚没有公开报道。本文针对可重复使用运载器广泛采用金属骨架-复材蒙皮结构, 分别开展了含孔边裂纹 (金属) 和孔边分层 (复材) 2 类损伤的金属-复材双钉横向连接结构的损伤容限特性试验, 并建立了对应的损伤容限特性预测模型。

1　试　验

1.1　试验件

本文采用的试验件由 7050-T7451 铝合金板件和复合材料层合板连接组成, 如图 1 所示。复合材料层合板选用国产 T800 级碳纤维斜纹织物/603A 预浸料铺成, 单层厚度为 0.2 mm。以试验件纵向拉伸方向为 0°, 铺层顺序为 $[0°/90°/0°/90°/0°/\overline{90°}]_S$, 共 11 层, 名义厚度为 2.2 mm, 材料力学性能如表 1 所示, 表中, E_{11} 和 E_{22} 分别为纵向和横向拉伸模量, ν_{12} 为泊松比, X_T 和 X_C 分别为纵向拉伸和压缩强度, Y_T 和 Y_C 分别为横向拉伸和压缩强度, S_{12} 为横向剪切强度。

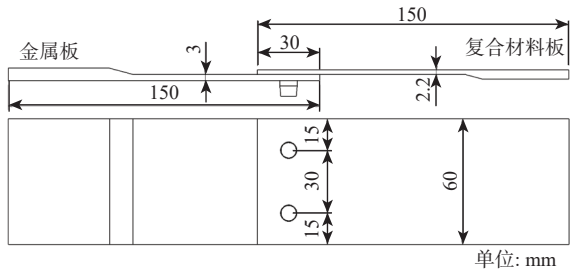


图 1　双钉横向连接试验件及主要尺寸

Fig. 1　Double-nail transverse connection test piece and main dimensions

表 1　TG800-6K-xw/603A 复合材料力学性能

Table 1　Mechanical properties of TG800-6K-xw/603A composite materials

E_{11} /GPa	E_{22} /GPa	ν_{12}	X_T /MPa	X_C /MPa	Y_T /MPa	Y_C /MPa	S_{12} /MPa
87	83.7	0.08	1 158	720	1 046	707	81.4

紧固件选用直径为 5 mm 的 100°沉头抗剪型钛合金高锁螺栓 (GJB 3 378-1998/2), 接头附近结构形式如图 2 所示。以与紧固件齐平一面为上表面, 以与金属板件贴合一面为下表面。

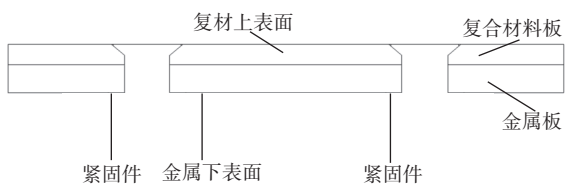


图 2　接头结构剖面

Fig. 2　Cross-section of joint structure

试验件总共包括 3 种: ①在复合材料接头区域布置层间预置分层损伤; ②在金属一个连接孔处设置单边孔边径向裂纹: ③复合材料和金属均没有损伤。

复合材料板件内的预置分层区域如图 3 所示, 在连接孔周围区域布置有 20 mm×20 mm 的预置分层, 预置分层通过在铺层时夹入聚四氟乙烯薄膜实现。分层布置中性面, 即约 1/2 厚度处, 第 6 层和第 7 层之间。由于实际生产工艺误差, 预置分层区域与理论位置有部分偏差。孔边初始裂纹尖端距离孔边总长度为 3 mm, 如图 4 所示。

1.2　试验程序

试验加载采用 MTS-370 型液压静力-疲劳试验机进行加载, 试验机精度为 1 级, 最大量程为 500 kN。试验程序如下:

1) 首先, 采用不含损伤的试验件进行静力试验, 确定静力破坏载荷。

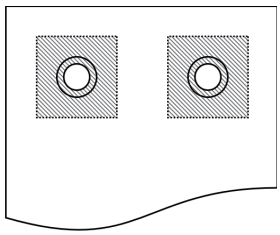


图3 预置分层范围示意图(阴影部分为预置分层区域)

Fig. 3 Schematic diagram of preset delamination damage (rangewith shaded areas indicating preset stratification regions)

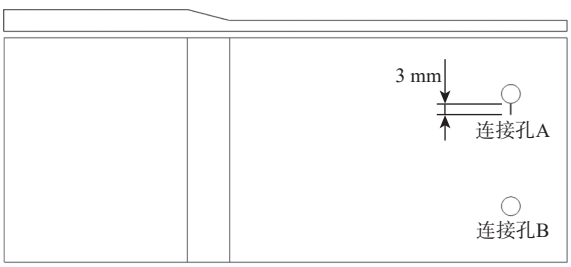


图4 孔边裂纹示意图

Fig. 4 Schematic diagram of metal plate with preset cracks

2) 根据静力试验结果,初步选取50%进行含损伤连接件的疲劳寿命试验(应力比为0.1),如果寿命大于2.0×10^5次,则增大试验载荷,如果寿命小于5 000次,则减小试验载荷;在5 000~2.0×10^5次之间设置3个不同量级的载荷进行试验,并进行损伤扩展观测,其中,针对含分层损伤试验件采用超声C扫的方式进行损伤观测;含金属裂纹试验件采用裂纹观测仪进行裂纹长度观测。

1.3 试验结果

1.3.1 静力试验结果

静力试验结果如表2所示。

表2 静强度试验结果

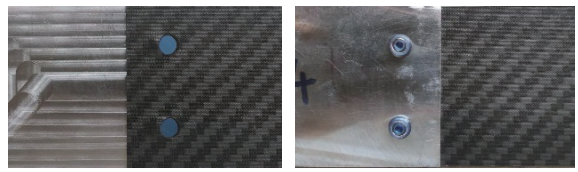
Table 2 Static strength test results

第1件破坏载荷/kN	第2件破坏载荷/kN	第3件破坏载荷/kN	平均值/kN	离散系数/%
15.09	14.92	14.84	14.95	0.70

破坏如图5所示。静强度试验中的失效模式主要是由于紧固件对复合材料层合板孔边的挤压破坏引起的。随着拉载的增大,复合材料层合板孔边受压一侧在局部压力的作用下发生纤维与基体压缩破坏,钉头沿着锪窝斜面发生滑动,楔进孔边,造成掉载,此时金属连接孔附近区域未观察到损伤产生。

1.3.2 含预置分层试验结果

经过载荷调试,最终确定疲劳试验载荷如表3所示,表中,σ_b为静强度试验破坏强度。剩余寿命试验结果如表4所示,N_1~N_6为不同实验件的发生破坏时的试验加载次数。损伤扩展观测结果表明,直至最终破坏,损伤扩展并不明显,损伤观测结果



(a) 连接失效处正面 (b) 连接失效处背面

图5 试验件静强度拉伸失效照片

Fig. 5 Static strength tensile failure of test piece

如图6所示,试验件最终失效模式为复材板孔边挤压破坏,紧固件滑出。

表3 含孔边预置分层试验件加载

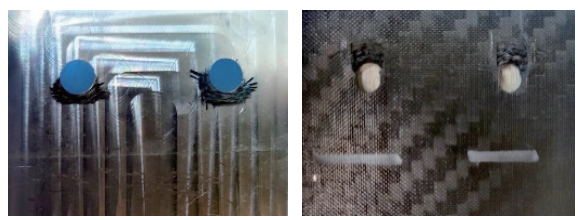
Table 3 Loading of test pieces with preset composite partial delamination

组别	载荷水平	峰值载荷/kN	应力比	频率/Hz	试件数量
第1组	45%σ_b	6.7	0.1	6	5
第2组	50%σ_b	7.5	0.1	6	5
第3组	55%σ_b	8.2	0.1	6	5

表4 含孔边预置分层复材件剩余寿命试验结果

Table 4 Test results of test pieces with preset delamination in composite materials

组别	N_1	N_2	N_3	N_4	N_5	N_6	试验寿命平均值	对数寿命离散系数/%
第1组	175 333	88 750	220 792	24 718	265 513	50 125	137 539	7.37
第2组	34 698	1 013	19 218	16 175	5 046	27 417	17 261	13.10
第3组	2 154	4 126	2 702	15 263	12 079	4 678	6 834	8.45



(a) 连接失效处(金属板) (b) 连接失效处(复材板)

图6 含孔边分层试验件疲劳破坏照片

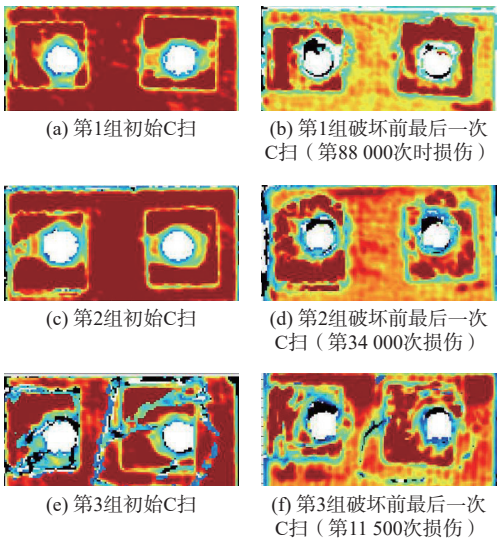
Fig. 6 Fatigue failure of test pieces containing delamination at the edge of the hole

试验件起始和破坏前最后一次超声C扫图像如图7所示。

1.3.3 含孔边裂纹试验结果

经过载荷调试,最终确定疲劳试验载荷如表5所示,剩余寿命试验结果如表6所示,N_1~N_5为不同实验件发生破坏时的试验加载次数。

在进行裂纹扩展观测时,75%σ_b和80%σ_b载荷水平加载的试验件每4 000次循环测量一次裂纹长度,83%σ_b载荷加载的试验件每隔2 000次循环测量一次裂纹长度,并进行数据记录与处理。各组试样的$\Delta a-\lg N$测量数据如图8所示。



(a) 第1组初始C扫　(b) 第1组破坏前最后一次C扫（第88 000次时损伤）

(c) 第2组初始C扫　(d) 第2组破坏前最后一次C扫（第34 000次损伤）

(e) 第3组初始C扫　(f) 第3组破坏前最后一次C扫（第11 500次损伤）

图 7　双钉横向连接试验件超声 C 扫描图像

Fig. 7　Ultrasonic C-scan image of double-nail transverse connection test piece

表 5　含预置裂纹金属疲劳裂纹扩展试验加载方案

Table 5　Loading scheme for fatigue crack growth test of metal with preset cracks

组别	载荷水平	峰值载荷/kN	裂纹截面应力/MPa	应力比	频率/Hz	有效数量
第1组	75%σ_b	11.2	79.43	0.1	5	5
第2组	80%σ_b	12.0	85.11	0.1	5	5
第3组	83%σ_b	12.4	87.94	0.1	5	5

表 6　含预置裂纹金属件剩余寿命试验结果

Table 6　Test result of remaining life of metal parts with pre-cracks

组别	N_1	N_2	N_3	N_4	N_5	试验寿命平均值	对数寿命离散系数/%
第1组	37 356	77 089	78 330	39 236	76 578	61 718	3.14
第2组	18 821	18 209	57 063	44 236	58 264	53 188	1.15
第3组	11 655	14 859	23 655	24 372	30 201	23 272	2.58

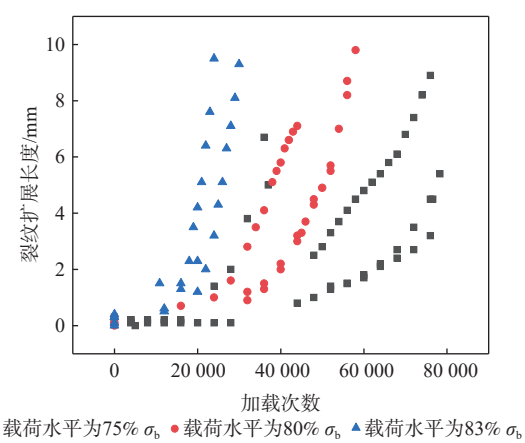
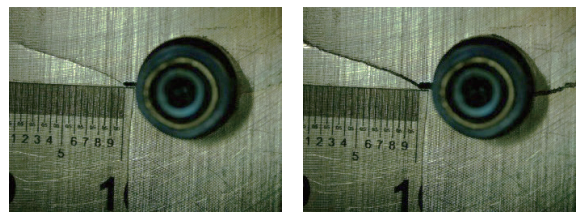


图 8　试验测量数据点

Fig. 8　Test measurement data points

从试验中发现，金属裂纹扩展方向总体指向另外一个连接孔，当裂纹达到一定长度时，试验件突然断裂，如图 9 所示。



(a) 76 000次加载　(b) 77 089次加载（结构破坏）

图 9　连接孔边金属裂纹的扩展

Fig. 9　Propagation at the edge of metal cracks

2　仿　真

2.1　含孔边裂纹试验件有限元仿真计算

本节计算是基于断裂力学及扩展有限元法，采用商用有限元分析软件 ABAQUS 低周疲劳分析步完成模拟。建立的有限元模型如图 10 所示，边界条件为复材层板端部固支，金属端头限制轴向之外的位移，并施加拉-拉循环载荷。紧固件与复材孔、与金属连接受压的半侧接触为 tie 约束，其余均为默认接触约束。单元为 8 节点减缩积分单元（C3D8R）。

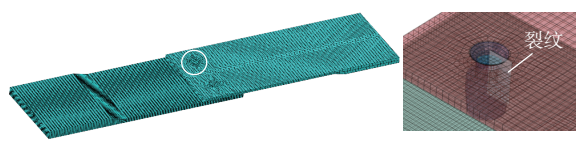


图 10　有限元分析模型

Fig. 10　Finite element analysis model

ABAQUS 中定义裂纹萌生的条件与扩展行为，以及断裂准则等可参见文献 [22-24]。

2.1.1　模型参数确定

对于双钉混合连接试验件的结构不对称性，单个连接孔处由于单剪螺栓倾斜引起的弯曲效应，导致金属板厚度方向产生相对应力梯度，进而导致金属板上表面扩展速率大于下表面。上表面与复材贴合，无法直接观测得到，但是主导了裂纹扩展行为。采用目视检测裂纹长度时，容易造成对损伤尺寸的保守估计。近似认为上表面扩展速率是下表面的 2 倍，有

$$\frac{\mathrm{d}a}{\mathrm{d}N}=2\frac{a_{i+1}-a_i}{N_{i+1}-N_i}\qquad i=1,2,\cdots,n-1 \tag{1}$$

式中：a 为裂纹长度；N 为载荷循环加载次数。

平面应力状态下，有

$$\Delta G=\left(K_{\max}^2-K_{\min}^2\right)/E \tag{2}$$

式中：$K_{\max}$ 和 $K_{\min}$ 分别为每次循环中峰值载荷和

谷值载荷对应的应力强度因子值；E为弹性模量。通过对裂纹开始发生时的次数N与每次加载中的应变能释放率之差ΔG拟合，可得断裂表征参数c_1和c_2值；对于断裂表征参数c_3和c_4值，采用独立试验中7 050-T7451铝合金平板在拉-拉试验中的da/dN-ΔG数据拟合。数据点及拟合结果如图11和图12所示。

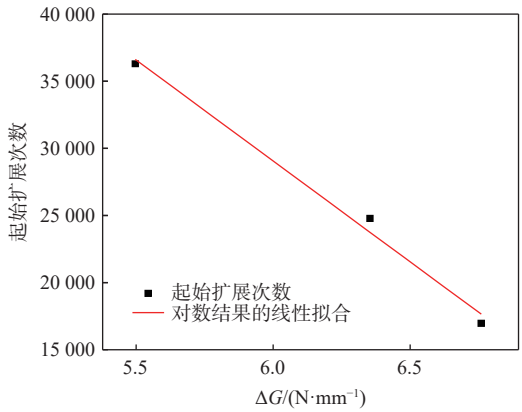


图11 金属裂纹起始扩展次数N-ΔG拟合结果

Fig. 11 Fitting results of crack initial expansion times N and ΔG

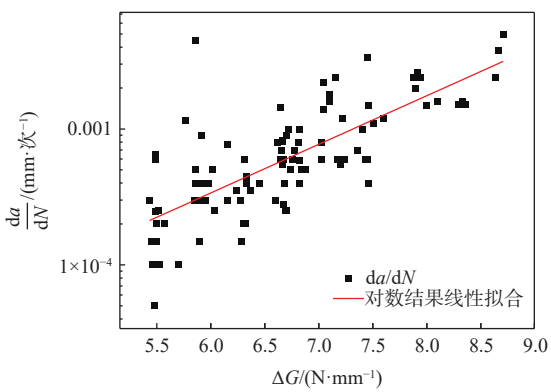


图12 金属裂纹da/dN-ΔG数据点及拟合结果

Fig. 12 da/dN-ΔG data points and results of crack

通过本节计算，确定的模型断裂参数如表7所示，表中，$G_{\text{thresh}}/G_{\text{C}}$和$G_{\text{pl}}/G_{\text{C}}$分别为Paris公式中使用的能量释放率阈值与等效临界能量释放率的比值和能量释放率上限与等效临界能量释放率的比值，默认值分别为0.01和0.85，a_{m}、a_{n}、a_0为指数，本处取默认值1。

表7 材料断裂表征参数

Table 7 Material fracture performance parameters

c_1	c_2	c_3	c_4	$G_{\text{C}}/(\text{N}\cdot\text{mm}^{-1})$	$\frac{G_{\text{thresh}}}{G_{\text{C}}}$	$\frac{G_{\text{pl}}}{G_{\text{C}}}$
2.7×10^{8}	−5	1.1×10^{-7}	4.25	9	0.01	0.85

2.1.2 结果对比

各组仿真结果与试验结果统计与对比如表8和图13所示。

表8 仿真结果对比

Table 8 Comparison of simulation results

组别	试验寿命平均值	有限元计算值	仿真与试验的相对误差/%
第1组	61 718	69 135	12.0
第2组	53 188	45 334	−14.8
第3组	23 272	28 066	20.6

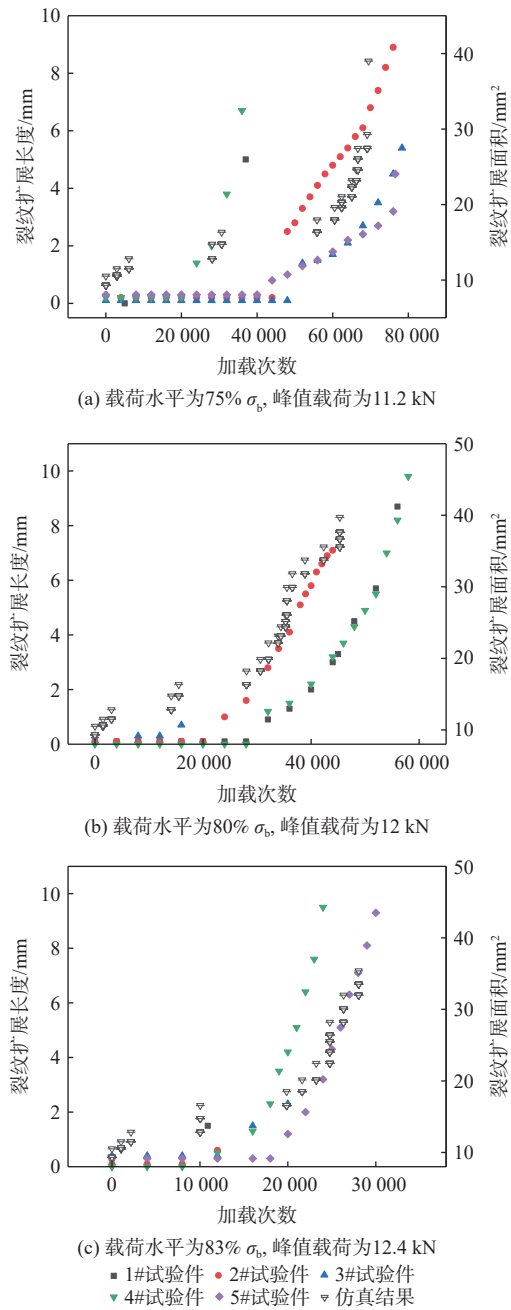


图13 试验及仿真结果

Fig. 13 Test and simulation results

2.2 含孔边分层试验件有限元仿真计算

建立的有限元模型如图14所示，边界条件为复材层板端部固支，金属端头限制轴向之外的位移，并施加拉-拉循环载荷。各独立部件均接触。

采用 ABAQUS 自带的 cohesive 单元模拟分层扩展。在建模时, 分层位置与实际位置一致。复材和金属部分均为 8 节点减缩积分单元(C3D8R)。

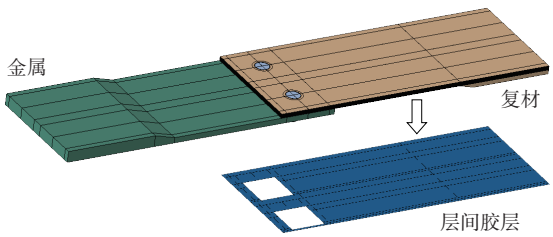


图 14　复材疲劳寿命分析有限元模型与界面单元

Fig. 14　Finite element model and interface element for composite fatigue life analysis

复合材料的失效涉及到层内失效及层间失效, 因此, 在进行有限元模拟时分别针对层内失效和层间失效分别采用不同的失效准则。

2.2.1　层内损伤准则

复合材料层内损伤使用根据三维 Hashin 静力失效准则[25]改进的疲劳失效准则。层内损伤的材料性能退化参考 Camanho[26]给出的材料退化方法, 具体如表 9 所示, 表中, E_{ij} (i,j =1,2,3) 为拉伸模量, G_{ij} (i,j =1,2,3) 为剪切模量。

表 9　层内损伤退化准则

Table 9　Intralayer damage degradation criterion

失效模式	材料退化准则
经向拉伸/剪切失效	E_{11},G_{12},G_{13}退化到初始值的0.01
经向压缩失效	E_{11},G_{12},G_{13}退化到初始值的0.01
纬向拉伸/剪切失效	E_{22},G_{13},G_{23}退化到初始值的0.01
纬向压缩失效	E_{22},G_{13},G_{23}退化到初始值的0.01

2.2.2　层间损伤准则

针对分层损伤的考虑是基于双线性内聚力本构关系, 考虑疲劳加载对损伤累积过程的影响[27], 层间强度随着疲劳进程逐渐衰减。层间性能属性如表 10 所示, 表中, T_n、T_s、T_t 分别为界面承受的法向应力和 2 个切向应力, $G_{\mathrm{I C}}$、$G_{\mathrm{II C}}$、$G_{\mathrm{III C}}$ 分别为界面单元Ⅰ型、Ⅱ型、Ⅲ型裂纹对应的临界应变能释放率。

表 10　层间界面单元属性

Table 10　Interlayer interface element properties

T_n/MPa	T_s/MPa	T_t/MPa	$G_{\mathrm{I C}}$/(N·mm^{-1})	$G_{\mathrm{II C}}$/(N·mm^{-1})	$G_{\mathrm{III C}}$/(N·mm^{-1})
81	81	60	0.2	1.0	1.0

在单元未发生损伤时, 对复合材料层内及层间的强度性能进行逐步退化, 在单元发生损伤后, 对复合材料层内及层间的刚度性能进行直接折减, 因此, 结构的承载能力不断下降。当结构整体强度降低至疲劳载荷谱的最大疲劳应力水平 σ_{max} 以下, 就发生了结构整体失效, 此时结构承载能力突然下降, 通过有限元模型输出的加载端载荷/位移-时间曲线的突变作为结构失效的判定准则, 即认为此时的加载次数 n 为结构的疲劳寿命 N_f。

复合材料结构疲劳有限元分析流程如图 15 所示。

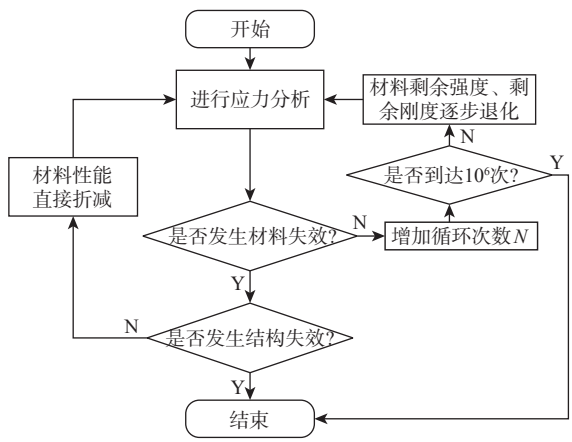


图 15　有限元分析流程

Fig. 15　Finite element analysis flow

复合材料的性能折减通过编写用户自定义场变量子程序 VUSDFLD 实现。

2.2.3　仿真结果分析

各组载荷作用下, 预置分层损伤的复材-金属连接试验件仿真结果和试验结果对比情况如表 11 所示。仿真计算得到的结构寿命与试验平均值吻合程度良好。

表 11　仿真结果对比

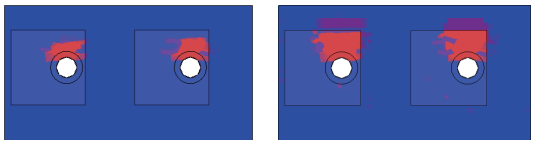
Table 11　Comparison of simulation results

组别	试验寿命平均值	有限元计算值	仿真与试验的相对误差/%
第1组	137 539	131 825	−4.15
第2组	17 261	17 378	0.70
第3组	6 834	6 309	−7.68

从损伤模拟结果来看, 复材 2 个钉孔的的挤压区域的损伤水平相当, 均为在挤压载荷作用下的挤压应力导致的疲劳损伤破坏, 同时层间也出现了一些损伤起始, 但是没有完全损伤。层内和层间损伤的扩展结果如图 16 和图 17 所示。

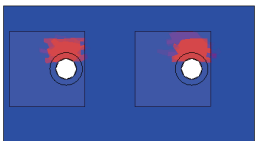
如图 17 所示, 在疲劳载荷加载过程中出现了一定程度的预置分层的层间损伤扩展行为。主要表现为在局部压载作用下向着压向逐渐扩展,

由于挤压应力分布导致有扩展成圆形分层区域的趋势。

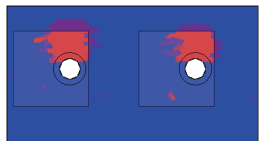


(a) 45% σ_b (6.7 kN)加载下的损伤扩展（第2 200次）

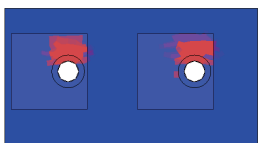
(b) 45% σ_b (6.7 kN)加载下的损伤扩展（第131 825次，发生破坏）



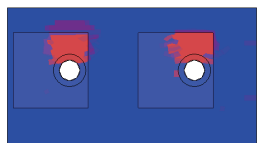
(c) 50% σ_b (7.5 kN)加载下的损伤扩展（第2 200次）



(d) 50% σ_b (7.5 kN)加载下的损伤扩展（第17 378次，发生破坏）



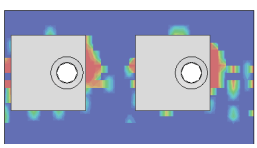
(e) 55% σ_b (8.2 kN)加载下的损伤扩展（第2 200次）



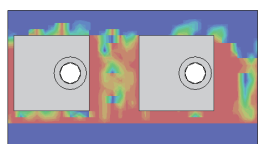
(f) 55% σ_b (8.2 kN)加载下的损伤扩展（第6 309次，发生破坏）

图 16　损伤扩展仿真结果

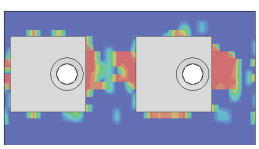
Fig. 16　Damage propagation simulation results



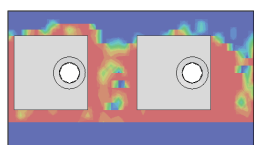
(a) 45% σ_b (6.7 kN)加载下的损伤扩展（第2 200次）



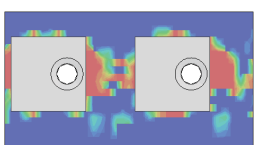
(b) 45% σ_b (6.7 kN)加载下的损伤扩展（第131 825次，发生破坏）



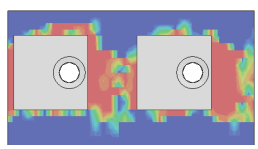
(c) 50% σ_b (7.5 kN)加载下的损伤扩展（第2 200次）



(d) 50% σ_b (7.5 kN)加载下的损伤扩展（第17 378次，发生破坏）



(e) 55% σ_b (8.2 kN)加载下的损伤扩展（第2 200次）



(f) 55% σ_b (8.2 kN)加载下的损伤扩展（第6 309次，发生破坏）

图 17　层间损伤的仿真结果

Fig. 17　Simulation results of interlayer damage

3　随机谱下的含损伤连接结构剩余寿命分析

本节采用可重复使用运载器 2 种典型工况下的载荷谱进行含损伤连接结构的损伤扩展和剩余寿命进行分析，如图 18 所示。

1）含金属孔边裂纹金属-复材连接结构。分别计算 2 个工况下含 3 mm 和 8 mm 这 2 种长度的初始裂纹结构在 500 次目标寿命下的裂纹扩展行为，结果如图 19 所示。

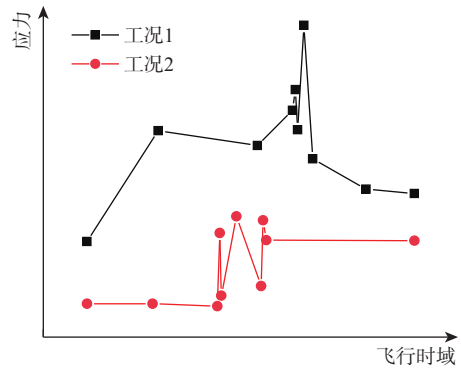


图 18　应力时域信号

Fig. 18　Stress time domain signal

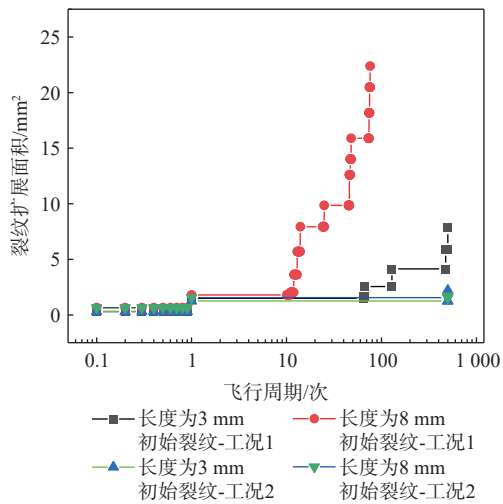


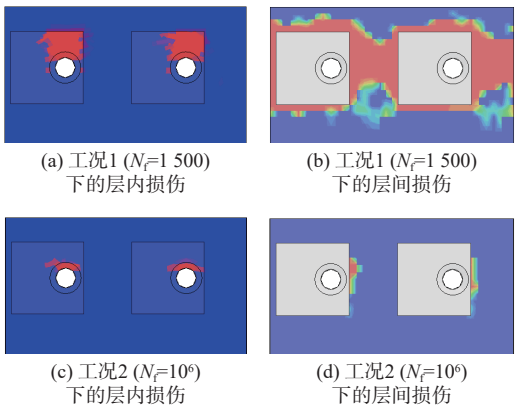
图 19　预置裂纹在 2 种载荷下扩展情况

Fig. 19　Preset crack propagation under two loads

可见，在工况 1 下，3 mm 初始裂纹在 90 次飞行周期开始扩展，在 500 次飞行周期发生轻微扩展，8 mm 初始裂纹在 10 次飞行周期后开始显著扩展，在约 75 次飞行周期后达到断裂。在工况 2 的载荷下，2 种初始裂纹长度结构在 500 次飞行周期内均保持缓慢扩展。

2）含复材孔边分层金属-复材连接结构。计算了含复材孔边分层（见图 3）的连接结构在 2 种工况下的剩余寿命。

2 种工况下的复合材料损伤及寿命如图 20 所示。在工况 1 载荷作用下结构寿命 N_f 约为 1 500 次循环，层内与层间均发生较严重的破坏。在工况 2 载荷作用下，结构可在经历 1×10^6 次循环加载下相对保持结构完整，孔边受压一侧发生轻微层内损伤，由于结构弯曲产生的层间剪切作用，预置分层区域的侧向发生轻微分层扩展。



(a) 工况1 (N_f=1 500)下的层内损伤　(b) 工况1 (N_f=1 500)下的层间损伤

(c) 工况2 (N_f=10^6)下的层内损伤　(d) 工况2 (N_f=10^6)下的层间损伤

图 20　复合材料层板 2 种载荷循环作用下的损伤

Fig. 20　Damage of laminates under two load cycles

4　讨　论

从含预置金属孔边穿透裂纹试验件结果来看, 载荷水平越高, 裂纹扩展速率越大, 剩余寿命越小。在裂纹开始扩展后随着加载次数的增加, 裂纹长度不断增大。从扩展曲线来看, 试验并没有体现出一般远端加载的金属试验件中典型的从裂纹“出现-缓慢扩展-急速扩展”的过程, $\Delta a-\lg N$为非连续曲线, 即在金属外表面观测到裂纹后, 裂纹很快进入快速扩展阶段, 其原因主要是由于结构特性引起的偏心效应[28], 导致金属件的上表面裂纹扩展长度要比下表面的长, 由于试验中内表面无法观测, 只能观测到下表面的裂纹扩展情况, 因此, 对金属-复材连接结构, 采用目视检测金属表面裂纹长度来表征结构的损伤程度是非常保守的。

试验过程中裂纹的扩展方向与载荷方向并不垂直其主要原因可能是由于金属和复材接触表面存在一定的摩擦, 导致载荷方向发生偏转。

1) 含初始复材孔边分层的金属-复材连接结构在拉-拉疲劳载荷作用下的损伤是以孔边的挤压破坏为主, 同时孔边分层边缘也会产生一定的损伤起始, 但是在最终破坏前, 损伤扩展并不明显,疲劳破坏过程比较突然。

2) 对比含不同损伤的 2 种连接结构的剩余寿命结果来看, 不含孔边分层的复材部分在较高的疲劳载荷作用下也不会明显损伤, 说明孔边分层会明显降低金属-复材连接结构的剩余寿命。

3) 对比含金属裂纹和复材孔边分层 2 种试验件测试结果, 说明复材孔边分层的影响明显大于金属孔边裂纹的影响, 建议针对金属-复材连接结构进行损伤容限设计时, 重点考虑复材孔边分层损伤的影响。

4) 根据随机谱下的分析结果可以看出, 工况 1 载荷下含 8 mm 初始裂纹结构会发生明显扩展, 工况 2 载荷作用则基本不扩展; 含 3 mm 裂纹结构基本都不扩展, 说明裂纹扩展受载荷大小和初始长度共同影响。

5　结　论

1) 含初始孔边分层(复材)的金属-复材的双钉横向连接结构, 在拉-拉疲劳载荷作用下, 复合材料部分的孔边分层会在挤压载荷作用下发生一定扩展; 受挤压一侧逐渐发生挤压疲劳损伤扩展, 但是最终破坏前损伤观测都不明显。

2) 含初始孔边穿透裂纹(金属)的金属-复材双钉横向连接结构, 在拉-拉疲劳载荷作用下, 金属内表面的裂纹扩展速率快于外表面。对于此类连接结构, 仅采用表面裂纹长度来表征金属损伤程度可能导致保守估计。

3) 复材孔边分层会明显降低金属-复材连接结构的寿命和承载能力; 金属-复材连接结构的损伤容限设计应该重点关注复材孔边分层损伤。

4) 本文建立的含损伤金属-复材单排双列的连接结构疲劳预测模型, 能够预测此类结构的剩余寿命和损伤扩展行为, 可用于指导此类结构的损伤容限设计和评估。

参考文献（References）

[1] WANHILL R J H, BRAY G H. Aluminum-lithium alloys: processing, properties, and applications [M]. Boston : Elsevier Science, 2014: 381-413.

[2] 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(in Chinese).

[3] 赵永庆, 吴聪, 王欢. 1200 MPa 级高强高韧损伤容限钛合金强韧性研究进展[J]. 稀有金属材料与工程, 2022, 51(12): 4389-4397.
ZHAO Y Q, WU C, WANG H. Advance in relationship between tensile strength and toughness for 1200 MPa high strength and high toughness Ti-alloy with damage tolerance[J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2022, 51(12): 4389-4397(in Chinese).

[4] 孙侠生, 苏少普, 孙汉斌, 等. 国外航空疲劳研究现状及展望[J]. 航空学报, 2021, 42(5): 40-65.
SUN X S, SU S P, SUN H B, et al. Current status and prospect of overseas research on aeronautical fatigue[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(5): 40-65(in Chinese).

[5] 付晨. 纤维增强复合材料层合板分层损伤机理与预测方法研究[D]. 北京: 北京交通大学, 2022.
FU C. Research on the damage mechanisms and the prediction method of delamination in fiber-reinforced composite laminates[D]. Beijing: Beijing Jiaotong University, 2022(in Chinese).

[6] 顾志平. 基于内聚力理论的复合材料分层失效机理研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2016.

GU Z P. Study on delamination failure mechanism of composite laminates based on cohesive theory[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2016(in Chinese).

[7] 王小玲. 含损伤复合材料层合板疲劳特性研究[D]. 天津: 中国民航大学, 2009.
WANG X L. Fatigue behavior study of damaged composite laminates[D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2009(in Chinese).

[8] AOKI R, HIGUCHI R, YOKOZEKI T. Progressive damage and residual strength of open-hole thin-ply CFRP laminates under tensile fatigue loading[J]. Composite Structures, 2023, 314: 116973.

[9] 汪厚冰, 邓凡臣, 魏宏艳, 等. 含开孔与含裂缝的复合材料层压板拉伸剩余强度评估[J]. 复合材料科学与工程, 2024(2): 27-34.
WANG H B, DENG F C, WEI H Y, et al. Residual strength evaluation of laminates with open hole or crack under tensile load[J]. Composites Science and Engineering, 2024(2): 27-34(in Chinese).

[10] 苏玲, 徐倩. 含应力集中复合材料结构损伤容限分析方法研究与应用[J]. 导弹与航天运载技术, 2018(2): 105-109.
SU L, XU Q. Research and application of damage tolerance analysis method for composite structure with stress concentration[J]. Missiles and Space Vehicles, 2018(2): 105-109(in Chinese).

[11] 杨钧超, 王雪明, 陈向明, 等. 低速冲击损伤对复材加筋板压缩性能的影响[J]. 航空学报, 2023, 44(20): 228498.
YANG J C, WANG X M, CHEN X M, et al. Effect of low-velocity impact damage on compressive properties of composite stiffened panels[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2023, 44(20): 228498(in Chinese).

[12] ZHENG Y P, ZHANG C Y, TIE Y, et al. Tensile properties analysis of CFRP-titanium plate multi-bolt hybrid joints[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2022, 35(3): 464-474.

[13] 陈龙. 复合材料-钛合金混合结构多钉连接分析与试验研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2020.
CHEN L. Testing and numerical analysis of composite-to-titanium hybrid structure with multiple-bolted joints[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2020(in Chinese).

[14] 方志晓. 钛合金与复合材料壁板连接结构群钉载荷分配仿真与试验研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2016.
FANG Z X. Research on the load distribution of mechanical connection structure of titanium and composite panel by simulation and experiment[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2016(in Chinese).

[15] 桂林. 温度对复合材料-金属机械连接结构静强度影响研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2021.
GUI L. Research on the influence of temperature on the static strength of composite material-metal mechanical connection structure[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2021(in Chinese).

[16] CHEN Y W, YANG X J, LI M J, et al. Mechanical behavior and progressive failure analysis of riveted, bonded and hybrid joints with CFRP-aluminum dissimilar materials[J]. Thin-Walled Structures, 2019, 139: 271-280.

[17] 贾云超, 关志东, 宋晓君. 复合材料-金属机械连接性能研究[J]. 玻璃钢/复合材料, 2015(4): 66-70.
JIA Y C, GUAN Z D, SONG X J. Study on performance of composite-metal mechanical joints[J]. Fiber Reinforced Plastics/Composites, 2015(4): 66-70(in Chinese).

[18] 沈真, 柴亚南, 杨胜春, 等. 复合材料飞机结构强度新规范要点评述[J]. 航空学报, 2006, 27(5): 784-788.
SHEN Z, CHAI Y N, YANG S C, et al. The outline of new specifications on strength of composite aircraft structures[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(5): 784-788(in Chinese).

[19] 侯赤, 周银华, 全泓玮, 等. 混合结构中金属疲劳对层合板损伤的影响[J]. 西北工业大学学报, 2018, 36(1): 74-82.
HOU C, ZHOU Y H, QUAN H W, et al. The effect of metal on composites fatigue damage in mixed structure[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2018, 36(1): 74-82(in Chinese).

[20] DI CAPRIO F, RUSSO A, MANSERVIGI C, et al. Damage tolerance evaluation of a C/C-SiC composite body flap of a re-entry vehicle[J]. Composite Structures, 2021, 274: 114341.

[21] BABUSKA P, GOYAL V K, MAQUEDA I, et al. Damage tolerance approach for composite space structures with curved bends[C]// Proceedings of the AIAA Scitech 2020 Forum. Reston: AIAA, 2020.

[22] 蔡巧言, 李配缘, 黎增山, 等. 可重复使用运载器舵轴裂纹扩展寿命分析[J]. 强度与环境, 2023, 50(6): 1-8.
CAI Q Y, LI P Y, LI Z S, et al. The analysis of the rudder shaft crack growth life analysis of the reusable vehicle[J]. Structure & Environment Engineering, 2023, 50(6): 1-8(in Chinese).

[23] Dassault Systèmes Simulia Corp. Abaqus/standard 6.14 user's manual[M]. Providence: Dassault Systèmes, 2014.

[24] 航空航天工业部科学技术研究院. 美国空军损伤容限设计手册: 飞机结构损伤容限分析和设计指南[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1989.
Science and Technology Research Institute of the Ministry of Aerospace Industry. USAF damage tolerant design handbook: guidelines of the analysis and design of damage tolerant aircraft structures[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 1989(in Chinese).

[25] SHOKRIEH M M, LESSARD L B. Progressive fatigue damage modeling of composite materials, part I: modeling[J]. Journal of Composite Materials, 2000, 34(13): 1056-1080.

[26] CAMANHO P P, DAVILA C G, DE MOURA M F. Numerical simulation of mixed-mode progressive delamination in composite materials[J]. Journal of Composite Materials, 2003, 37(16): 1415-1438.

[27] 万傲霜, 朱飞扬, 云新尧, 等. 平面机织复合材料疲劳分层数值分析方法研究[J]. 复合材料学报, 2024, 41(8): 4418-4433.
WAN A S, ZHU F Y, YUN X Y, et al. Investigation on numerical analysis method of fatigue delamination damage of plane woven composites[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2024, 41(8): 4418-4433(in Chinese).

[28] 刘峰, 周建国, 陈威杨, 等. 维修扩孔对碳纤维复合材料层合板与金属板双钉连接强度的影响分析[J]. 宇航材料工艺, 2022, 52(3): 94-102.
LIU F, ZHOU J G, CHEN W Y, et al. Analysis of maintenance reaming effect on the strength of double-bolted joints of carbon fiber composite laminates and metal plates[J]. Aerospace Materials & Technology, 2022, 52(3): 94-102(in Chinese).

Damage tolerance analysis on reusable launch vehicle connection structures

LI Peiyuan[1]，CAI Qiaoyan[2,*]，LI Zengshan[3]，FENG Jiahe[3]

(1. Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering，Beijing 100076，China；
2. China Academy of Launch Vehicle Technology，Beijing 100076，China；
3. School of Aeronautic Science and Engineering，Beihang University，Beijing 100191，China)

Abstract：A damage tolerance test of the metal-composite connection structure with initial damage was conducted for the composite skin-metal skeleton structure used in the reusable launch vehicle, and a damage tolerance performance prediction model of the corresponding structure was created. The research results show that metal structures containing initial cracks at the edge of the connection hole will undergo crack expansion under fatigue load. Due to the geometric asymmetry of the connection structure, the crack expansion rates on the upper and lower surfaces are inconsistent, resulting in crack observation from the outer surface causing an error in the damage size. Extrusion load causes some delamination expansion in composite laminates with preset delaminations; extrusion fatigue damage to the composite materials is the primary cause of the damage. Delamination around composite connection holes will drastically reduce the life of the metal-composite connection structure. The damage tolerance design of the metal-composite connection structure should focus on composite hole edge delamination damage. The prediction results of the established metal-composite structure damage tolerance performance prediction model are in good agreement with the test results. It can well predict the damage expansion process and extended life of the structure, and can be used to guide the damage tolerance design of this type of structure.

Keywords：reusable launch vehicle; structure; damage tolerance; finite element method; damage detection

Received：2024-04-16；**Accepted**：2024-06-21；**Published Online**：2024-06-27 10：16

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240626.1114.001

Foundation item：Financial Support for Key Independent Research and Development Projects of China Academy of Launch Vehicle Technology

* **Corresponding author**. E-mail：aseexplorer@163.com