

DOI:10.16356/j.1005-2615.2023.01.009

2E12 铝合金机身壁板损伤容限分析与试验验证

秦剑波, 宁宇, 周颜, 王新波, 张志楠

(航空工业第一飞机设计研究院强度设计研究所, 西安 710089)

摘要: 2E12 为国产新研铝合金材料, 拟用于飞机机身蒙皮结构。损伤容限特性是该材料应用于型号的关键指标之一。按损伤容限设计要求, 本文设计了 3 组典型的机身壁板结构试验件, 包含了单跨裂纹、双跨裂纹和裂纹修理 3 种情况, 首先完成了裂纹扩展和剩余强度数值分析, 随后进行了验证试验, 同时与 2024 铝合金试验件进行了对比分析和试验。研究表明: 新研 2E12 铝合金材料损伤容限性能较好, 能够满足型号设计要求; 相对于单裂纹扩展, 多裂纹的存在显著提高了裂纹扩展速率, 多裂纹的总寿命缩短约为 30%; 裂纹扩展分析结果与试验结果误差小于 10%; 各试验件剩余强度结果一致性很好, 分析结果与试验结果的差别约为 2.3%。

关键词: 机身壁板; 损伤容限; 裂纹扩展; 应力强度因子; 剩余强度

中图分类号: V215.6 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2023)01-0073-07

Analysis and Test Verification of Damage Tolerance of 2E12 Aluminum Alloy Fuselage Panel

QIN Jianbo, NING Yu, ZHOU Yan, WANG Xinbo, ZHANG Zhinan

((Department of Strength Design, AVIC the First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China)

Abstract: 2E12 is a new aluminum alloy material made in China. It is to be used in aircraft fuselage skin structure. Damage tolerance performance is one of its key indicators for the material. According to the requirement of damage tolerance design, this paper designs three typical test pieces of fuselage panel structure, including single-span crack, double-span crack and crack repair. Firstly, the numerical analysis of crack propagation and residual strength is completed, and then the verification test is carried out. The results are compared with those of 2024 aluminum alloy. The results show that the damage tolerance of 2E12 aluminum alloy material can meet the design requirements. Compared with single crack propagation, the existence of multi-crack increases the crack growth rate significantly, and the total life of multi-cracks is shortened by about 30%. The error of crack propagation analysis and test results is less than 10%. The residual strengths of all test pieces are in good agreement, and the difference between the analytical results and the experimental results is about 2.3%.

Key words: fuselage panel; damage tolerance; crack propagation; stress intensity factor; residual strength

轻质、长寿命和高可靠性一直是飞机结构选材和设计追求的目标。机身壁板作为大型飞机结构中主要的承力构件, 其几何形状和受载情况比较复杂, 是飞机结构中主要产生损伤失效的部位, 机身壁板的设计与选材一直是飞机结构设计的重要部

位之一^[1]。本文针对某型飞机机身结构候选新型铝合金材料 2E12 开展损伤容限特性的分析与试验研究具有重要的意义。

国内外学者对金属加筋壁板损伤容限分析及试验研究较多。Furukawa 等^[2]通过有限元计算分

收稿日期: 2022-02-28; 修订日期: 2022-04-29

通信作者: 秦剑波, 男, 高级工程师, E-mail: 546954@qq.com。

引用格式: 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 Jianbo, NING Yu, ZHOU Yan, 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.

析了加筋壁板在增压载荷作用下裂尖的应力强度因子,并预测其疲劳裂纹扩展寿命。Fossati等^[3]对铝合金整体壁板进行有限元数值分析,模拟裂纹从蒙皮扩展到筋条的裂纹扩展路径。王生楠等^[4]通过三维壳体单元对机身壁板进行了剩余强度和止裂特性分析。陈安等^[5-7]对机身加筋曲板进行了复合加载下的损伤容限性能试验,并采用有限元分析计算应力强度因子获得裂纹扩展寿命和剩余强度值。马野等^[8]采用壳体单元对整体加筋壁板裂纹扩展轨迹进行模拟,并研究了整体加筋壁板损伤容限优化设计方法。施剑玮^[9]采用壳单元结合Nasgro软件对金属加筋壁板疲劳裂纹扩展进行了研究。张海英等^[10]在机身壁板的损伤容限试验与分析中研究了裂纹转折技术对裂纹扩展轨迹的影响和在提高结构破损安全性能方面的作用。

本文针对国产新研铝合金2E12材料是否可以替换现有2024进行了典型机身加筋壁板损伤容限分析研究与验证试验。设计了含单跨裂纹、双跨裂纹和裂纹修理3种情况的加筋壁板试验件,完成了裂纹扩展和剩余强度数值分析和验证试验,同时与2024铝合金试验件进行了对比分析和试验。

1 试验件

机身壁板主要承受充压气密载荷和飞行载荷,尤以气密载荷为主,根据损伤容限设计思想,机身壁板在进行损伤容限设计时主要考虑气密载荷作用下环向和纵向裂纹的扩展速率和两跨距裂纹长度下的剩余强度是否满足要求。按此要求设计的试验件如图1所示。

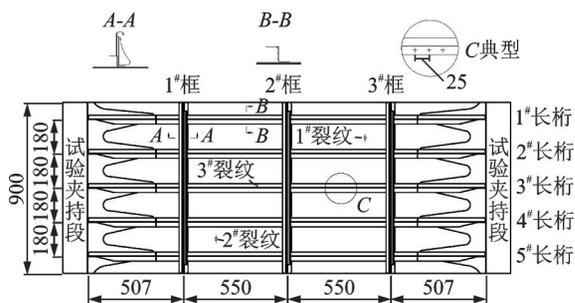


图1 试验件及预制裂纹示意图

Fig.1 Diagram of test piece and prefabricated crack

试验件是由5根长桁、3个框、蒙皮以及夹持段等4部分组成的平板结构,共3件。蒙皮材料为2E12铝合金,厚度1.8 mm;框为7475铝合金钣金框,厚度1.8 mm;长桁为7050铝合金“Z”字形型材,厚度2.5 mm。在试验件上预制有3条裂纹,初

始长度均为 $2a_0=20$ mm。1#裂纹位于1#、2#长桁和2#、3#框之间的蒙皮上,距3#框约1/3处;2#裂纹位于4#、5#长桁和1#、2#框之间的蒙皮上,距1#框约1/3处;3#裂纹距2#框约1/3处,采用线切割方式在铆钉孔两边预制裂纹,且长桁和蒙皮均切透。材料的基本力学性能见表1。

表1 材料基本力学性能

Table 1 Basic mechanical properties of the material

材料	弹性模量 E / GPa	泊松比 ν	极限强度 σ_b / MPa	材料断裂韧性 K_{IC} / (MPa \cdot (mm) $^{1/2}$)
2E12	67	0.33	458	4 806.6
7050-T74511	70.4	0.33	600	2 308.4
7475-T61	70	0.33	538	3 952.8

2 数值仿真分析

2.1 有限元模型

在Abaqus软件中建立试验件三维实体有限元模型。蒙皮、长桁、框及连接角材均采用8节点的C3D8R实体单元模型,试验件两端的长桁斜削段采用四面体C3D4实体单元。为适当简化模型,长桁与蒙皮、框与蒙皮连接采用tie耦合约束。模型沿着长桁方向,一端固支,另一端施加均布载荷,同时约束面外转动。无裂纹有限元模型(Finite element model, FEM)如图2所示。



图2 无裂纹FEM

Fig.2 Crack-free FEM

采用三维裂纹扩展分析软件Zencrack进行裂纹尖预制和裂纹扩展分析,如图3所示。考虑到1#裂纹和2#裂纹的对称性,在仿真分析时只需计算1#裂纹和3#裂纹。

2.2 应力强度因子计算结果

图4给出了1#裂纹和3#裂纹I型应力强度因子随半裂纹长度的变化曲线。可以看到,1#裂纹的半裂纹长度小于40 mm时,裂纹尖端I型应力强度因子几乎线性增大,超过40 mm时继续增大,但趋势有所减缓,直到65 mm左右应力强度因子达到最大值。当半裂纹长度超过65 mm时,裂纹尖端逐步靠近筋条,由于筋条的止裂作用,裂尖应力强

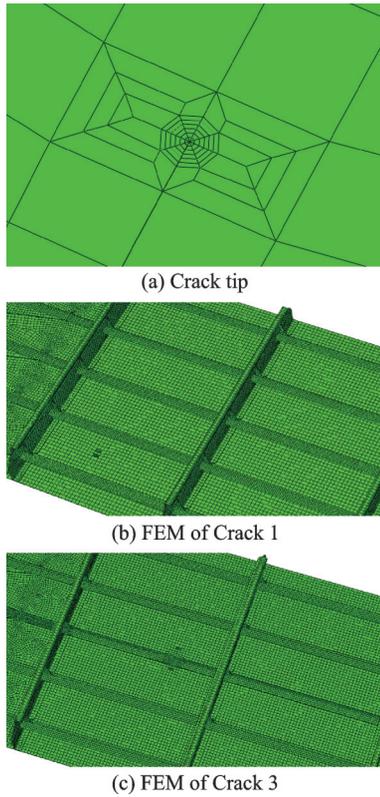


图3 裂纹FEM
Fig.3 Crack FEM

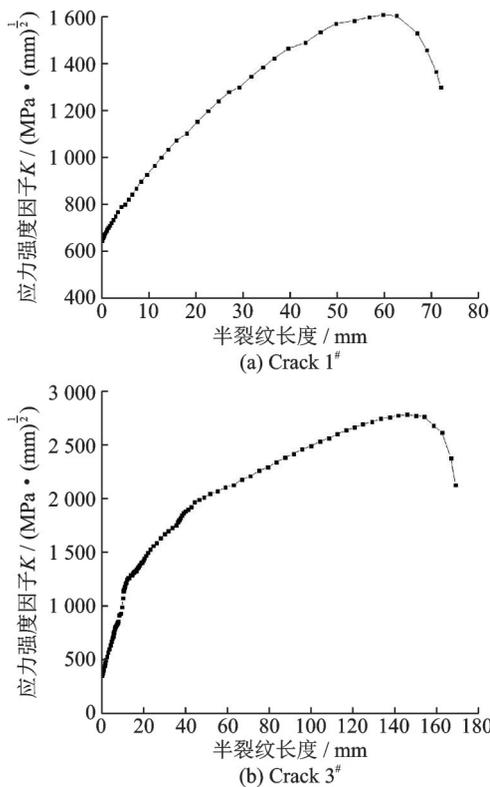


图4 应力强度因子曲线
Fig.4 Stress intensity factor curve

度因子迅速下降。3#裂纹的应力强度因子 K_I 变化趋势与1#裂纹的类似,但是在数值上明显高于1#裂纹的应力强度因子。

2.3 裂纹扩展寿命计算结果

对于等幅载荷下裂纹扩展分析,工程上一般选取 Paris 公式^[11]

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K)^n \quad (1)$$

式中: $C=8.27 \times 10^{-11} \text{ mm} \cdot (\text{N}/\text{mm}^{3/2})^{-n}$, $n=2.6539$ 。裂纹扩展寿命计算结果见表2。

表2 1#裂纹和3#裂纹扩展寿命计算结果

Table 2 Calculation results of propagation life of cracks 1# and 3#

裂纹	最终裂纹长度/mm	裂纹扩展寿命/循环
1#	75	39 218
3#	170	25 429

2.4 剩余强度计算结果

根据线弹性断裂力学,结构的剩余强度载荷为^[12]

$$\sigma_c = \frac{K_C}{\beta \cdot \sqrt{\pi a}} \quad (2)$$

式中: σ_c 为临界断裂应力, K_C 为材料断裂韧性。

结合3#裂纹的应力强度因子曲线计算得到壁板剩余强度载荷随裂纹长度的变化曲线如图5所示。可以看出,随着裂纹长度增加,剩余强度大体为逐渐降低的趋势,尤其是短裂纹时候下降更为明显。当裂纹扩展至邻近长桁时,受长桁止裂作用,剩余强度略有增加。当半裂纹长度达到170 mm时,计算得到的剩余强度载荷为578.7 kN,对应的毛面积应力为321.9 MPa。

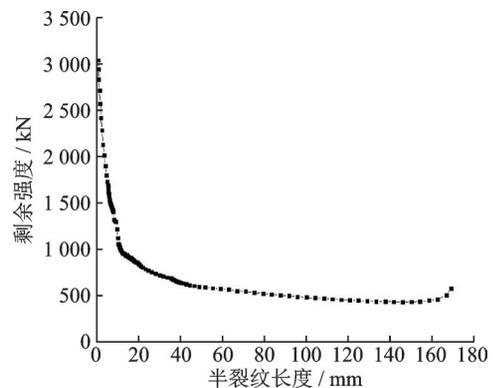


图5 剩余强度载荷随裂纹长度变化曲线
Fig.5 Curve of residual strength with crack length

3 验证试验

3.1 试验支持

试验采用500 kN疲劳动作筒实现等幅载荷谱加载,配合3 000 kN静力动作筒实现剩余强度试验加载。为保证试验件考核截面上应力均匀性,设计了专门的试验夹具。试验支持及夹具如图6所示。



图6 试验现场图

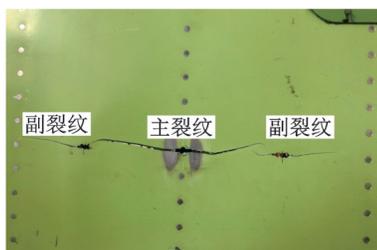
Fig.6 Test site diagram

3.2 裂纹扩展试验

3.2.1 裂纹扩展试验

机身结构承受的载荷有气密增压载荷、其他部件传递的气动载荷以及自身惯性载荷,但对于大中型运输类飞机,机身主要承受增压载荷,一般一个起落一次循环。其他载荷相比增压载荷而言,引起的结构损伤较小。因此,为缩短研发试验周期,试验时采用等幅谱。按照飞机巡航飞行时,充压载荷下机身蒙皮最大应力约为100 MPa,取该应力值作为试验件剖面的应力,则拉伸载荷为249.5 kN,采用等幅谱施加载荷,应力比 $R=0.06$ 。

裂纹扩展试验分为两步:(1)进行1[#]和2[#]裂纹的单跨裂纹扩展试验,当裂纹扩展至邻近筋条时,停止试验,对试验件的1[#]、2[#]裂纹进行修补,以保证3[#]裂纹扩展试验的顺利进行。(2)进行3[#]裂纹的双跨裂纹扩展试验,当裂纹扩展至邻近筋条时停止试验。其中,第3件试验件在进行3[#]裂纹的双跨裂纹扩展试验时,当裂纹扩展至1/3跨度时,人工再预制裂纹,即增加副裂纹,进行多裂纹研究,如图7所示。裂纹位置约为3[#]裂尖至临近长桁的中心处,长度约为20 mm。

图7 第3件试验件3[#]裂纹Fig.7 Crack 3[#] of test piece No.3

3.2.2 试验结果

在裂纹扩展试验时,采用贴标尺和读数显微镜目测的方法对裂纹长度进行测量。

裂纹扩展试验过程中,除第3件的3[#]裂纹受到人工新制裂纹的影响导致裂纹路径不平直外,其余裂纹基本沿直线扩展。裂纹每扩展1~2 mm,记录半裂纹长度 a 和对应的循环次数 N 。图8给出了3件试验件不同裂纹的裂纹扩展曲线 $a-N$ 曲线。

从图8(a,b)可以看出,对于1[#]和2[#]单跨裂纹,3件试验件的裂纹扩展寿命相差不大。

从图8(c)可以看出,第1件和第2件试验件的3[#]裂纹,在半裂纹长度20 mm前裂纹扩展速率较低,随后逐步加快,特别当半裂纹长度超过50 mm时,裂纹扩展速率明显增大,直至扩展至邻近长桁处,此时半裂纹长度约170 mm,裂纹扩展寿命相近。第3件试验件的3[#]裂纹扩展至45 mm左右时(此时对应循环数约为16 800次),在裂尖与邻近长桁中间位置处预制人工裂纹后继续进行试验,该人工裂纹在总循环数17 200次时发现可检裂纹,长度0.4 mm。当循环数达到19 000次时,原3[#]裂纹

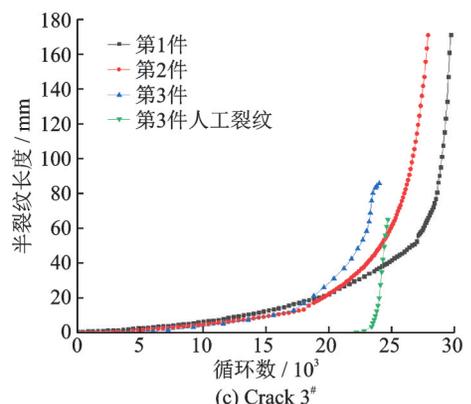
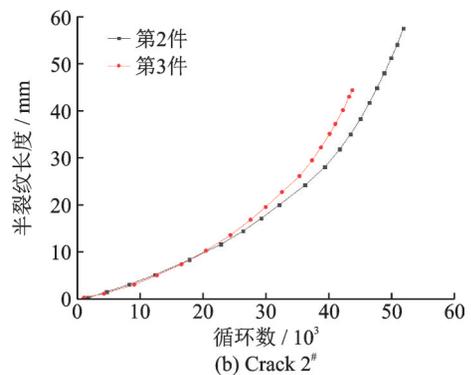
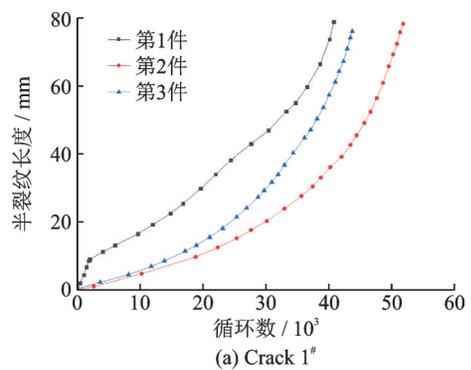


图8 试验的裂纹扩展曲线

Fig.8 Crack growth curves of test

与人工预制裂纹一侧(该侧裂纹长度 7.3 mm,另一侧裂纹 19.9 mm)汇合裂穿,随后变成一条裂纹继续扩展,直到 19 700 次循环时,人工预制裂纹的另一侧裂尖扩展至临近长桁,此时该裂纹长度 65 mm。人工开裂实际上形成了多裂纹,由于多裂纹存在,大大加快了裂纹扩展速率,与第 1 件和第 2 件的 3[#] 裂纹相比裂纹扩展速率增加量在 30% 左右。

从图 8 中还可以看出,在参考应力一致的情况下,虽然双跨裂纹的半裂纹长度约为单跨裂纹的 2 倍,但裂纹扩展周期却只有单跨裂纹的 70% 左右,这主要是因为筋条对裂尖应力强度因子增量具有抑制作用。单跨裂纹虽然扩展路径短,但由于距离筋条较近,其抑制作用较为明显,抵消了裂纹扩展路径短的不利影响。

3.3 剩余强度试验

当两跨裂纹扩展至邻近筋条时,停止裂纹扩展试验,进行剩余强度试验,此时裂纹总长约 330 mm。3 件试验件的剩余强度结果如表 3 所示,1[#] 试验件剩余强度试验破坏结果如图 9 所示。从剩余强度试验结果可以看出,3 件试验件的剩余强度值一致性很好,最大与最小的差别仅 15 kN,约 2.5%,这也说明该材料的分散性较小。从图 9 中可以看出,裂纹穿过邻近长桁后,主裂纹短时间能够沿着近似直线扩展,但迅速发生近 90° 的拐折,此时已经发生失稳扩展。1[#] 试验件右侧裂纹扩展至邻近长桁时,长度 171 mm,而左侧为 145 mm,因此剩余强度试验时右侧扩展较快,并撕裂蒙皮上部,导致右侧断裂时又出现一裂纹,而左侧没有断裂但局部失稳已无法承受载荷。

表 3 剩余强度试验结果

Table 3 Results of residual strength tests

试验件编号	1 [#]	2 [#]	3 [#]
剩余强度/kN	607	605	592



图 9 剩余强度试验照片

Fig.9 Residual strength test photo

4 对比分析与讨论

4.1 计算结果与试验结果的对比

3 个试验件 3 条裂纹的计算结果与试验结果列于表 4、5 和图 10。可以看到,计算结果和试验结果吻合良好。

表 4 1[#] 裂纹试验与计算结果对比

Table 4 Comparison between Crack 1[#] test and calculation results

试验件	最终裂纹长度/mm	裂纹扩展寿命/循环
1 [#]	78.9	41 400
2 [#]	78.3	51 830
3 [#]	74.2	43 725
计算结果	75.0	39 218

表 5 3[#] 裂纹试验与计算结果对比

Table 5 Comparison between Crack 3[#] test and calculation results

试验件	最终裂纹长度/mm	裂纹扩展寿命/循环
1 [#]	171.2	29 700
2 [#]	171	26 890
计算结果	170	25 429

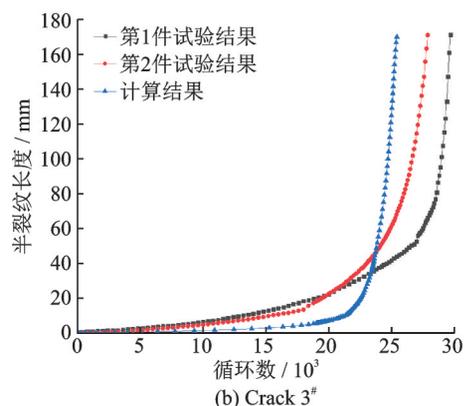
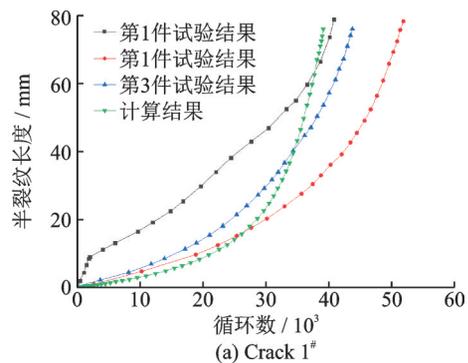


图 10 裂纹扩展曲线对比

Fig.10 Comparison of crack growth curves

4.2 2E12 与 2024 损伤容限特性的对比

目前飞机机身蒙皮大多采用 2024 铝合金材料,因此将 2E12 铝合金壁板试验与尺寸、结构形式相近的 2024 铝合金材料试验^[13]进行对比,结果如

表6所示。从表6中可以看出,无论是单跨裂纹还是双跨裂纹扩展,2E12铝合金的裂纹扩展速率均小于2024-T3材料,因此,国产2E12新材料损伤容限性能较好,能够满足型号研制需求。

表6 2E12与2024-T3材料试验数据对比

Table 6 Comparison of material test data between 2E12 and 2024-T3 aluminum alloy

裂纹 编号	2024-T3材料		2E12材料	
	循环次数	裂纹长度/ mm	循环次数	裂纹长度/ mm
1 [#]	26 627	81	41 400	78.9
	26 749	80.5	51 830	78.3
	29 183	81	43 725	74.2
3 [#]	22 679	175	29 700	171.2
	12 784	179	26 890	171
	16 973	176		

5 结 论

通过对2E12铝合金机身壁板环向裂纹的损伤容限数值仿真分析和试验验证,可以得到如下结论:

(1)新研制的2E12国产铝合金材料的损伤容限性能较好,与2024-T3铝合金材料类似的壁板试验结果相比,2E12材料的壁板具有更好的裂纹阻抗性能,裂纹扩展速率较低,能够满足型号设计要求。

(2)试验中,虽然单跨裂纹较双跨裂纹有更短的裂纹扩展路径,但由于临近长桁的阻滞作用,降低了裂尖应力强度因子,导致其裂纹扩展速率比双跨裂纹的更低,降低量约为30%;3[#]试验件的3[#]裂纹,由于多裂纹的存在,加快了裂纹扩展的速率,加快量约30%。

(3)数值仿真计算得到的裂纹扩展计算结果与试验的 $a-N$ 曲线趋势一致性较好,计算结果略保守。利用该应力强度因子曲线和线弹性断裂力学方法获取的剩余强度曲线能够很好地预测机身壁板的剩余强度值,计算结果与试验结果误差为2.3%。所获得的裂纹扩展及剩余强度分析方法不仅能够支持类似机身壁板的损伤容限设计,而且更能支持该材料在型号中的应用。

参考文献:

[1] 牛春匀. 实用飞机结构工程设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2008: 118-121.
NIU Chunyun. Engineering design of practical aircraft structure[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2008: 118-121.

[2] FURUKAWA C H, BUCALEM M L, MAZELLA I J G. On the finite element modeling of fatigue crack growth in pressurized cylindrical shells[J]. International Journal of Fatigue, 2009, 31(4): 629-635.

[3] FOSSATI M, COLOMBO D, MANRS A, et al. Numerical modelling of crack growth profiles in integral skin-stringer panels[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2011, 7(8): 1341-1352.

[4] 王生楠, 张妮娜, 秦剑波. 整体机身结构纵向裂纹转折与止裂特性分析[J]. 西北工业大学学报, 2007, 25(4): 472-477.
WANG Shengnan, ZHANG Nina, QIN Jianbo. Exploring engineering significance of turning of longitudinal crack in integral airframe structure[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2007, 25(4): 472-477.

[5] 陈安, 魏玉龙, 廖江海, 等. 机身加筋壁板复合加载损伤容限性能试验[J]. 航空学报, 2017, 38(1): 420093.
CHEN An, WEI Yulong, LIAO Jianghai, et al. Damage tolerance test of stiffened fuselage panel under complex load[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(1): 420093.

[6] 陈安, 魏玉龙, 廖江海, 等. 含纵向裂纹机身壁板损伤容限性能试验与分析[J]. 机械强度, 2017, 39(6): 1463-1467.
CHEN An, WEI Yulong, LIAO Jianghai, et al. Damage tolerance experiment and analysis of stiffened fuselage panel with longitudinal crack[J]. Journal of Mechanical Strength, 2017, 39(6): 1463-1467.

[7] 陈安, 廖江海, 闫文伟, 等. 机身加筋壁板环向裂纹损伤容限试验与分析[J]. 航空工程进展, 2017, 8(1): 38-43.
CHEN An, LIAO Jianghai, YAN Wenwei, et al. Damage tolerance test and analysis of stiffened fuselage panel with circumferential crack[J]. Advances in Aeronautical Engineering, 2017, 8(1): 38-43.

[8] 马野, 许希武, 宁晋建. 整体加筋壁板裂纹扩展轨迹模拟及控制分析[J]. 固体力学学报, 2009, 30(3): 251-258.
MA Ye, XU Xiwu, NING Jinjian. Simulation and control analysis of crack propagation trajectory of monolithic stiffened panel[J]. Chinese Journal of Solid Mechanics, 2009, 30(3): 251-258.

[9] 施剑玮. 金属加筋壁板疲劳裂纹扩展研究[J]. 航空科学技术, 2016, 27(8): 54-57.
SHI Jianwei. Study on fatigue crack growth of stiffened metal panels[J]. Aeronautical Science & Technology, 2016, 27(8): 54-57.

- [10] 张海英,刘秀丽,董登科.民机机身整体壁板损伤容限分析及试验验证[C]//中国力学大会 2011暨钱学森诞辰 100 周年纪念大会.哈尔滨:中国力学学会, 2011: 1-10.
ZHANG Haiying, LIU Xiuli, DONG Dengke. Damage tolerance analysis and test verification of civil aircraft fuselage panel[C]//Proceedings of the Chinese Mechanics Congress 2011 and the 100th Anniversary of Qian Xuesen's Birth. Harbin: Chinese Society of Mechanics, 2011: 1-10.
- [11] PARIS P, ERDOGAN F. A critical analysis of crack growth laws[J].Journal of Basic Engineering, 1963,85 (3): 528-534.
- [12] 樊振兴,李亚智,王亚星,等.含裂纹铝合金薄板的断裂韧度与剩余强度研究[J],航空工程进展,2015, 6 (1): 52-58.
FAN Zhenxing, LI Yazhi, WANG Yaxing, et al. Study on fracture toughness and residual strength of aluminum alloy thin sheet with crack[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2015, 6(1): 52-58.
- [13] 常文魁,董登科.机身壁板疲劳及损伤容限试验报告: 623S-201101-372[R].西安:中国飞机强度研究所, 2011: 65-66.
CHANG Wenkui, DONG Dengke. Summary report of fatigue and damage tolerance test for fuselage panel: 623S-201101-372[R]. Xi'an: China Aircraft Strength Research Institute, 2011: 65-66.

(编辑:陈珺)