

文章编号: 1000-4750(2014)02-0219-06

基于损伤容限优化的机身开口结构研究

詹福宇¹, 杨伟², 王生楠¹, 王雯¹

(1. 西北工业大学航空学院, 陕西, 西安 710072; 2. 成都飞机设计研究所, 四川, 成都 610041)

摘要: 将飞机结构设计的尽可能理想, 如重量轻、强度高、耐久性好等, 一直是飞机结构设计师的愿望。应用子模型分析技术, 从全局模型中提取感兴趣部位进行细节分析, 然后加入损伤容限约束条件, 对结构细节进行多目标优化设计。讨论了机身开口结构几何参数对结构寿命的影响, 结果显示加强结构附近剩余强度可能发生不减反增的现象, 裂纹扩展寿命对开口倒角半径并不很敏感, 增加带板厚度在一定范围内能够提高结构寿命。该方法具有较好的精度和准确性, 同时为开口结构设计、优化和检修提供参考及指导。

关键词: 损伤容限; 机身开口; 多目标优化; 剩余强度; 子模型技术

中图分类号: V215.6 文献标志码: A doi: 10.6052/j.issn.1000-4750.2012.09.0676

STUDY OF FUSELAGE OPENING STRUCTURE BASED ON DAMAGE TOLERANCE OPTIMIZATION

ZHAN Fu-yu¹, YANG Wei², WANG Sheng-nan¹, WANG Wen¹

(1. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an, Shaanxi 710072, China;

2. AVIC Chengdu Aircraft Design & Research Institute, Chengdu, Sichuan 610041, China)

Abstract: It has been the desire of aircraft designers that the structures were devised as ideal as possible, such as lighter weight, higher strength and better durability. The sub-model analysis technology is applied to extract the region of interest from global model for detail analysis. Introducing the damage tolerance constraint conditions, multi-objective optimization for the detail design is completed. The relationships between structure life and geometrical parameters of fuselage opening are discussed. The results reveal that residual strength near the reinforcement structure may rise rather than decrease; crack life is not sensitive to fillet radius of opening; increasing the thickness of skin in a certain range can improve structure life. The solutions of proposed method have better accuracy, which provides reference and guidance for the designing, optimization and maintenance of opening structures.

Key words: damage tolerance; fuselage opening; multi-objective optimization; residual strength; sub-model technology

近年来损伤容限设计^[1]思想广泛运用于飞机结构设计中, 同时开口结构在航空领域中具有广阔的应用背景。Jones R 等提出一种基于损伤容限形状优化设计^[2]的方法, 主要对孔进行基于应力强度因子或剩余强度的优化设计; 国内基于损伤容限的优化设计主要集中在壁板和翼梁^[3-5]等方面, 对大开口的研究较少。

目前工程上进行结构损伤容限评估时, 主要是通过非标准构件简化为标准结构, 然后提取边界条件施加到简化构件上。该方法过程繁琐, 有些构件很难简化为标准结构, 边界条件描述不准确, 相应的计算精度也较差。

为了在结构整体优化过程中加入损伤容限约束, 通常将局部结构的边界条件、结构尺寸、载荷

收稿日期: 2012-09-15; 修改日期: 2012-11-01

通讯作者: 詹福宇(1986-), 男, 江西婺源人, 博士生, 从事飞机结构疲劳、断裂、可靠性及损伤容限等研究(E-mail: matlabsky@gmail.com).

作者简介: 杨伟(1963-), 男, 四川成都人, 中航副总工程师, 博士, 博导, 从事飞行器设计、飞行器控制系统等研究(E-mail: 611@avic.com);

王生楠(1963-), 男, 陕西西安人, 教授, 博士, 博导, 从事飞机结构疲劳、断裂、可靠性及损伤容限等研究(E-mail: wangshna@nwpu.edu.cn);

王雯(1987-), 女, 陕西铜川人, 硕士生, 从事飞机结构疲劳、断裂、可靠性及损伤容限等研究(E-mail: wendywang.cool@163.com).

谱等作为输入量, 然后对局部结构进行损伤容限分析, 得到剩余强度和使用寿命, 再将这些值作为新的设计约束, 纳入现有的优化过程, 将局部结构的疲劳要求和整体结构的优化设计联系起来。本文基于损伤容限设计思想, 利用子模型技术建模分析, 讨论了结构几何参数对机身开口结构剩余强度和寿命的影响, 最后调用遗传算法完成机身开口结构寻优。

1 机身开口简介

机身结构需要承受由飞行条件而引起的机身剪力和弯矩, 以及由座舱压力而引起的环向张力和纵向张力等, 所以通常开口区域^[6](如图 1 所示)除了垫于蒙皮内外侧的铝合金加强板之外, 还在开口上下分别布置两个主槛梁和两个辅槛梁, 开口左右分别布置一个加强框。此外, 还在开口周边布置了若干传递气密载荷和支撑接头的组合短梁、加强肋、加强带和蒙皮加强板等。这样的加强形式结构简单, 传力路线清晰, 体现了同一构件上避免复合受力的原则, 也体现了耐久性设计原则。

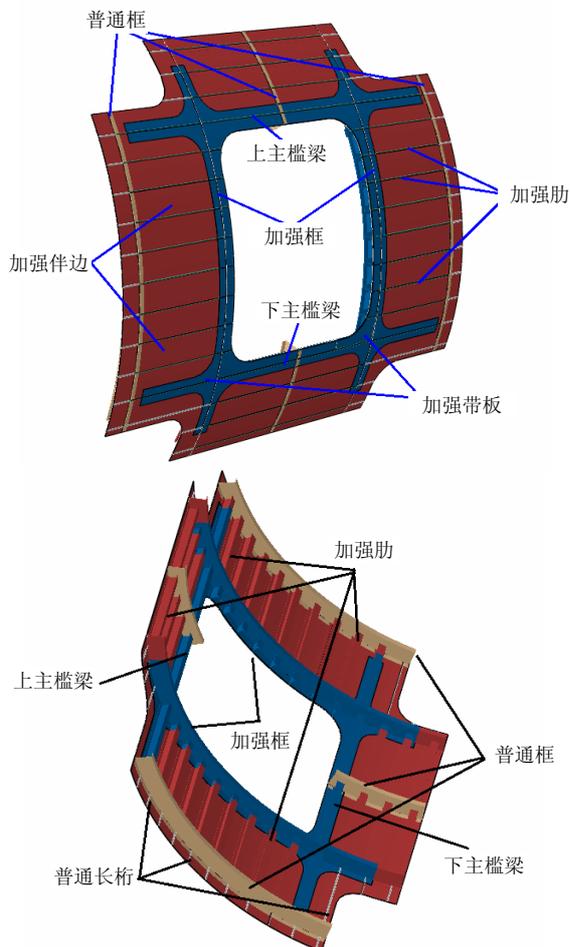


图 1 机身开口局部结构外/内侧图

Fig.1 Local structure outside/inside layout of aircraft opening

2 子模型分析技术

子模型(submodel)分析技术^[7-8], 是在全局模型分析结果的基础上, 对感兴趣的局部结构, 进行网格细化, 并作下一步分析, 从而以较小的计算代价获得更精确的结果。子结构(substructure)分析技术, 是将模型的局部作为一个整体来处理, 缩聚其内部自由度, 只保留与外部有连接关系的自由度, 从而减小刚度矩阵和质量矩阵的规模和计算量, 它往往用于具有相同特征和性质的重复局部结构。虽然两者在名称上很相似, 但是含义却完全不同, 从某种意义上来说, 二者代表着相反的过程。

子模型分析技术具有以下优点: 1) 避免结构网格由粗单元向细单元过渡; 2) 能够改变局部结构, 如不同倒角、不同孔径、不同厚度, 不需要对整体模型重新计算, 可以快速地使局部达到最合理设计; 3) 检验模型是否已足够细化, 通过子模型的计算检验全局模型的精度。

子模型分析方法主要步骤为: 1) 建立全局模型。划分粗略的网格, 对其进行计算分析, 确定感兴趣的部位; 2) 提取子模型。从全局模型中切割出感兴趣的部位, 然后适当调整局部结构并进行网格划分; 3) 施加驱动载荷。把全局模型在切割边界的位移等作为初始条件加载到局部模型的切割边界上; 4) 重新分析计算。获得局部区域上更加精确的结果。

3 机身开口分析

针对某型运输机机身开口结构进行优化设计。首先在 ABAQUS 中建立机身开口全局有限元模型, 其中有些部件可以进行适当简化, 如蒙皮和腹板使用壳单元模拟, 长桁和立柱使用杆单元模拟, 机身框和地板梁使用梁单元模拟。机身和开口几何数据见表 1 和表 2, 选用材料为 2024-T3, 其性能参数见表 3。

表 1 机身段剖面尺寸数据

Table 1 The section size of fuselage

上机身半径	下机身半径	机身框距
1500mm	1940mm	508mm
蒙皮厚度	上机身长桁	下机身长桁
1.5mm	49 根	25 根

表 2 机身开口结构尺寸数据

Table 2 The structure size of fuselage opening

开口宽度	开口高度	带板厚度	带板倒角
1016mm	1100mm	1.5mm	152mm
伴边厚度	伴边倒角	伴边缺口宽度	伴边缺口高度
1.5mm	102mm	250mm	260mm

表 3 2024-T3 材料性能参数
Table 3 Material properties of 2024-T3

弹性模量 E	泊松比 μ	断裂韧度 K_{Ic}	屈服应力 σ_y
73084MPa	0.33	$50.547\text{MPa} \cdot \sqrt{\text{m}}$	365MPa
扩展常数 C	扩展常数 n	扩展常数 p	扩展常数 q
1.55×10^{-10}	3.181	0.5	1

机身内表面作用有 0.1MPa 的增压载荷；机身右侧边框施加线性载荷；在机身左侧边框固定轴向位移；为了防止机身发生轴向刚体位移，在左边框上布置 49 个接地弱弹簧。从静力分析应力云图(图 2)中可以看出，最大应力出现在开口右下角圆角处，相应的应力值为 100.7MPa。

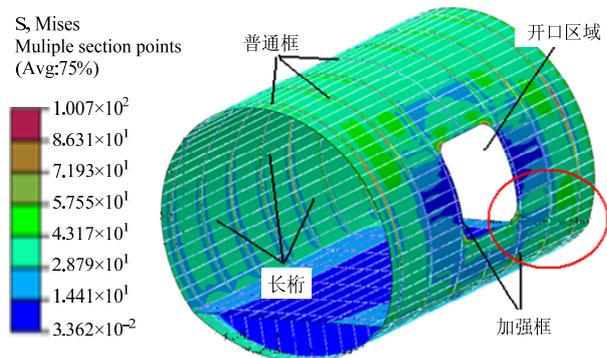


图 2 机身开口全局有限元模型

Fig.2 Global model of fuselage opening

按照第 2 节中介绍的步骤，从全局模型中提取子模型结构，进行细节应力分析，其应力分布如图 3 所示。比较全局模型和子模型应力云图，可以看出子模型应力分布和全局模型基本吻合，这个正好验证子模型技术的可行性，同样应力最大点发生在开口右下角圆角处，最大应力为 104.4MPa，主应力方向为 44.26°。

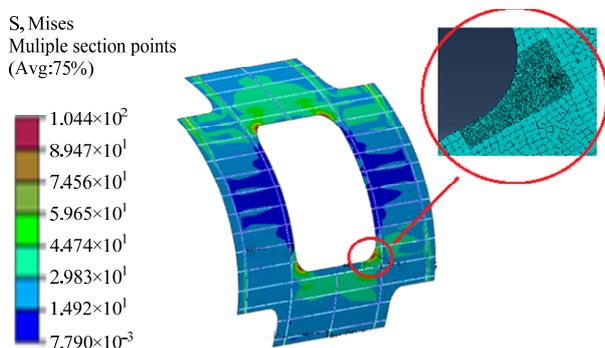


图 3 子模型静力分析应力云图

Fig.3 Static stress cloud of submodel

选取最大应力点为损伤容限分析危险部位；为了方便预置一条倾角-45.74°、长度 10mm 的初始裂纹；采用 Walker^[9]扩展模型计算裂纹扩展速率；并

根据最大周向应力^[9]准则预测扩展方向。裂纹扩展轨迹如图 4 所示，其中起始阶段的直线部分是预置裂纹；裂纹起始部分，由于预置裂纹和裂纹扩展方向不完全一致，故出现一个较大的裂纹转角；在末尾阶段，由于加强结构的止裂作用，导致传力路径发生改变，载荷进行重新分配，从而使裂纹扩展方向也出现较大转折。

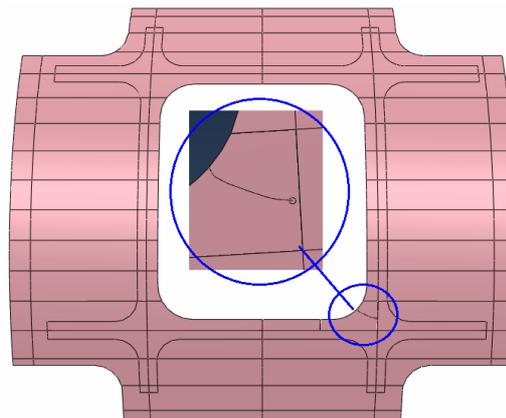


图 4 裂纹扩展轨迹

Fig.4 Crack propagating trajectory

沿裂纹轨迹上的应力强度因子如图 5 所示， K_{I} 初始阶段基本随着裂纹的增长而增大； K_{I} 在 $a=70\text{mm}$ 左右达到最大值 $859\text{MPa} \cdot \sqrt{\text{mm}}$ ，之后， K_{I} 开始缓慢下降。 K_{II} 本维持在 $0\sim 40\text{MPa} \cdot \sqrt{\text{mm}}$ ，但当 $a=110\text{mm}$ 之后，有明显增加。

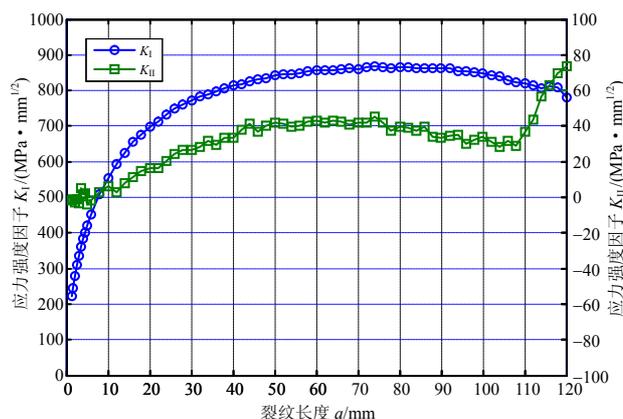


图 5 I 型和 II 型应力强度因子曲线

Fig.5 Stress intensity factor of type I and II

结构剩余强度曲线如图 6 所示，按照 CCAR25.571 的规定本文剩余强度要求值为 52.5MPa(图 6 中粗虚线)，此时剩余强度许用值和要求值两条曲线没有交点，说明整个裂纹扩展过程中结构能满足剩余强度要求。另外在裂纹长度 80mm 之后，剩余强度出现不减反增现象。

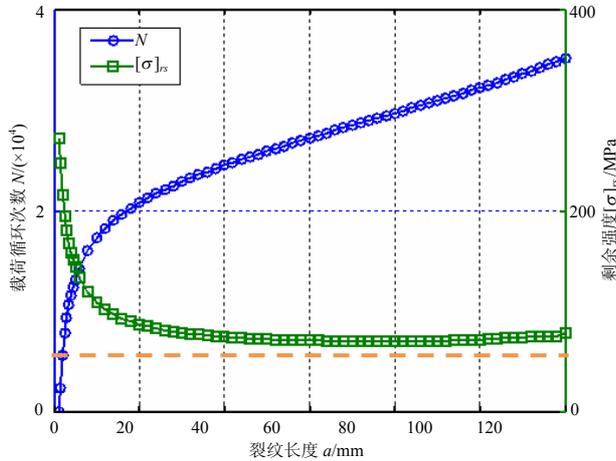


图 6 结构剩余强度和裂纹扩展寿命曲线

Fig.6 The curves of residual strength and crack life

从图 6 的寿命曲线可知, 经过 36410 次循环, 裂纹扩展 120mm 到达加强框边缘。在 1 次~2000 次循环载荷, 裂纹缓慢稳定扩展, 裂纹长度约为 15mm, 剩余强度约 100MPa; 在 2000 次~3200 次循环载荷期间裂纹进入加速扩展期, 此时裂纹长度约 80mm, 剩余强度约 80MPa; 3200 次循环载荷后, 裂纹扩展速度开始逐渐减慢, 结构剩余强度一定程度的增大。

4 结构参数对寿命的影响

由于实际结构已经设计完毕, 另外过多参数的同步寻优, 成本很高难度很大, 根据实际需求, 本文仅对机身开口最重要的两几何参数进行分析, 带板厚度 $t \in [1\text{mm}, 5\text{mm}]$ 和开口倒角半径 $r \in [100\text{mm}, 200\text{mm}]$ 。

首先考虑带板厚度对寿命的影响, 将开口倒角半径固定为 125mm, 分别计算带板厚度为 1.5mm、2.5mm、3.5mm 和 4.5mm 时相应的应力强度因子和结构剩余强度。

随着带板厚度增大, 结构承载能力增强, 在相同裂纹长度下应力强度因子降低。但剩余强度的变化似乎不是很明显, 如图 7 所示, 带板增厚了 3mm, 剩余强度仅仅降低了 20MPa 左右。

根据图 8 显示, 裂纹扩展寿命却基本成线性增长。不过, 寿命比质量并没有同步线性增长, 而是在厚度 2.32mm 的时候有最大值, 这是因为虽然带板厚度增加会提高结构的抗疲劳断裂特性, 但是与此同时会增大结构的质量, 从经济角度上高寿命质量比才是最佳选择。

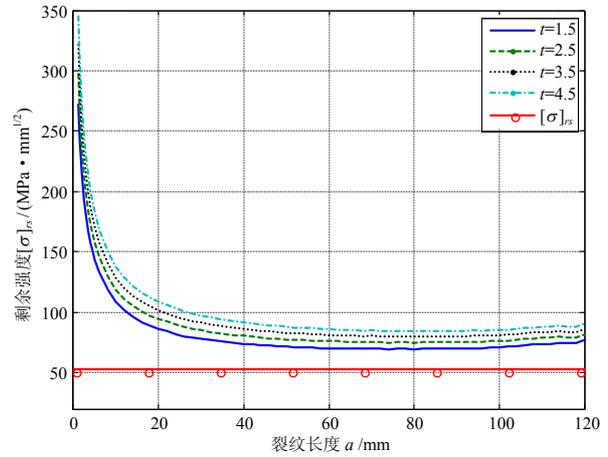


图 7 结构剩余强度随带板厚度变化

Fig.7 Residual strength at different thickness

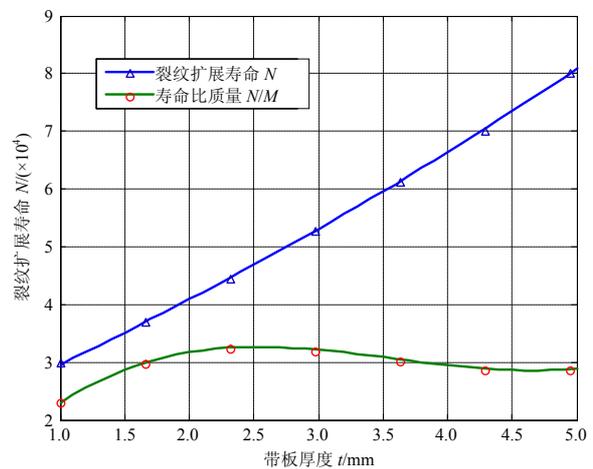


图 8 裂纹扩展寿命随带板厚度变化

Fig.8 Crack life at different thickness

使用同样的方法分析开口倒角半径对寿命的影响, 将带板厚度固定为 2.0mm, 分别计算倒角半径 100mm、125mm、150mm、175mm 和 200mm 时相应的寿命。

随着倒角半径的增大, 应力集中效应减缓, 同时裂纹可扩展区域变大, 按常理结构寿命应该有较明显的增大。但是图 9 表明, 裂纹扩展寿命似乎对倒角半径并不是很敏感。其实由于应力集中, 倒角半径只对裂纹初始萌生有较大的影响, 但是一旦形成可检裂纹以后倒角半径对裂纹扩展影响相对较小。损伤容限评估不考虑裂纹萌生的过程, 因此倒角半径对结构寿命影响不是很大。从寿命比质量曲线知道, 倒角半径约 153.7mm 时具有最高的寿命质量比。

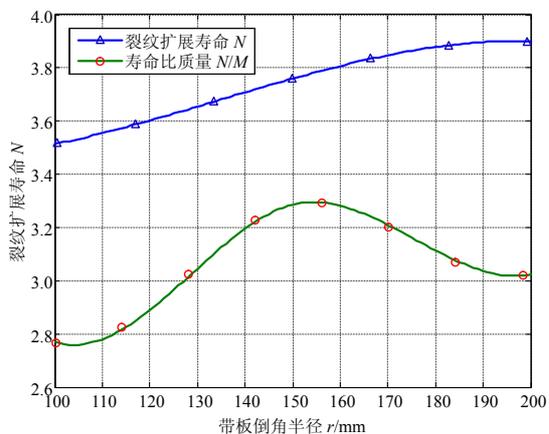


图 9 裂纹扩展寿命随倒角半径变化
Fig.9 Crack life at different radius

综合考虑带板厚度和倒角半径,应用遗传算法进行多目标优化^[10],得到如图 10 所示的寿命比质量曲面,从图形中可以看出,带板厚度 $t=2.46\text{mm}$,倒角半径 $r=157.6\text{mm}$,结构具有最高的效率,此时加强结构止裂效果比较明显。如图 11,相比原始设计($t=1.5\text{mm}$ 和 $r=152\text{mm}$),裂纹扩展寿命由原来 36410 次载荷循环增加到 46880 次,对应的检查间隔是 23440 次载荷循环,寿命提高了 28.75%。

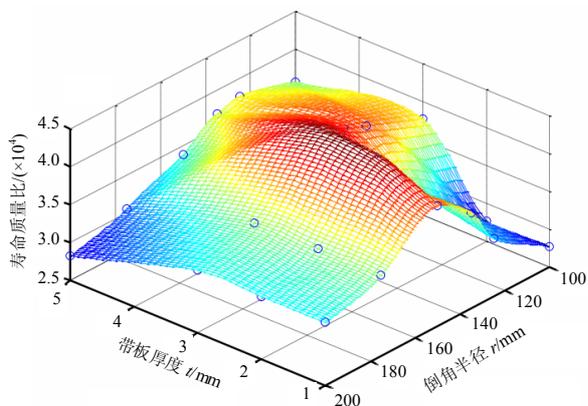


图 10 寿命比质量影响曲面
Fig.10 The ratio surface of lift to mass

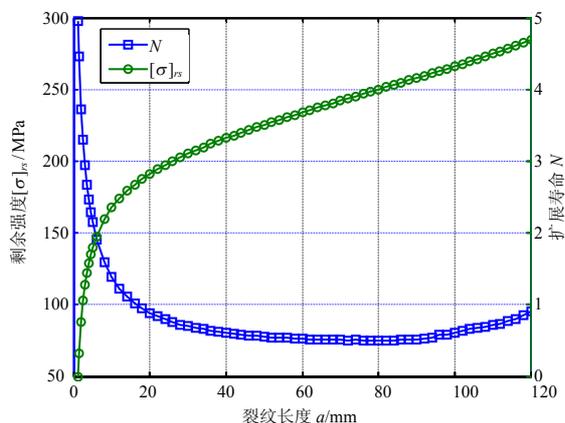


图 11 最优参数下的剩余强度和扩展寿命曲线
Fig.11 Residual strength and crack life under best parameters

5 结论

本文采用子模型分析技术,并纳入损伤容限约束条件进行多目标优化,使机身开口分析过程更加方便、高效和准确,同时为开口结构设计、优化和检修提供参考及指导。

(1) 机身开口的加强结构具有较好的止裂效果,在加强结构附近,载荷进行重新分配,传力路径发生变化,裂纹扩展速率减缓、方向发生转变,剩余强度可能发生不减反增的现象,此时一个剩余强度值会对应两个不同的裂纹长度。

(2) 随着带板厚度增大,结构质量增加,裂纹扩展速率较大幅度减缓,结构寿命基本成线性增长,但对最后的剩余强度作用不明显。

(3) 倒角半径仅影响裂纹初始萌生,在假定初始裂纹长度的情况下,开口倒角半径的变化对裂纹扩展寿命的影响并不显著。

参考文献:

- [1] 航空工业部科学技术委员会. 飞机结构损伤容限设计指南[M]. 北京: 航空工业部科学技术情报研究所出版, 1985: 49—470.
Aviation Industry Science and Technology Commission. The aircraft structural damage tolerance design guidelines [M]. Beijing: Aviation Industry Science and Technology Information Research Institute Press, 1985: 49—470. (in Chinese)
- [2] Jones R, Peng D, Chaperon P, et al. Structural optimization with damage tolerance constraints [J]. Theoretical and Application Fracture Mechanics, 2005, 43(1): 133—155.
- [3] 李珊山, 邢灵格, 丁惠梁, 段世慧. 飞机结构初步设计优化中的损伤容限优化方法研究[J]. 航空工程进展, 2011, 2(1): 78—83.
Li Shanshan, Xing Lingge, Ding Huiliang, Duan Shihui. Research on damage tolerance design optimization in aircraft structure preliminary design optimization [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2011, 2(1): 79—83. (in Chinese)
- [4] 蔡玲, 黄其青, 殷之平, 谢伟. 基于损伤容限设计思想的飞机整体翼梁优化设计[J]. 机械强度, 2009, 31(4): 620—624.
Cai Ling, Huang Qiqing, Yin Zhiping, Xie Wei. Optimum design based on damage tolerance for integrated wing-beam structure [J]. Journal of Mechanical Strength, 2009, 31(4): 620—624. (in Chinese)
- [5] 徐明波, 黄其青, 殷之平, 谢伟. 基于损伤容限设计思想的连接耳片多目标优化设计[J]. 机械强度, 2010, 32(6): 928—932.
Xu Mingbo, Huang Qiqing, Yin Zhiping, Xie Wei.

- Multi-objective optimization design for lug based on damage tolerance [J]. *Journal of Mechanical Strength*, 2010, 32(6): 928—932. (in Chinese)
- [6] 詹福宇. 飞机机身开口圆角裂纹损伤容限分析和设计 [D]. 西安: 西北工业大学航空学院, 2012.
Zhan Fuyu. Damage tolerance analysis and design for fillet crack in the fuselage opening [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2012. (in Chinese)
- [7] 江金锋, 张颖, 孙秦. 基于 Global/Local 法的螺栓连接结构静强度渐进破坏 [J]. *南京航空航天大学学报*, 2010, 42(3): 318—321.
Jiang Jinfeng, Zhang Yin, Sun Qin. Global/Local analysis for progressive fracture of bolted structure [J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2010, 42(3): 318—321. (in Chinese)
- [8] 严子焯, 侯赤. 基于子模型方法的钉群连接结构强度分析研究 [J]. *航空工程进展*, 2011, 2(4): 419—424.
Yan Ziwan, Hou Chi. Strength analysis approach for multi-bolt joints based on submodeling technique [J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2011, 2(4): 419—424. (in Chinese)
- [9] 郑晓玲, 张民孚. 民机结构耐久与损伤容限设计手册 (下册): 损伤容限设计与分析 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2003: 245—270.
Zheng Xiaoling, Zhang Minfu. Structure durability and damage tolerance design manual of civil aircraft (book 2): damage tolerance design and analysis [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2003: 245—270. (in Chinese)
- [10] 雷英杰, 张善文, 李续武, 等. MATLAB 遗传算法工具箱及应用 [M]. 西安: 西安电子科技大学出版社, 2006: 11—61.
Lei Yingjie, Zhang Shanwen, Li Xuwu, et al. Toolbox and application [M]. Xi'an: Xidian University Press, 2006: 11—61. (in Chinese)

(上接第 213 页)

- [3] 郭胜利, 白朴存, 张秀云, 等. 采用功平衡法求解管材挤压变形力的对比研究 [J]. *锻压技术*, 2006(5): 55—59.
Guo Shengli, Bai Pucun, Zhang Xiuyun, et al. Redisussion on force of tube extrusion deduced by block method and the method of balance of work [J]. *Forging & Stamping Technology*, 2006(5): 55—59. (in Chinese)
- [4] Hsiang Suhai, Liao Chaoshun. Study on hot extrusion of tubes [J]. *Journal of Materials Processing Technology*, 1997, 63(1/2/3): 254—259.
- [5] Chitkara N R, Aleem A. Axi-symmetric tube extrusion/piercing using die-mandrel combinations: Some experiments and a generalised upper bound analysis [J]. *International Journal of Mechanical Sciences*, 2001, 43(7): 1685—1709.
- [6] 郭胜利, 白朴存, 张秀云, 等. 上限法求解不同型线凹模棒材挤压力 [J]. *内蒙古工业大学学报*, 2006(25): 43—48.
Guo Shengli, Bai Pucun, Zhang Xiuyun, et al. The upper limit method for solving force of bar extrusion of different curved dies [J]. *Journal of Inner Mongolia University of Technology*, 2006(25): 43—48. (in Chinese)
- [7] 毛艺伦, 张清东, 孙朝阳. 高温合金管材挤压变形及挤压工艺的流函数法研究 [J]. *北京科技大学学报*, 2011(33): 449—454.
Mao Yilun, Zhang Qingdong, Sun Chaoyang. Study on extrusion forming of superalloy tube by flow function method [J]. *Journal of University and Technology Beijing*, 2011(33): 449—454. (in Chinese)
- [8] 汪家才. 金属压力加工的现代力学原理 [M]. 北京: 冶金工业出版社, 1991: 372—384.
Wang Jiakai. Modern metal pressure processing of mechanics [M]. Beijing: Metallurgy Industry Press, 1991: 372—384. (in Chinese)
- [9] 杨海波, 汪家才, 刘光涛. 金属压力加工问题的流函数速度模式上限解 [J]. *北京科技大学学报*, 1994(16): 86—91.
Yang Haibo, Wang Jiakai, Liu Guangtao. Upper-bound solution of metal forming problem with the flow function velocity model [J]. *Journal of University and Technology Beijing*, 1994(16): 86—91. (in Chinese)
- [10] 王振范. 挤压拉拔的流函数上界法解析 [J]. *东北工业大学学报*, 1992(13): 139—145.
Wang Zhenfan. Upper bound analysis applied to fluxional function for extrusion/drawing [J]. *Journal of Northeast University of Technology*, 1992(13): 139—145. (in Chinese)