

文章编号:1674-8190(2014)02-159-06

MSD结构的耐久性/损伤容限综合分析方法

杜永恩, 王生楠

(西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

摘要: 为了同时满足飞机结构寿命和安全性的要求, 提出一种耐久性/损伤容限综合分析方法, 用以同时对多部位损伤(MSD)结构进行耐久性和损伤容限分析。耐久性分析时采用概率断裂力学方法结合串联可靠性模型, 给出给定可靠度要求下的经济维修寿命估计; 损伤容限分析中通过抽样模拟结果拟合参数得到剩余寿命的概率分布函数, 进而通过寿命干涉模型得到不同裂纹扩展寿命下的结构可靠度。结合工程实例并与现有方法进行对比分析, 结果表明: 该方法是合理的、有效的, 实现了寿命分析和可靠度分析的有机结合, 可用于对飞机MSD结构的综合设计和分析。

关键词: MSD; 耐久性; 损伤容限; 概率方法; 综合分析方法

中图分类号: V215; V214.5

文献标识码: A

Comprehensive Analysis Method on Structural Durability and Damage Tolerance for Multiple Site Damage-susceptible Structures

Du Yongen, Wang Shengnan

(School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: A comprehensive probabilistic analysis method on structural durability and damage tolerance is presented for Multiple Site Damage-prone(MSD) structure to analyze the flight structure service life and reliability in the same time. The probabilistic fracture mechanics method and a series reliability model are used to get the economic service life under given reliability requirement. Monte-Carlo simulations are conducted in conjunction with a three-parameter lognormal probability distribution for the residual life. The reliability of the structure under different crack propagation life is obtained through life interference model. This method implements the combination of life and reliability analysis. It is propitious to analysis and optimizing the design of MSD-susceptible structures. Through a comparison of the results with those yielded by other method, it is concluded that the proposed method is reasonable and efficient.

Key words: MSD; durability; damage tolerance; probabilistic method; comprehensive analysis method

0 引言

广布疲劳损伤是影响老龄飞机结构完整性的重要因素^[1-2]。在同一元件上同时存在多条疲劳裂纹的情况称为多部位损伤(Multiple Site Damage, 简称MSD), 是导致广布疲劳损伤的重要源之一。大量实验表明: 与单裂纹结构相比, 多裂纹结构其

裂纹间的相互影响会造成裂纹的扩展速率显著提高, 而且会导致剩余强度和临界裂纹尺寸的大幅降低^[3-8], 从而降低结构的损伤容限能力和使用寿命。对MSD的分析过程通常包括初始裂纹的确定、裂纹扩展分析和剩余强度计算。由于受材料参数、裂纹尺寸、方向、载荷等因素的影响, 多裂纹结构的失效断裂表现出较大的分散性^[9], 使用概率方法分析其寿命及可靠性十分必要。

通常对MSD结构进行寿命分析是通过裂纹萌生的S-N曲线分别确定各部位的裂纹萌生寿命, 然后通过裂纹扩展分析得到结构的全寿

收稿日期:2013-09-11; 修回日期:2013-10-24

通信作者:王生楠, wangshna@nwpu.edu.cn

命^[10-12]。这种方法可以确定结构的裂纹萌生寿命及可靠度,但是不能给出达到经济寿命时裂纹尺寸的概率分布。陈勃等^[13]、赵维涛等^[14]给出了一种结构耐久性和损伤容限综合分析模型,该模型可同时对结构的寿命、安全性、检修一体化进行综合分析,满足结构的优化设计要求,但是文献中给出的耐久性分析方法是基于应力区细节数较多的前提下,而且其裂纹扩展模型不能反映多裂纹间的相互影响,不适于 MSD 结构分析。

本文采用概率断裂力学方法(PFMA)^[15]进行耐久性分析,并采用串联模型预测 MSD 结构在给定可靠度下的经济寿命;损伤容限分析以耐久性经济修理极限确定初始裂纹尺寸分布,通过分析多裂纹的扩展来确定结构的剩余寿命,采用寿命干涉模型得到结构在给定寿命下的失效概率。本文的综合分析方法可同时对 MSD 结构进行寿命和安全性分析,满足结构综合优化设计的需要。

1 耐久性分析

在裂纹萌生阶段,裂纹间相互影响较小,可以忽略不计,因此在耐久性分析阶段,各细节相互独立,采用串联模型进行可靠性分析,得到较为保守的分析结果。在耐久性分析时,裂纹扩展公式采用如式(1)所示的裂纹扩展模型^[14]:

$$da/dt = qa(t)^b \quad (a(t) < a_e) \quad (1)$$

式中: q 、 b 为与材料特性、载荷谱、细节类型等相关的参数。

工程上将式(1)分为 $b=1$ 和 $b>1$ 两种情况,对于较小裂纹扩展问题,扩展速率与裂纹长度可近似处理为线性关系,因此只讨论 $b=1$ 的情况。

结构细节的 IFQ 可用裂纹形成时间(TTCI)和当量初始缺陷尺寸(EIFS)表示。TTCI 分布可采用三参数 Weibull 模型,通过结构细节 $a \sim t$ 数据集确定。由 TTCI 分布并通过裂纹扩展式(1)反推,可得 EIFS 分布。综合至少三种应力水平试验下 EIFS 分布^[15],并通过参数优化得到结构的通用 EIFS 分布函数:

$$F_x(x) = \exp\left\{-\left[\frac{\ln(x_u/x)}{Q\beta}\right]^\alpha\right\} \quad (0 < x \leq x_u) \quad (2)$$

式中: $Q\beta$ 为与应力水平无关的参数; α 为通用 EIFS 分布形状参数; x_u 为初始缺陷尺寸上界。

结构耐久性分析采用概率断裂力学方法,先建立各部位的裂纹扩展控制曲线(SCGMC)。 t 时刻部位 i 的裂纹超越概率 $p_i(t)$ 由 EIFS 分布确定:

$$p_i(t) = 1 - F_x[y_i(t)] \quad (3)$$

$$y_i(t) = a_e \exp(-q_i t) \quad (4)$$

式中: $y_i(t)$ 为裂纹达到经济修理极限时间为 t 时对应的初始裂纹长度; a_e 为结构的经济修理极限; q_i 为应力区 i 的裂纹扩展参数。

传统的概率断裂力学法基于结构的损伤度估计,适用于相同应力区细节数较多(大于 30)的情况,本文针对含多相似细节的单个结构,基于可靠性串联模型,提出一种改进的多裂纹耐久性分析方法,适用于细节数较少的情况。

t 时刻结构的可靠度为

$$R(t) = \prod_{i=1}^m [1 - p_i(t)] \quad (5)$$

设结构应力最大部位为 j ,则

$$p_i(t) < p_j(t) \quad (i \neq j) \quad (6)$$

令 $R'(t) = [1 - p_j(t)]^m$,由式(5)~式(6)可得

$$R(t) \geq R'(t) \quad (7)$$

给定可靠度要求 $R=r$ 下的结构寿命满足

$$t = R^{-1}(r) \geq R'^{-1}(r) \quad (8)$$

令

$$t_e = R'^{-1}(r) = [\ln a_e - \ln F_x^{-1}(\sqrt[m]{r})]/q_j \quad (9)$$

用 t_e 代替结构真实的经济维修寿命是较为保守的做法。

由 EIFS 分布及裂纹扩展公式(式(1))可求出应力区 i 在 t_e 时刻裂纹尺寸分布,并以此作为损伤容限分析初始裂纹尺寸分布。

$${}_i F_{a(t)}[a(t)] = \exp\left\{-\left[\frac{\ln \frac{x_u}{a(t)} + q_i t}{Q\beta}\right]^\alpha\right\} \quad (i=1,2,\dots,m) \quad (10)$$

2 损伤容限分析

2.1 裂纹扩展寿命干涉模型

进行损伤容限分析时采用裂纹扩展寿命干涉模型。该模型建立在寿命失效准则的基础上,其具体含义是:给定一个结构的设计寿命 t ,判断结构失效的准则为 t 是否大于(或等于)裂纹扩展到临界状态的扩展寿命 t_e 。裂纹扩展寿命的概率分布函数记做 $F_c(t_e)$,则结构的安全可靠度为

$R(t) = 1 - P(t \geq t_c) = 1 - F_c(t)$ (11)
多裂纹扩展寿命服从对数正态分布

$$f_{(t_r)}(t_r) = \frac{0.434 \cdot 29}{(t_r) S \sqrt{2\pi}} \cdot \exp\left\{-\frac{1}{2S^2} [\log(t_r) - \overline{\log(t_r)}]^2\right\} \quad (12)$$

该分布函数需确定两个参数:对数均值 $\overline{\log(t_r)}$ 和对数标准差 S 。使用 Monte-Carlo 模拟,对各模拟试件分别采用确定性算法计算其剩余寿命 t_r ,通过这些样本值可计算出 $\overline{\log(t_r)}$ 和 S ,将其带入式(12)即可得结构剩余寿命的概率密度函数。

结构的安全可靠度为

$$R(t) = 1 - P(t \geq t_r) = 1 - \int_0^t f_{t_r}(t_r) dt_r \quad (13)$$

2.2 Monte-Carlo 模拟

2.2.1 随机变量取值

裂纹扩展公式(式(1))仅适用于单个较小裂纹分析,而且每个裂纹尺寸的变化都会对其他裂纹产生影响,需要在每个分析步计算应力强度因子来反映各裂纹的应力变化。故采用如下的裂纹扩展公式进行裂纹扩展分析:

$$\frac{da}{dN} = G_i (\Delta K - \Delta K_{th})^n \quad (14)$$

式中: ΔK 为应力强度因子变程,可通过有限元法进行计算; G_i 和 n 为裂纹扩展速率参数, i 表示裂纹位置, n 为常数, G_i 为随机变量; N 为载荷循环数。

通过对 G_i 的控制,模拟裂纹扩展过程中的随机性。

引入变量

$$u_i = \overline{G_i} / G_i \quad (15)$$

式中: $\overline{G_i}$ 为 G_i 的均值。

则 u_i 满足三参数对数正态分布^[16]:

$$f_u(u) = \frac{0.434 \cdot 29}{(u_i - \tau) \sqrt{2\pi\beta}} \cdot \exp\left\{-\frac{1}{2} \left[\frac{\log(u_i - \tau) - \epsilon}{\sqrt{\omega}}\right]^2\right\} \quad (16)$$

式中: ϵ 为位置参数; τ 为分散参数; ω 为形状参数。

裂纹扩展速率参数 G_i 可通过式(17)得到

$$\lg\left(\frac{\overline{G_i}}{G_i} - \tau\right) = \epsilon + \sqrt{\omega} G_{0i} \quad (17)$$

式中: G_{0i} 为服从正态标准分布的随机数。

各部位初始裂纹尺寸分布满足式(10),裂纹扩

展速率参数分布满足式(16)~式(17)。按上述分布取定随机数组, m 为关键部位数, N 为模拟次数:

$$\{a_{1,j}\}, \{a_{2,j}\}, \dots, \{a_{m,j}\}, \{G_j\} \quad (j=1, 2, \dots, N)$$

取定随机变量值后即可用确定性方法进行裂纹扩展分析。

2.2.2 确定性裂纹扩展分析

初始裂纹分布如 2.2.1 节中所取定值,裂纹扩展分析采用裂纹扩展增量法。取定载荷循环步长 δN ,则裂纹扩展寿命可表示为

$$N_r = L \delta N \quad (18)$$

式中: L 为时间步个数。

对式(14)在第 l 时间步进行积分,可得

$$\int_{N_{l-1}}^{N_l} dN = \delta N = \int_{a_i(N_{l-1})}^{a_i(N)} \frac{da}{G_i [\Delta K_i(N) - \Delta K_{th}]^n} \quad (19)$$

式中: $a_i(N)$ 为裂纹 i 在载荷循环数为 N 时的裂纹长度; $\Delta K_i(N)$ 为裂纹 i 在载荷循环数为 N 时的裂纹应力强度因子。

载荷循环步内裂纹应力强度因子可近似地表示为

$$K_i(t) = K_i(N_{l-1}) \sqrt{a_i(N) / a_i(N_{l-1})} \quad (20)$$

将式(20)代入式(19)即可得

$$\int_{N_{l-1}}^{N_l} dN = \delta N = \int_{a_{i,l-1}}^{a_{i,l}} \frac{da}{G_i [\Delta K_i(N_{l-1}) \sqrt{a/a_{i,l-1}} - \Delta K_{th}]^n} \quad (21)$$

式中: $a_{i,l} = a_i(N_l)$;各时间步初始时裂纹 i 的应力强度因子 $K_{i,l-1} = K_i(N_{l-1})$ 可通过有限元方法进行计算。

通过式(21)即可得到各裂纹在时间步结束时的长度 $a_i(N_l)$ 。

2.2.3 裂纹连通准则

同一元件多部位损伤时,裂纹连通破坏是必须考虑的问题。裂纹连通准则采用 Swift 准则,即

$$R(a_1) + R(a_2) = D \quad (22)$$

式中: $R(a_1)$ 和 $R(a_2)$ 分别为裂纹 1 和裂纹 2 尖端塑性区尺寸; D 为两裂尖距离,即韧带长度。当两个裂纹满足式(22)时,合并为一个裂纹。

2.2.4 结构失效准则

结构失效准则同时考虑净截面屈服准则和临界应力强度因子准则^[17],即当结构真实应力大于

材料的屈服应力或存在裂纹应力强度因子大于临界应力强度因子时视为结构失效。

净截面屈服准则表示为

$$\sigma' > \sigma_y \quad (23)$$

式中： σ' 为结构的真实应力； σ_y 为材料的屈服应力。

临界应力强度因子准则表示为

$$K_{\max} > K_{IC} \quad (24)$$

式中： K_{\max} 为各裂纹的最大应力强度因子，可通过有限元方法进行计算； K_{IC} 为材料的断裂韧性。

通过确定性算法可求得单次模拟的剩余寿命 t_r ，经过给定次数的 Monte-Carlo 模拟可得样本数据 $\{t_r\}$ ，将其代入式(12)和式(13)即可得到结构的可靠性。

3 综合分析方法

以经济维修寿命为界将疲劳失效的整个过程分为裂纹萌生和裂纹扩展两个阶段，相应地，将结构的全寿命 t_f 分为裂纹萌生寿命 t_1 和剩余寿命 t_r ，则

$$t_f = t_1 + t_r \quad (25)$$

耐久性分析的主要目的是确定结构在给定可靠度下裂纹萌生寿命 t_1 ，概率损伤容限的目地是确定不同裂纹扩展寿命 t_r 对应的可靠度。以经济修理极限 a_c 为界，将裂纹扩展的整个过程分为裂纹萌生阶段和裂纹扩展阶段， a_c 为临界裂纹尺寸，如图1所示。

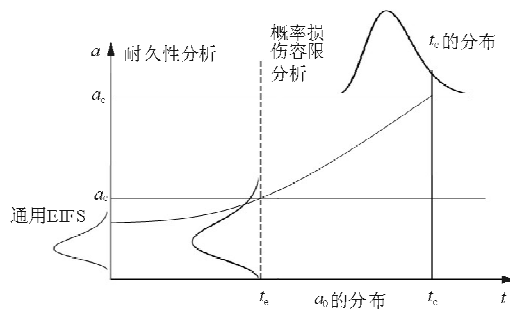


图1 综合分析模型示意图

Fig. 1 Schematic diagram of comprehensive analysis model

综合分析方法的步骤如下：

(1) 确定综合分析的对象和范围，并建立结构细节群的原始疲劳质量；

(2) 根据经济维修极限的要求，采用概率断裂力学方法对结构进行耐久性分析，并预测结构修理前的经济寿命 t_e ；

(3) 依据原始疲劳质量(IFQ)和使用期裂纹扩展曲线，求出 t_e 时刻裂纹尺寸分布，并将其作为损伤容限分析中各应力集中区初始裂纹的分布；

(4) 使用多裂纹概率损伤容限分析方法对结构进行损伤容限分析，确定结构的可靠度。

4 数值算例

针对上述综合分析模型，选取飞行器结构中易发生 MSD 的共线多孔板进行分析，算例的几何尺寸如图2所示，材料参数如表1所示。

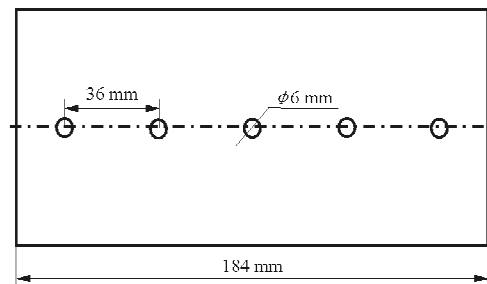


图2 共线五孔结构几何构形图

Fig. 2 Geometry of collinear five holes plate

表1 材料主要参数表

Table 1 Major parameters of materials

材料参数	数值	材料参数	数值
E/MPa	73 084	ν	0.33
ν	0.33	σ_{ss}/MPa	366
σ_{ss}/MPa	366	τ	0.807
		ϵ	-0.737
		ω	0.158

假设结构原始疲劳质量通用 EIFS 分布的三参数 Weibull 模型为

$$F_x(x) = \exp\left\{-\left[\frac{\ln(0.7999/x)}{8.921}\right]^{5.9332}\right\} \quad (26)$$

通过裂纹萌生阶段模拟试件 $a \sim t$ 数据集，发现各裂纹在耐久性分析时扩展速率基本相同，在等幅载荷 $S=152.6 \text{ MPa}$ 下扩展参数 $q=1.0464 \times 10^{-4}$ ，通过本文方法进行耐久性分析，得到在不同给定可靠度要求下结构的经济维修寿命(载荷循环数)，如表2所示。

表2 结构的经济维修寿命

Table 2 Economic service life of structure

可靠度	$N_e/\text{次}$
0.90	41 711
0.95	37 190
0.99	28 769

分别采用本文方法和 Monte-Carlo 模拟对结

构进行耐久性分析,得到结构可靠度随经济寿命的变化曲线如图 3 所示。

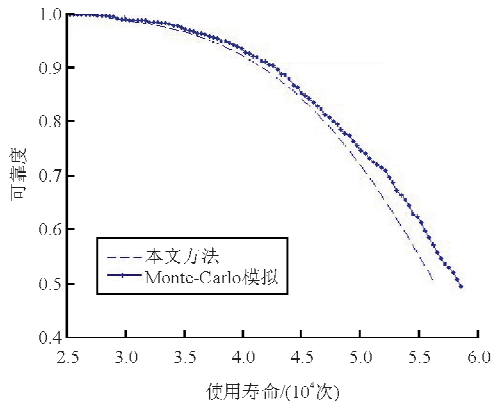


图 3 可靠度随经济寿命变化

Fig. 3 Relationship between reliability with service life

取 t_0 时刻裂纹尺寸分布作为裂纹扩展分析的初始裂纹分布,分别采用本文方法和 10 000 次 Monte-Carlo 模拟对结构进行裂纹扩展分析,使用本文方法分析时通过 500 次 Monte-Carlo 模拟结果进行参数拟合;Monte-Carlo 模拟时采用 3.2 节所述方法。得到的结构失效概率变化曲线如图 4 所示,不同给定可靠度要求下结构的剩余寿命如表 3 所示。

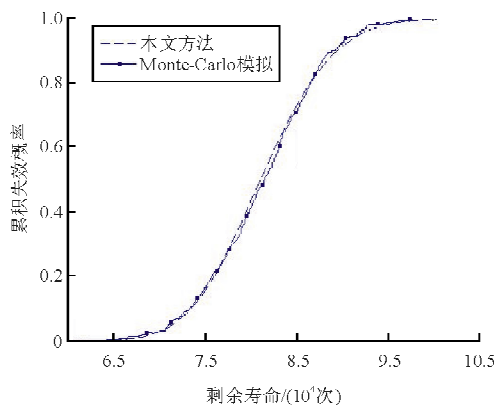


图 4 结构的失效概率曲线

Fig. 4 Cumulative probability curves of failure

表 3 不同给定可靠度下的结构剩余寿命

Table 3 Residual life in different reliability

可靠度	剩余寿命/次	
	本文方法	Monte-Carlo 模拟
0.90	73 426	73 249
0.95	71 393	70 914
0.99	67 729	66 444

从图 3、图 4 和表 3 可以看出,本文采用的分布拟合方法和大样本 Monte-Carlo 模拟结果十分接近,保持了较高的精度。分布拟合方法与 Monte-Carlo 模拟相比计算量较小,计算效率高。

5 结 论

(1) 将耐久性分析和损伤容限技术相统一,提出了适用于 MSD 结构的综合分析方法,用于同时计算结构在给定可靠度下的经济维修寿命和剩余寿命。以达到经济寿命时的裂纹尺寸分布作为损伤容限分析的初始裂纹分布,实现了耐久性分析和损伤容限分析的有机结合。

(2) 将本文提出的综合分析方法应用于飞机结构中常见的共线多孔板分析,并与大样本 Monte-Carlo 模拟结果进行比较,分析表明本文方法在提高计算效率的同时保持了较高的计算精度。

参考文献

- [1] Swift T. Damage tolerance capability[J]. International Journal of Fatigue, 1994, 16(1): 75-94.
- [2] Grandt A. Analysis of aging aircraft scenarios and models for fracture mechanics research[C]. Notes of Open Lectures Presented at the USAF Aircraft Structural Integrity Conference, San Antonio, 2000.
- [3] Moukawsher E J, Grandt Jr A F, Neussl M A. Fatigue life of panels with multiple site damage[J]. Journal of Aircraft, 1996, 33(5): 1003-1013.
- [4] Lucas F M Silva, Goncalves J P M, Oliveira F M F, et al. Multiple-site damage in riveted lap-joints: experimental simulation and finite element prediction[J]. International Journal of Fatigue, 2000, 22(4): 319-338.
- [5] Cherry M C, Mall S. Residual strength of unstiffened aluminum panels with multiple site damage[J]. Engineering Fracture Mechanics, 1997, 57(6): 701-713.
- [6] Wang G S. Analysing the onset of multiple site damage at mechanical joints[J]. International Journal of Fracture, 2000, 105(3): 209-241.
- [7] 王传胜, 张建宇, 鲍蕊, 等. 含 MSD 铝合金平板的剩余强度试验研究[J]. 航空材料学报, 2007, 27(2): 13-17. Wang Chuansheng, Zhang Jianyu, Bao Rui, et al. Test research of residual strength on aluminum panels with multiple site damage[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2007, 27(2): 13-17. (in Chinese)
- [8] Shi P, Mahadevan S. Corrosion fatigue and multiple site damage reliability analysis[J]. International Journal of Fatigue, 2003, 25(6): 457-469.
- [9] 王传胜, 张建宇, 鲍蕊, 等. 飞机结构多部位损伤发生的可

- 能性分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2006, 32(8): 899-902.
- Wang Chuansheng, Zhang Jianyu, Bao Rui, et al. Reliability analysis on structure with multiple site damage[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 32(8): 899-902. (in Chinese)
- [10] 孟广伟, 赵云亮, 李锋, 等. 含多裂纹结构的断裂可靠性分析[J]. 吉林大学学报: 工学版, 2008, 38(3): 614-618.
- Meng Guangwei, Zhao Yunliang, Li Feng, et al. Reliability analysis of structures with multi-crack[J]. Journal of Jilin University; Engineering and Technology Edition, 2008, 38(3): 614-618. (in Chinese)
- [11] Sergey Shkarayev, Roman Krashanitsa. Probabilistic method for the analysis of widespread fatigue damage in structures[J]. International Journal of Fatigue, 2005, 27(3): 223-234.
- [12] 闫晓中, 王生楠, 黄汉超. 飞机结构发生多处损伤的概率分析方法[J]. 机械强度, 2012, 34(6): 881-885.
- Yan Xiaozhong, Wang Shengnan, Huang Hanchao. Probability analysis method for aircraft structures containing multiple site damage [J]. Journal of Mechanical Strength, 2012, 34(6): 881-885. (in Chinese)
- [13] 陈勃, 鲍淼, 张建宇, 等. 飞机结构耐久性/损伤容限综合分析模型[J]. 航空学报, 2004, 25(2): 133-136.
- Chen Bo, Bao Rui, Zhang Jianyu, et al. Combined analysis model on aircraft structural durability and damage tolerance [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2004, 25(2): 133-136. (in Chinese)
- [14] 赵维涛, 张旭. 基于阈值超越概率的结构耐久性与损伤容限综合分析方法[J]. 工程力学, 2011, 28(10): 52-57.
- Zhao Weitao, Zhang Xu. Combined analysis method for structural durability and damage tolerance based on threshold beyond probability[J]. Engineering Mechanics, 2011, 28(10): 52-57. (in Chinese)
- [15] 刘文琰. 概率断裂力学与概率损伤容限/耐久性[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1998.
- Liu Wenting. Probabilistic fracture mechanics and probability damage tolerance/durability[M]. Beijing: Beihang University Press, 1998. (in Chinese)
- [16] Manning S D, Yang J N, Shinozuka M. USAF durability design handbook: guidelines for the analysis and design of durable aircraft structures[R]. AD-A142424, 1984.
- [17] Kuang J H, Chen C K. Use of strip yield approach for multiple site damage failure scenarios[J]. Journal of Aircraft, 2000, 37(5): 887-891.

作者简介:

杜永恩(1986—),男,博士研究生。主要研究方向:飞机结构疲劳、断裂、可靠性及损伤容限等。

王生楠(1963—),男,教授,博导。主要研究方向:飞机结构疲劳、断裂、可靠性及损伤容限等。

(编辑:马文静)

(上接第158页)

- for the research methods of parachute inflation process[J]. Chinese Space Science and Technology, 2004, 6(3): 38-44. (in Chinese)
- [11] Heinrich H G. Analysis of parachute opening dynamics with supporting wind tunnel experiments [R]. AIAA-68-0924, 1968.

作者简介:

惠增宏(1969—),男,博士,高级工程师。主要研究方向:流体

力学测量与控制。

侯金玉(1988—),女,硕士研究生。主要研究方向:流体力学测量与控制。

熊超(1988—),男,硕士研究生。主要研究方向:实验流体力学。

张彬乾(1952—),男,教授,博导。主要研究方向:飞行器气动布局设计、流动控制等。

(编辑:赵毓梅)