

# 试验与服役数据融合的 飞机结构安全寿命分析

何宇廷<sup>1</sup>, 高潮<sup>1</sup>, 安涛<sup>1</sup>, 张腾<sup>1</sup>, 侯波<sup>1</sup>, 肖剑波<sup>2</sup>

(1.空军工程大学航空航天工程学院,陕西西安,710038;2.深圳航空有限责任公司,广东深圳,518128)

**摘要** 针对飞机结构安全寿命分析中样本容量偏少的问题,综合考虑结构分散性和载荷分散性的飞机结构疲劳寿命是否服从对数正态分布或威布尔分布的情况,根据等损伤原理,将服役飞机实际飞行小时数等效转化为在同一试验载荷谱下的当量飞行小时数,以实现飞机结构试验疲劳寿命与服役使用数据的融合,采用随机右截尾情形下的极大似然估计方法估算疲劳寿命分布函数的参数,进行飞机结构安全寿命分析;最后以飞机结构疲劳寿命服从对数正态分布为例进行了算例分析,分析结果表明:在相同的可靠度和置信水平下,利用试验数据与服役使用数据融合方法可以显著增大样本容量,从而充分挖掘飞机结构可靠性的储备。

**关键词** 当量小时数;疲劳分散系数;似然函数;安全寿命

**DOI** 10.3969/j.issn.1009-3516.2015.01.001

**中图分类号** V215.7 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2015)01-0001-05

## An Analysis of Safe-life for Aircraft Structure Based on the Fusion of Test Data and Service Data

HE Yu-ting<sup>1</sup>, GAO Chao<sup>1</sup>, AN Tao<sup>1</sup>, ZHANG Teng<sup>1</sup>, HOU Bo<sup>1</sup>, XIAO Jian-bo<sup>2</sup>

(1.Aeronautics and Astronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038;  
2.Shenzhen Airlines Co.Lte, Shenzhen 518128, Guangdong, China)

**Abstract:** This paper mainly discusses how to reconcile the test results with the service data to solve fatigue safe-life of aircraft structure. Aimed at the fatigue life obedient to the Log-normal distribution or Weibull distribution, the service flying hours and test results can be reconciled directly to analyze the reliability for the aircraft structure. Aimed at the fatigue life disobedient to the Log-normal distribution or Weibull distribution, the service hours can be transformed into the equivalent flying hours at the same test load spectrum according to the equal damage to realize the fusion of the test data and the service data. The parameters of fatigue safe-life distribution function can be estimated by using the method of maximum likelihood function in accordance with the fusion data. The fatigue safe-life for aircraft structure is analyzed by using the estimated parameters and the fusion data. The result shows that the sample capacity is increased obviously after the data fusion, and the life reserve of reliability is excavated adequately by adopting the meth-

**收稿日期:** 2013-05-04

**基金项目:** 国家自然科学基金资助项目(51475470)

**作者简介:** 何宇廷(1966—),男,四川阆中人,教授,博士生导师,主要从事飞机结构强度可靠性研究。E-mail: hyt666@tom.com

**引用格式:** 何宇廷,高潮,安涛,等. 试验与服役数据融合的飞机结构安全寿命分析[J]. 空军工程大学学报:自然科学版,2015,16(1):1-5. HE Yuting, GAO Chao, AN Tao, et al. An Analysis of Safe-life for Aircraft Structure Based on the Fusion of Test Data and Service Data [J]. Journal of Air Force Engineering University: Natural Science Edition, 2015, 16(1): 1-5.

od of the fusion data under the conditions of the same reliability and confidence level.

**Key words:** equivalent flying hours; fatigue scatter factor; likelihood function; safe-life

可靠性是军用飞机重要的质量特征<sup>[1]</sup>。早期的可靠性数据分析主要针对失效数据<sup>[2]</sup>,随着技术的进步与产品质量的提高,高可靠性产品的试验和使用中越来越多出现无故障情况,因此,无故障数据的分析得到了工程界和统计学者的广泛重视与研究,并取得了很大进展。

飞机结构的安全寿命是通过飞机结构的试验及使用数据分析而得到的,一般采用研制最后阶段定型试验的数据。由于整机疲劳试验时试验件通常只有一件,飞机定型交付使用后服役使用飞机数量增多,实际上可以认为这是在实际服役使用环境下的疲劳寿命试验飞机。如果融合飞机结构试验寿命数据与服役使用数据用于飞机结构安全寿命评估,则将显著增大样本的容量,从而充分挖掘飞机结构可靠性的储备。

文献[3~4]给出了正态分布及威布尔分布下的定时无失效数据的可靠性分析方法,但是只考虑了定时无失效数据,并没有考虑试验失效数据。文献[1,5]给出了各种数据的可靠性分析方法,但是并没有将失效数据与无失效数据相结合进行可靠性分析。美国、加拿大等国家<sup>[6]</sup>通常根据全尺寸结构试验结果确定结构的安全寿命。高镇同<sup>[7]</sup>则提出了全寿命分散系数法,根据极小子样(1~2个试验件)全尺寸结构试验确定机群的安全寿命;张福泽<sup>[8]</sup>则提出了基于试验与单机监控的飞机类比寿命计算模型以及引入参数来计算机群飞机的平均总使用寿命、平均首翻寿命、第 $n$ 次翻修寿命。本文根据随机右截尾情形下的似然函数<sup>[9]</sup>对不同分布中的参数进行了估计,利用全机疲劳试验寿命数据与服役飞机寿命数据融合来进行不同载荷谱下与试验载荷谱下同型飞机结构安全寿命分析计算。

## 1 随机右截尾情形下的最大似然估计

设寿命 $X$ 的分布函数为 $F(x, \theta)$  ( $\theta \in \Theta$ ),密度函数为 $f(x, \theta)$ ,  $\Theta$ 是 $R^m$ 中的非空开集。随机右截尾试验是指:从分布函数为 $F(x, \theta)$ 的总体中,随机抽取 $n$ 个个体,进行寿命试验(或观测),对于每个个体(寿命是 $X_i$ ,  $i=1, 2, \dots, n$ ),相应地有个截尾时间 $Y_i$  ( $i=1, 2, \dots, n$ ),对第 $i$ 个个体得到的观测值 $X_i \wedge Y_i$  (取最小值)。令 $t_i = X_i \wedge Y_i$ ,  $\delta_i = I_{(X_i < Y_i)}$ ,这样就可以得到数据 $(t_i, \delta_i)$  ( $i=1, 2, \dots, n$ ),  $\delta_i = 1$ 表示 $t_i$ 是试验失效数据,  $\delta_i = 0$ 表示

$t_i$ 是无失效数据。则数据 $(t_1, \delta_1), (t_2, \delta_2), \dots, (t_n, \delta_n)$ 的似然函数为:

$$L(\theta) = \prod_{i=1}^n f(t_i, \theta)^{\delta_i} [1 - F(t_i, \theta)]^{1-\delta_i} \quad (1)$$

**情形1** 飞机结构疲劳寿命服从对数正态分布。根据随机右截尾情形下的似然函数和文献[10]可知,针对对数正态分布函数的数学期望 $\mu$ 和标准差 $\sigma$ 进行极大似然估计的方程组为:

$$\frac{\partial \ln L}{\partial \mu} = \sum_{i=1}^r \frac{(x_i - \mu)}{\sigma^2} + \sum_{i=r+1}^n \frac{\int_{x_i}^{\infty} \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma} e^{-\frac{1}{2}(\frac{t-\mu}{\sigma})^2} \frac{t-\mu}{\sigma^2} dt}{\int_{x_i}^{\infty} \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma} e^{-\frac{1}{2}(\frac{t-\mu}{\sigma})^2} dt} = 0 \quad (2)$$

$$\frac{\partial \ln L}{\partial \sigma} = -\frac{n}{\sigma} + \sum_{i=1}^r \frac{(x_i - \mu)^2}{\sigma^3} + \sum_{i=r+1}^n \frac{\int_{x_i}^{\infty} e^{-\frac{1}{2}(\frac{t-\mu}{\sigma})^2} \frac{(t-\mu)^2}{\sigma^2} dt}{\sigma \int_{x_i}^{\infty} e^{-\frac{1}{2}(\frac{t-\mu}{\sigma})^2} dt} = 0 \quad (3)$$

**情形2** 飞机结构疲劳寿命服从双参数威布尔分布。根据随机右截尾情形下的似然函数可知,对曲线形状参数 $\eta$ 和特征寿命 $m$ 进行极大似然估计的方程组为:

$$-\frac{mr}{\eta} + m \sum_{i=1}^n \frac{x_i^m}{\eta^{m+1}} = 0 \quad (4)$$

$$\frac{r}{m} - r \ln \eta - \sum_{i=1}^n \left(\frac{x_i}{\eta}\right)^m \ln\left(\frac{x_i}{\eta}\right) + \sum_{i=1}^r \ln x_i = 0 \quad (5)$$

## 2 飞机结构疲劳分散系数与安全寿命

### 2.1 对数正态分布下

由于结构疲劳寿命标准差 $\sigma$ 常常根据大量试验数据统计获得,实际工作中当 $\sigma$ 与 $\mu$ 未知时可对式(2)与(3)联立求解得到其点估计值。根据以往的工程经验<sup>[11]</sup>,综合考虑结构分散性与载荷分散性的疲劳寿命标准差 $\sigma_0$ 取0.18,仅考虑结构分散性的疲劳寿命标准差 $\sigma_s$ 取0.12。

根据式(2)可以对分布函数参数 $\mu$ 进行最大似然估计 $\hat{\mu}$ ,得到服从对数正态分布时的分布函数:

$$F(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma} \int_0^x e^{-\frac{(\lg t - \hat{\mu})^2}{2\sigma^2}} dt = \Phi\left(\frac{\lg t - \hat{\mu}}{\sigma}\right) \quad (6)$$

根据式(6)可知服从对数正态分布的对数安全

寿命为:

$$\lg[N_{p,\gamma}] = \hat{\mu} + u_p \sigma_0 \quad (7)$$

由于  $\mu$  的实际值未知,计算时需要代入估计值,因此安全寿命的计算需要引入置信度。先对  $\mu$  进行区间估计,用置信区间的下端点代替  $\mu$ ,从而求出对应一定置信水平和可靠度下的安全寿命。根据文献[11]可知  $\mu$  的置信下限为  $\bar{x} - u_\gamma \sigma_0 / \sqrt{n}$ ,可得到对应可靠度  $p$  和置信水平  $\gamma$  的对数安全寿命:

$$\lg[N_{p,\gamma}] = \bar{x} - u_\gamma \frac{\sigma_0}{\sqrt{n}} + u_p \sigma_0 = \bar{x} + (u_p - \frac{u_\gamma}{\sqrt{n}}) \sigma_0 \quad (8)$$

则对应的飞机结构疲劳安全寿命为:

$$N_{p,\gamma} = 10^{\bar{x} + (u_p - \frac{u_\gamma}{\sqrt{n}}) \sigma_0} \quad (9)$$

疲劳分散系数为:

$$L_f = \frac{[N_{50}]}{N_{p,\gamma}} = \frac{10^{\bar{x}}}{10^{\bar{x} + (u_p - \frac{u_\gamma}{\sqrt{n}}) \sigma_0}} = 10^{-(u_p - \frac{u_\gamma}{\sqrt{n}}) \sigma_0} \quad (10)$$

## 2.2 威布尔分布下

由于曲线形状参数  $m$  常常根据大量试验数据统计获得。实际中当  $m$  与  $\eta$  未知时可对式(4)与式(5)联立求解得到其点估计值。根据以往的工程经验[12],对于铝合金,  $m = 4.0$ ;对于钛合金,  $m = 3.0$ ;对于中强钢 ( $\sigma_b \leq 1660$  MPa),  $m = 3.0$ ;对于中强钢 ( $\sigma_b > 1660$  MPa),  $m = 2.2$ 。根据式(4)可以对分布函数参数  $\eta$  进行最大似然估计  $\hat{\eta}$ 。 $\eta$  的估计值  $\hat{\eta}$  与理论值  $\eta$  相差较大,必须引入置信度  $\gamma$ ,取  $\hat{\eta}$  的置信下限代替  $\eta$ ,即:

$$P\{\eta \geq \frac{\hat{\eta}}{S_c}\} = \gamma \quad (11) \quad \eta = \frac{\hat{\eta}}{S_c} \quad (12)$$

式中:  $S_c$  为置信系数。

当  $m$  已知时,  $S_c$  可通过下式得到:

$$\int_0^{S_c} \frac{mn^n}{\Gamma(n)} x^{nm-1} e^{-nx^m} dx = \gamma \quad (13)$$

根据文献[12]可得在可靠度  $p$  和置信水平  $\gamma$  下的飞机结构疲劳安全寿命为:

$$N_{R,\gamma} = \eta / (\ln \frac{1}{R})^{-\frac{1}{m}} = \hat{\eta} / S_c (\ln \frac{1}{R})^{-\frac{1}{m}}$$

而:

$$[N_{50}] = \hat{\eta} / (\ln \frac{1}{0.5})^{-\frac{1}{m}} \quad (14)$$

则疲劳分散系数为:

$$L_f = \frac{[N_{50}]}{N_{p,\gamma}} = S_c (\frac{-\ln R}{\ln 2})^{-\frac{1}{\sigma}} \quad (15)$$

## 3 不同载荷谱下基于数据融合的机群安全寿命

影响疲劳寿命分散的因素有很多,通常可以分为 2 类:载荷分散性和结构分散性,均可用连续型随机变量描述,并且通常认为相互独立。

在不考虑环境分散性的影响情况下,通常认为在同一载荷谱下同型飞机结构疲劳寿命服从对数正态分布。如果同型飞机结构由于载荷分散性而导致疲劳寿命也服从对数正态分布,则不同载谱下的飞机结构疲劳寿命也可用对数正态分布描述[13],此时服役飞机随机右截尾寿命数据可以与试验飞机试验寿命数据直接融合,从而进行飞机结构安全寿命分析计算。此时,融合后的数据中综合考虑了载荷分散性和结构分散性。

作为算例分析,假设服役飞机数量为 9 架,每架飞机的实际飞行时间为 800 h,疲劳试验飞机为 1 架,疲劳试验寿命为 5 000 h。可靠度为 99.87%,置信水平为 90%,综合考虑载荷分散性和结构分散性的结构疲劳寿命标准差  $\sigma_0$  为 0.18。

### 3.1 仅考虑试验数据的机群安全寿命计算

疲劳分散系数为:

$$L_f = 10^{\sigma_0 (u_p + \frac{u_\gamma}{\sqrt{n}})} = 10^{0.18(3 + \frac{1.282}{\sqrt{10}})} = 5.9$$

由于只有一个试验数据,这里取  $[N_{50}]$  为 5 000 h,则飞机结构安全寿命为:

$$N_{p,\gamma} = \frac{[N_{50}]}{L_f} = \frac{5000}{5.9} = 847 \text{ h}$$

### 3.2 基于数据融合的机群安全寿命计算

疲劳试验飞机试验小时数 5 000 及服役飞机实际飞行小时数 800 取对数后为随机右截尾寿命数据,1 个试验寿终数据为 3.699,9 个无失效右截尾数据为 2.903。由于母体标准差  $\sigma_0$  已知,所以只对参数  $\mu$  进行最大似然估计。将随机右截尾数据代入公式(2)中,计算得参数  $\mu$  的极大似然估计值  $\hat{\mu}$  为 3.699。

将  $\sigma_0 = 0.18$  与试件数  $n = 10$  代入式(10)计算 99.87%可靠度与 90%置信水平的疲劳分散系数  $L_f$  为:

$$L_f = 10^{\sigma_0 (u_p + \frac{u_\gamma}{\sqrt{n}})} = 10^{0.18(3 + \frac{1.282}{\sqrt{10}})} = 4.1$$

具有 50%可靠度的中值疲劳寿命估计值  $[N_{50}]$  为:

$$[N_{50}] = 10^{\hat{\mu}} = 10^{3.699} = 5000 \text{ h}$$

在 99.87%可靠度与 90%置信水平下的飞机结构安全寿命  $N_{p,\gamma}$  为:

$$N_{p,\gamma} = \frac{[N_{50}]}{L_f} = \frac{5\ 000}{4.1} = 1\ 219\ \text{h}$$

#### 4 同一载荷谱下基于数据融合的机群安全寿命

在同一载荷谱下同型飞机结构疲劳寿命服从对数正态分布或威布尔分布下,如果由于载荷分散性而导致飞机结构疲劳寿命不服从对数正态分布或威布尔分布,则综合考虑结构分散性和载荷分散性的飞机结构疲劳寿命不能用对数正态分布或威布尔分布来描述。此时,同型服役飞机与试验飞机的疲劳寿命数据不能直接用来进行飞机结构安全寿命分析。因此,必须找到一个中间量,经过处理以后可以把它们的数据转化到相同条件下,也就是转化到同一载荷谱下,从而进行同一载荷谱下飞机结构安全寿命分析计算。

传统的方法是采用环境系数法<sup>[6]</sup>,环境折合系数是一种线性折合方法,但是飞机(特别是军用飞机)使用的复杂性使服役环境之间是高度非线性的关系,所以不能用该方法处理飞机试验数据与服役数据的融合问题。可以将不同载荷谱下的飞机服役数据当量转化为试验载荷谱下的数据,这样就可以认为同型服役飞机与试验飞机的疲劳寿命服从同一个分布。此时,融合后的数据中仅考虑了结构的分散性。

##### 4.1 在同一试验载荷谱下的当量飞行小时

根据现有的损失计算模型可以计算飞机结构的当量损伤<sup>[8,11,14]</sup>。对于全机疲劳试验,计算总试验

时间的当量损伤  $D_1$ 。即在试验条件下损伤  $D_1$  对应一个寿命  $N_1$ ,则其每试验小时当量损伤值为:

$$k_1 = D_1/N_1 \quad (16)$$

用相同的当量损伤计算方法计算服役已飞行小时  $N_i$  在实际飞行载荷谱下对应的当量损伤值  $D_i$ ,则其每飞行小时当量损伤值为:

$$k_i = D_i/N_i \quad (17)$$

当量飞行小时的折算系数为:

$$k_{i,1} = k_i/k_1 \quad (18)$$

利用服役飞机实际飞行小时乘以折算系数就得到该架飞机在试验载荷谱下的当量飞行小时数。

作为算例分析,同一载荷谱下各假设参数同第3节,取仅考虑结构分散性的疲劳寿命标准差  $\sigma_s$  为 0.12。

##### 4.2 仅考虑试验数据的机群安全寿命计算

由于结构的分散性而引起的疲劳分散系数为:

$$L_f = 10^{\sigma_s(u_p + \frac{u_7}{\sqrt{n}})} = 10^{0.12(3 + \frac{1.282}{\sqrt{10}})} = 3.27$$

由于只有一个试验数据,这里取  $[N_{50}]$  为 5 000 h,则试验载荷谱下的飞机结构安全寿命为:

$$N_{p,\gamma} = \frac{[N_{50}]}{L_f} = \frac{5\ 000}{3.27} = 1\ 529\ \text{h}$$

##### 4.3 基于数据融合的机群安全寿命计算

在试验载荷谱下服役飞机当量随机右截尾寿命数据(即当量飞行小时)与试验飞机疲劳寿命来自同一个对数正态分布。根据每架飞机实际服役过程中载荷分布的差异性,假设每架服役飞机在飞行 800 h 的损伤值以及在同一试验载荷谱下的当量飞行小时数见表 1。对表中的当量飞行小时数取对数就得到随机右截尾寿命数据,见表 2。

表 1 疲劳损伤值与当量飞行小时

Tab.1 Fatigue damage and equivalent flying hours

损伤值	1	0.12	0.14	0.145	0.152	0.16	0.168	0.19	0.2	0.21
当量飞行小时数	5 000	600	700	725	760	800	840	950	1 000	1 050

表 2 随机右截尾试验寿命

Tab.2 Random right truncation test life

$X_1$	$X_2$	$X_3$	$X_4$	$X_5$	$X_6$	$X_7$	$X_8$	$X_9$	$X_{10}$
3.699	2.778	2.845	2.86	2.881	2.903	2.924	2.978	3	3.021

将表 2 中的随机右截尾寿命数据代入公式(2)

中,计算参数  $\mu$  的极大似然估计值  $\hat{\mu} = 3.699$ 。

将  $\sigma = 0.12$  与试件数 10 代入式(10),计算结果 99.87%可靠度与 90%置信水平时的  $L_f$  为:

$$L_f = 10^{\sigma_s(u_p + \frac{u_7}{\sqrt{n}})} = 10^{0.12(3 + \frac{1.282}{\sqrt{10}})} = 2.56$$

具有 50%可靠度的中值试验寿命估计值  $[N_{50}]$  为:

$$[N_{50}] = 10^{\hat{\mu}} = 10^{3.699} = 5\ 000\ \text{h}$$

在同一试验载荷谱下对应于 99.87%可靠度与 90%置信水平的飞机结构安全寿命  $N_{p,\gamma}$  为:

$$N_{p,\gamma} = \frac{[N_{50}]}{L_f} = \frac{5\ 000}{2.56} = 1\ 953\ \text{h}$$

当然,随着无失效数据个数的增多,该算法的分析精度可能有所下降,具体的研究工作可在后面进

一步工作中研究完成。

## 5 结论

本文通过研究,得以下结论:

1)对于综合考虑结构分散性时,若载荷分散性的飞机结构疲劳寿命服从对数正态分布或威布尔分布,服役飞机的随机右截尾寿命数据可以与试验飞机试验寿命数据直接融合进行飞机结构安全寿命分析计算;若不服从对数正态分布或威布尔分布时,不同载荷谱下的数据经过处理以后可以转化到相同条件下的数据,再进行分析计算;

2)试验寿命数据与服役使用随机右截尾寿命数据融合后用于飞机结构安全寿命分析,将显著增大样本的容量,从而充分挖掘飞机结构可靠性的储备。

### 参考文献(References):

- [1] 赵宇. 可靠性数据分析[M]. 北京:国防工业出版社, 2011.  
ZHAO Yu. Data Analysis of Reliability[M]. Beijing: Press of National Defense Industry, 2011.(in Chinese)
- [2] Lawless J E. 寿命数据中的统计模型与方法[M]. 茆诗松,等译,北京:中国统计出版社,1998.  
Lawless J E. The Statistical Model and Method for the Life Data[M]. Beijing: Press of China Statistics, 1998. (in Chinese)
- [3] 傅惠民,张勇波. 正态分布定时无失效数据可靠性分析方法[J]. 航空动力学报,2010,2(25):384-387.  
FU Fui-min, ZHANG Yongbo. Method of Reliability Analysis for Time Truncated Zero-Failure Data Based on Normal Distribution[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(2): 384-387. (in Chinese)
- [4] 傅惠民,张勇波. Weibull分布定时无失效数据可靠性分析方法[J]. 航空动力学报,2010,25(12):2807-2810.  
FU Fuimin, ZHANG Yongbo. Method of Reliability Analysis for Time Truncated Zero-Failure Data Based on Weibull Distribution[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(12): 2807-2810. (in Chinese)
- [5] 张恒喜,郭基联,朱家元,等. 小样本多元数据分析方法及应用[M]. 西安:西北工业大学出版社,2002.  
ZHANG Hengxi, GUO Jilian, ZHU Jiayuan, et al. Multivariate Data Analysis and Application with Few Observations [M]. Xi'an: Press of Northwest Industry University, 2002. (in Chinese)
- [6] Yool kim, Stephen Sheely, Darryl Lenhardt. A Survey of Aircraft Structural - Life. Management Programs in the U. S Nowy, the Canadian Forces and the U.S Air Force[R]. Santa Monica: The RAND Corporation, 2006.
- [7] 高镇同. 疲劳应用统计学[M]. 北京:国防工业出版社,1986.  
GAO Zhengtong. Applied Statistics in Fatigue[M]. Beijing: Press of National Defense Industry, 1986.(in Chinese)
- [8] 张福泽. 飞机疲劳寿命单机监控各节点的判据式和相应的类比计算模型[C]//第16届全国疲劳与断裂学术会议. 厦门:中国力学学会,2012:121-126.  
ZHANG Fuze. The Criterion Formula and Analogy Calculation Model for Monitoring the Single Aircraft Fatigue Life at Every Point [C]//The 16th National Fatigue and Crack Academic Conference .Xiamen:LCSTAM, 2012; 121-126.(in Chinese)
- [9] 陈家鼎. 生存分析与可靠性[M]. 北京:北京大学出版社,2005.  
CHEN Jiading. Subsistence Analysis and Reliability[M]. Beijing: Press of Beijing University, 2005.(in Chinese)
- [10] 熊峻江. 疲劳断裂可靠性工程学[M]. 北京:国防工业出版社,2008.  
XIONG Junjiang. Fatigue and Fracture Reliability Engineering[M]. Beijing: Press of National Defense Industry, 2008. (in Chinese)
- [11] 刘文斑,王智,隋福成,等. 单机寿命监控技术指南[M]. 北京:国防工业出版社,2010.  
LIU Wenting, WANG Zhi, SUI Fucheng, et al. Technical Manual of Service Life Supervision for Individual Aircraft [M]. Beijing: National Defence Industry press, 2010. (in Chinese)
- [12] 孙侠生,董登科. 军用飞机结构耐久性/损伤容限分析和设计指南:第一册[M]. 西安:中国飞机强度研究所,2007.  
SUN Xiasheng, DONG Dengke. Military Aircraft Structure Durability/Failure Tolerance Analysis and Design Manual: First volume [M]. Xi'an: China Aircraft Strength Institute, 2007.(in Chinese)
- [13] 贺小帆,董彦民,刘文斑. 结构和载荷谱分散性分离的疲劳寿命可靠性[J]. 航空学报,2010,4(31):732-737.  
HE Xiaofan, DONG Yanmin, LIU Wenting. Reliability Analysis on Fatigue Life with Separated Structural and Load Spectrum Scatters[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(4): 732-737. (in Chinese)
- [14] 姚卫星. 结构疲劳寿命分析[M]. 北京:国防工业出版社,2003.  
YAO Weixing. Fatigue Life Prediction of Structures[M]. Beijing: Press of National Defense Industry, 2003.(in Chinese)

(编辑:徐敏)