

一种老龄飞机疲劳(耐久性)延寿试验周期的确定方法

何宇廷, 高潮, 张腾, 崔荣洪, 伍黎明

(空军工程大学航空航天工程学院, 陕西西安, 710038)

摘要 针对老龄飞机疲劳(耐久性)延寿试验中存在的问题,提出了一种老龄飞机疲劳(耐久性)延寿试验周期的确定方法。在3种不同情况下对延寿试验机疲劳(耐久性)试验载荷谱的选取进行了分析;根据服役飞机的实际飞行情况,按等损伤原则对服役飞机的总当量飞行小时数进行了计算;以飞机疲劳寿命母体分布为基础,通过数值仿真方法对老龄飞机剩余疲劳(耐久性)寿命疲劳分散系数进行了分析,并确定了老龄飞机疲劳(耐久性)延寿试验周期;最后通过算例分析证明了方法的可行性。

关键词 老龄飞机;试验周期;当量飞行小时;疲劳分散系数;试验载荷谱

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2014.03.001

中图分类号 V215.5 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2014)03-0001-04

A Method of Determining Fatigue Test Period to Prolong Fatigue(Durability) Life for Aging Aircraft

HE Yu-ting, GAO Chao, ZHANG Teng, CUI Rong-hong, WU Li-ming

(Aeronautics and Astronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: Aimed at the problem of fatigue test to prolong life for aging aircraft, the method of determining fatigue test period to prolong fatigue(durability) life for old aircraft is put forward. The three different conditions were analyzed for choosing the fatigue test loadings; Based on the actual flying hours, the total equivalent flying hours were calculated by damage equivalency principle for service aircraft; The fatigue scatter factor of residual fatigue life was analyzed by numerical simulation based on fatigue life distribution, and the fatigue test period for aging aircraft was determined; Finally, this method was illuminated by a calculation example.

Key words: aging aircraft; test period; equivalent flying hours; fatigue scatter factor; test loadings

目前,飞机的疲劳(耐久性)安全寿命通常依据全机疲劳(耐久性)试验飞行小时数除以疲劳分散系数得到^[1]。当服役飞机的飞行小时数达到初始安全寿命 N_p 时,通常需要对老龄飞机进行全机疲劳(耐久性)试验来延长老龄飞机的服役使用寿命,进一步

扩大其服役使用寿命限制。

从已到寿机群飞机中随机抽取一架经过耐久性修理的老龄飞机作为延寿试验的飞机,简称延寿试验机,进行全机疲劳(耐久性)试验。一般情况下,并不是直接将该架老龄飞机在试验载荷谱下进行试验

收稿日期:2014-04-29

基金项目:国家自然科学基金资助项目(51201182)

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与可靠性研究。E-mail: gaochao19861105@sina.com

引用格式:何宇廷,高潮,张腾,等.一种老龄飞机疲劳(耐久性)延寿试验周期的确定方法[J].空军工程大学学报:自然科学版,2014,15(3):1-4. HE Yuting, GAO Chao, ZHANG Teng, et al. A method of determining fatigue test period to prolong fatigue(durability) life for aging aircraft [J]. Journal of air force engineering university: natural science edition, 2014, 15(3): 1-4.

至破坏。国内外的习惯做法是先确定老龄飞机的疲劳(耐久性)安全寿命延寿目标,然后根据延寿目标和疲劳分散系数来确定老龄飞机疲劳(耐久性)延寿试验周期。老龄飞机延寿目标通常根据目前飞机的结构状态和后续飞行的任务给定。为了保证老龄飞机后续服役的安全性,利用老龄飞机剩余疲劳(耐久性)寿命的疲劳分散系数与延寿目标的乘积来确定老龄飞机的疲劳(耐久性)延寿试验周期。

许多学者对疲劳分散系数进行了研究^[2-5],但是并没有涉及到老龄飞机剩余疲劳(耐久性)寿命的疲劳分散系数。这个系数是在新机全机疲劳(耐久性)试验载荷谱下所确定,而服役飞机的实际使用载荷谱与之不同。当服役飞机实际飞行小时数达到初始安全寿命 N_p 时,将服役飞机实际飞行小时数根据等损伤原则折算到新机全机疲劳(耐久性)试验载荷谱下的飞行小时数,认为是当量飞行小时数。这时服役飞机的当量飞行小时数一般不等于 N_p ,需根据其确定老龄飞机剩余疲劳(耐久性)寿命的疲劳分散系数,从而计算在当前延寿试验载荷谱下老龄飞机的疲劳(耐久性)延寿试验周期。

为了在不影响飞行安全的情况下充分挖掘老龄飞机的服役寿命潜力,本文提出了一种老龄飞机疲劳(耐久性)延寿试验周期的确定方法,为延长老龄飞机疲劳(耐久性)服役寿命提供技术支撑。

1 延寿试验机疲劳(耐久性)试验载荷谱的选取

根据服役飞机的实际飞行状态,延寿试验机疲劳(耐久性)试验载荷谱的选取通常可分为以下3种情况:

情况1:服役飞机从始至终都在新机全机疲劳(耐久性)试验载荷谱(或相当的载荷谱)下服役,这时取延寿试验机全机疲劳(耐久性)试验载荷谱与新机全机疲劳(耐久性)试验载荷谱相同或相当;

情况2:服役飞机开始是在新机全机疲劳(耐久性)试验载荷谱(或相当的载荷谱)下服役,服役一段时间 N_1 后,飞行载荷谱加重,服役飞机在后续飞行载荷谱下服役,后续飞行载荷谱的损伤度是新机全机疲劳(耐久性)试验载荷谱损伤度的 l 倍,这时为了更真实地对服役飞机进行验证,选取后续飞行的平均载荷谱作为延寿试验机全机疲劳(耐久性)试验载荷谱;

情况3:为了缩短延寿试验机全机疲劳(耐久性)的试验周期,选取损伤度为情况2中后续飞行载

荷谱损伤度 m' 倍的载荷谱作为延寿试验机全机疲劳(耐久性)试验载荷谱。

2 总当量飞行小时数 N 的确定

假设服役飞机在新机全机疲劳(耐久性)试验载荷谱下的飞行小时数为 N_1 ,在后续飞行载荷谱下服役飞行小时数为 N_2 ,其中在相同的飞行小时数下后续飞行载荷谱的损伤度为新机全机疲劳(耐久性)试验载荷谱损伤度的 l 倍,则服役飞机在新机全机疲劳(耐久性)试验载荷谱下的总当量飞行小时数 N 为:

$$N = N_1 + lN_2 \quad (1)$$

对于延寿试验机疲劳(耐久性)试验载荷谱选取见情况1), l 为1。

3 老龄飞机剩余疲劳(耐久性)寿命疲劳分散系数的数值仿真

一般情况下,可认为军用飞机结构疲劳(耐久性)寿命服从对数正态分布;民用飞机结构疲劳(耐久性)寿命服从双参数威布尔分布^[6]。

根据大数定理,当子样容量 n 大于一定数时,就可用样本估计值表示母体参数,实际经验一般认为 $n \geq 50$ 的子样是大子样^[7]。老龄飞机剩余疲劳(耐久性)寿命疲劳分散系数的数值仿真步骤如下:

1)根据原机群飞机疲劳(耐久性)寿命母体的分布函数(可以由原新机定寿试验结论得到),随机产生50组服从对数正态分布/双参数威布尔分布的随机数,即获得50个样本,每组随机数样本的样本容量为50。50组随机数则代表有50组机群飞机疲劳(耐久性)寿命试验数据,而每组随机数中的50个随机数代表每组有50架飞机的疲劳(耐久性)寿命试验数据;

2)每组随机数同时减去总当量飞行小时数 N ,得到50组新随机数,即获得50组新样本,代表50组老龄飞机剩余疲劳(耐久性)寿命样本,其服从新的对数正态分布/双参数威布尔分布,每组新随机数样本的样本容量为50,代表每组有50架老龄飞机的剩余疲劳(耐久性)寿命数据;

3)根据上一步中的50组老龄飞机剩余疲劳(耐久性)寿命样本计算拟合每组新随机数样本的对数标准差/曲线形状参数,得到50个新的对数标准差/曲线形状参数值;

4)对50个新的对数标准差/曲线形状参数值求

平均值,即可得到新的对数正态分布/双参数威布尔分布函数的对数标准差/曲线形状参数,其代表老龄飞机剩余疲劳(耐久性)寿命分布函数的参数值;

5)根据延寿试验数据样本容量及上述所得的老龄飞机剩余疲劳(耐久性)寿命分布函数的对数标准差/曲线形状参数,可计算一定可靠度 p 与置信水平 γ 下的疲劳分散系数 L_f 。

对于飞机结构疲劳(耐久性)寿命服从对数正态分布而言,疲劳分散系数为^[8]:

$$L_f = 10^{\frac{u_p - u_\gamma}{\sqrt{n}} \sigma} \quad (2)$$

式中: σ 为老龄飞机剩余疲劳(耐久性)寿命的对数寿命标准差; u_p 为由选用的可靠度所确定的标准正态分布累计函数值; u_γ 为由选用的置信水平所确定的标准正态分布累计函数值; n 为样本容量。

对于飞机结构疲劳(耐久性)寿命服从双参数威布尔分布而言,疲劳分散系数为^[9]:

$$L_f = S_c \left(\frac{-\ln R}{\ln 2} \right)^{-\frac{1}{m}} \quad (3)$$

式中: S_c 为置信系数; m 为曲线形状参数; R 为可靠度。

当 m 已知时, S_c 可通过下式得到^[9]:

$$\int_0^{S_c} \frac{mn^n}{\Gamma(n)} x^{m-1} e^{-nx^m} dx = \gamma \quad (4)$$

4 老龄飞机疲劳(耐久性)延寿试验周期的确定

对于试验载荷谱按第1节中情况2选取时,假设在当前飞行使用平均载荷谱下老龄飞机的疲劳(耐久性)安全寿命延寿目标为 N_g , 根据等损伤原则,将延寿目标 N_g 折算到新机全机疲劳(耐久性)试验载荷谱下的老龄飞机延寿目标 N_j 为:

$$N_j = N_g l \quad (5)$$

根据第3节中的老龄飞机剩余疲劳(耐久性)寿命的疲劳分散系数 L_f , 从偏安全的角度出发,老龄飞机剩余疲劳(耐久性)寿命的疲劳中值寿命为:

$$[N_{50}] = L_f N_j \quad (6)$$

对于对数正态分布而言,当样本容量为1(选取一架飞机进行全机疲劳(耐久性)试验)时,老龄飞机剩余疲劳(耐久性)寿命的疲劳中值寿命 $[N_{50}]$ 就是延寿试验机在原新机全机疲劳(耐久性)载荷谱下的试验周期 N_S 。根据等损伤原则,将 N_S 折算到当前飞行使用平均载荷谱下的疲劳(耐久性)试验周期 N_Y 为:

$$N_Y = \frac{N_S}{l} = L_f N_g \quad (7)$$

对于双参数威布尔分布而言,当样本容量为1(选取一架飞机进行全机疲劳(耐久性)试验)时,特征寿命参数的估计值为:

$$\hat{\eta} = [N_{50}] (\ln 2)^{-\frac{1}{m}} \quad (8)$$

这时,特征寿命参数的估计值 $\hat{\eta}$ 可以认为就 N_S , 相应的 N_Y 值可由前述方法得到。

对于延寿试验载荷谱为第1节中情况1时,上述分析中 l 取值为1即可。

对于延寿试验机疲劳(耐久性)试验载荷谱选取按第1节中的第3种情况,选取损伤度为第2种情况中后续飞行载荷谱损伤度 m' 倍的载荷谱作为延寿试验机全机疲劳(耐久性)试验载荷谱,老龄飞机疲劳(耐久性)延寿试验周期 N_Y 则根据试验的具体损伤情况进行分析,这里不再赘述。

在确定了老龄飞机疲劳(耐久性)延寿试验周期后,如果试验结果通过,则说明延寿目标合理;如果试验结果不能达到本文所确定的疲劳(耐久性)延寿试验周期,则需对试验过程中的失效部位进行耐久性修理,对经过修理后的延寿试验机再进行疲劳(耐久性)试验,使其试验结果可以达到本文所确定的疲劳(耐久性)延寿试验周期。

5 算例分析

本文仅以飞机疲劳(耐久性)寿命服从对数正态分布且试验载荷谱为第1节中情况2为例分析说明,飞机疲劳(耐久性)寿命服从双参数威布尔分布的情形与此类似。

假设机群飞机疲劳(耐久性)寿命服从对数正态分布,寿命母体的对数标准差为0.1021,对数数学期望为4.1761,对应15000飞行小时。假设服役飞机在新机全机疲劳(耐久性)试验载荷谱下服役时间 N_1 为1000飞行小时,在后续飞行的载荷谱下服役时间 N_2 为2500飞行小时,后续飞行载荷谱的损伤度为新机的1.6倍。老龄飞机全机疲劳(耐久性)试验载荷谱为服役飞机后续飞行使用的平均载荷谱,即当前飞行使用平均载荷谱,老龄飞机在当前飞行使用平均载荷谱下的延寿目标为500飞行小时。试确定机群飞机在已完成实际3500飞行小时后,再延寿500飞行小时安全寿命的疲劳(耐久性)延寿试验周期(选1架到寿飞机经耐久性修理后作为试验机),步骤为:

- 1)选取服役飞机当前飞行使用平均载荷谱作为延寿试验机全机疲劳(耐久性)试验载荷谱;
- 2)确定服役飞机在新机全机疲劳(耐久性)试验

载荷谱下的总当量飞行小时数 N 为:

$$N = N_1 + lN_2 = 5\ 000\ \text{h}$$

3) 以 4.176 1 为对数数学期望, 以 0.102 1 为对数标准差, 随机产生 50 组服从对数正态分布的随机数, 每组随机数的样本容量为 50。对每组随机数同时减去服役飞机在新机全机疲劳(耐久性)试验载荷谱下的总当量飞行小时数 5 000 飞行小时, 计算每组随机数的对数标准差, 得到 50 个对数标准差, 取平均值就可得到老龄飞机机群剩余疲劳(耐久性)寿命的对数标准差为 0.155 6。

当样本容量为 1, 老龄飞机剩余疲劳(耐久性)寿命的对数标准差 σ 为 0.155 6 时, 在可靠度 p 为 99.9% 和置信水平 γ 为 90% 下老龄飞机剩余疲劳(耐久性)寿命分的疲劳分散系数为:

$$L_f = 10^{(\frac{0.7}{\sqrt{n}} - \ln p)\sigma} = 4.789\ 8$$

为了保守起见, 建议将老龄飞机剩余疲劳(耐久性)寿命的疲劳分散系数值向上取整, 取为 5.0。

4) 老龄飞机在当前飞行使用平均载荷谱下的延寿目标 N_g 为 500 飞行小时, 则老龄飞机的疲劳(耐久性)延寿试验周期 N_Y 为:

$$N_Y = \frac{N_s}{l} = L_f N_g = 2\ 500\ \text{h}$$

老龄飞机在当前飞行使用平均载荷谱下的疲劳(耐久性)延寿试验周期为 2 500 试验飞行小时。

6 结语

本文针对老龄飞机的实际飞行状态, 提出了延寿试验机疲劳(耐久性)试验载荷谱的 3 种选取情况。由于无法根据试验获得老龄飞机剩余疲劳(耐久性)寿命的分布函数, 因此提出了确定老龄飞机剩余疲劳(耐久性)寿命疲劳分散系数的数值仿真方法。通过老龄飞机延寿目标剩余疲劳(耐久性)寿命疲劳分散系数, 给出了老龄飞机疲劳(耐久性)延寿试验周期的确定方法, 可以为老龄飞机延寿试验提供技术支撑。

参考文献(References):

[1] 刘文珽, 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)

- [2] JSSG-2006. Jointly apply specification guide of U S ministry of national defense [S]. 2006.
- [3] Yu Chee Tong. Literature review on aircraft structural risk and reliability analysis[R]. DSTO-TR-1110, 2001.
- [4] 张福泽. 使用载荷谱下的重谱能降低寿命不能降低疲劳分散系数[J]. 航空学报, 2013, 34(8): 1892-1897.
ZHANG Fuze. Heavy spectra under operational loads may reduce life but not fatigue scatter factor[J]. Acta aeronautica et astronautica sinica, 2013, 34(8): 1892-1897.(in Chinese)
- [5] 张福泽. 已飞飞机原寿命的疲劳分散系数[J]. 航空学报, 2013, 34(5): 1108-1113.
ZHANG Fuze. Fatigue scatter factor of flown aircraft's original life[J]. Acta aeronautica et astronautica sinica, 2013, 34(5): 1108-1113.(in Chinese)
- [6] 贺小帆, 刘文珽. 服从不同分布的疲劳寿命分散系数分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2002, 28(1): 47-49.
HE Xiaofan, LIU Wenting. On scatter factors of fatigue life obeying different distributions[J]. Journal of Beijing university of aeronautics and astronautics, 2002, 28(1): 47-49.(in Chinese)
- [7] 高镇同. 疲劳应用统计学[M]. 北京: 国防工业出版社, 1986.
GAO Zhentong. Applied statistics in fatigue[M]. Beijing: Press of national defense industry, 1986.(in Chinese)
- [8] 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)
- [9] 军用飞机结构耐久性/损伤容限分析和设计指南(第 1 册)[M]. 西安: 中航工业飞机强度研究所, 2005.
Military aircraft structure durability/failure tolerance analysis and design manual (first volume)[M]. Xi'an: China aviation industry aircraft strength institute, 2005.(in Chinese)

(编辑: 徐敏)