

飞机结构疲劳/耐久性安全寿命延寿方法

何宇廷, 高潮, 张腾, 侯波

(空军工程大学航空航天工程学院, 西安, 710038)

摘要 针对目前飞机结构延寿工作中存在的问题,提出了一种飞机结构疲劳/耐久性安全寿命的延长方法——当量延寿法。阐明了当量延寿法的基本原理:将同种型号的机队飞机结构的试验数据和服役使用数据都当量为同一载荷环境下的当量使用数据,对当量使用数据进行数据融合及可靠性综合分析,进一步释放可靠性潜力,从而重新评定并延长机群飞机结构的疲劳/耐久性安全寿命(亦即放宽疲劳安全寿命的使用限制)。并在此基础上阐述了当量延寿法的基本流程。根据当量延寿法的基本原理和流程可在原新机给定的使用寿命指标的基础上重新确定并逐步延长同种型号的机群飞机结构的疲劳/耐久性安全寿命,放宽服役机群飞机的服役使用寿命限制。当量延寿法可为现役同种型号飞机的延寿工作提供理论基础。

关键词 飞机结构;疲劳安全寿命;当量使用数据;极大似然函数;疲劳分散系数

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2015.06.001

中图分类号 V215.5 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2015)06-0001-06

On Method of Fatigue/Durability Safe Life Extension of Aircraft Structure

HE Yuting, GAO Chao, ZHANG Teng, HOU Bo

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

Abstract: Aimed at the problem existed for extending service life of aircraft structure at present, a method of fatigue /durability safe life extension of aircraft structure is put forward, i.e. the equivalent service life extension method. The basic principle of equivalent service life extension method can be illuminated as: the test data and service data of the same type of fleet aircraft are transferred into the equivalent using data under the same loading spectrum, the equivalent using data are fused and comprehensively analyzed based on reliability theory, then the fatigue /durability safe life of fleet aircraft are assessed and extended (namely the service restriction of fatigue safe life is relaxed). The basic process of equivalent service life extension method is described further on the basis. According to the basic principle and process of equivalent service life extension method, the fatigue /durability safe life of fleet aircraft structures can be determined and extended, the service restriction of the same type of serve fleet aircraft is relaxed gradually. The equivalent service life extension method can be used to provide the theoretical basis for the service life extension of the same type of service fleet aircraft.

Key words: aircraft structure; fatigue safe life; equivalent using data; maximum likelihood function; fa-

收稿日期:2015-03-14

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,张腾,等.飞机结构疲劳/耐久性安全寿命延寿方法[J].空军工程大学学报:自然科学版,2015,16(6):1-6. HE Yuting, GAO Chao, ZHANG Teng, et al. On Method of Fatigue (Durability) Safe Life Extension of Aircraft Structure[J]. Journal of Air Force Engineering University: Natural Science Edition, 2015, 16(6): 1-6.

tigue scatter factor

现代飞机的造价十分昂贵,使得人们总想充分挖掘每架飞机的寿命潜力,让其尽量长期服役,即延长其使用寿命从而获得显著经济效益。目前飞机寿命管理方法可分为机群寿命管理和单机寿命管理^[1]。其基础则是疲劳/耐久性安全寿命(即当量服役使用疲劳寿命限制值)。所以要使飞机能够长时间地服役,就必须延长飞机结构的疲劳/耐久性安全寿命。

国内外学者及研究机构^[2-15]对延长飞机服役使用寿命的相关理论和方法进行了研究。刘文斑^[2-3]等对结构和载荷谱的分散性进行了分离,认为载荷谱确定时的寿命分散系数远小于综合结构和载荷谱分散性时的分散系数。张福泽^[4]对已飞飞机原寿命的疲劳分散系数进行了研究,对于从不同机群(定寿机群和延寿机群)中抽取的试验机的原寿命,其疲劳分散系数的取值是不同的。此外,张福泽^[5]认为使用载荷下的重谱能降低寿命但不能降低疲劳分散系数。何宇廷^[6-7]等对如何确定老龄飞机结构疲劳/耐久性试验延寿周期的确定方法以及飞机结构延寿方法进行了深入研究。美国交通部联邦航空局在其发布的咨询通报^[8]中对如何放宽飞机使用限制作了说明,但是,对于那些达到安全寿命而没有被更改/更换的结构疲劳薄弱部位,将会给出非常危险的错误结果。

目前,关于飞机结构延寿的手段有许多,比如:耐久性修理、结构加强、更换结构、加强检查、损伤容限分析、单机寿命管理、全机疲劳试验与传统耐久性分析等^[8-15],这些手段都可以延长飞机结构使用寿命。由于已交付使用的同种型号机队飞机数量众多的,其使用信息可被用来释放飞机结构的可靠性潜力,本文从可靠性的角度出发,基于服役飞机的使用信息和试验飞机的试验数据提出了飞机结构服役寿命延寿方法—当量延寿法,可为机队飞机结构延长疲劳/耐久性安全寿命提供理论和技术支撑。

1 当量延寿法的基本原理

同一载荷谱下,同种型号机队飞机结构的疲劳寿命通常服从对数正态分布或双参数威布尔分布。

当量延寿法的基本原理可表述为:将同种型号机队飞机结构的试验数据与服役使用数据当量为同一载荷环境(载荷谱)下的当量使用数据,并进行当量使用数据融合及可靠性综合分析以重新评定并延长飞机结构的疲劳/耐久性安全寿命的方法。该方法

可以通俗地理解为:先当量,后延寿。飞机服役使用疲劳寿命的管理均应以同一载荷谱对应的当量服役使用疲劳寿命为基础。

2 当量延寿法的基本流程

2.1 当量延寿法的基本流程

当量延寿法的基本流程图见图1。

从图1可看出,当量延寿法包括3部分内容:①新机结构疲劳/耐久性安全寿命的确定;②初步放宽飞机结构当量服役使用疲劳寿命限制;③再次放宽飞机结构当量服役使用疲劳寿命限制。

2.2 新机结构疲劳/耐久性安全寿命的确定

新机结构疲劳/耐久性安全寿命确定方法的基本思想是仅采用新机全机疲劳/耐久性试验结果确定疲劳中值寿命和疲劳分散系数,计算一定可靠度与置信水平下的新机结构疲劳/耐久性安全寿命。新机结构疲劳/耐久性安全寿命确定方法如图1中的①部分所示。

假设在同一载荷谱下机队飞机结构疲劳/耐久性寿命服从对数正态分布或双参数威布尔分布,且新机全机疲劳/耐久性试验结果为 N_1, N_2, \dots, N_n 。则飞机结构疲劳/耐久性寿命服从对数正态分布情形下的疲劳中值寿命 $[N_{50}]$ 和疲劳分散系数 L_f 为^[17]:

$$[N_{50}] = 10^{\frac{\lg N_1 + \lg N_2 + \dots + \lg N_n}{n}} = 10^{\mu} \quad (1)$$

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

式中: σ 为对数寿命标准差; μ 为对数寿命数学期望; u_p 为标准正态分布累计函数值,由选用的可靠度确定; u_γ 为标准正态分布累计函数值,由选用的置信水平确定; n 为样本容量。

飞机结构疲劳/耐久性寿命服从双参数威布尔分布情形下的疲劳中值寿命 $[N_{50}]$ 和疲劳分散系数 L_f 为^[16]:

$$[N_{50}] = \frac{\eta}{(\ln 2)^{-\frac{1}{m}}} \quad (3)$$

$$L_f = S_c \left(\frac{-\ln R}{\ln 2} \right)^{-\frac{1}{m}} \quad (4)$$

式中: m 为曲线形状参数; η 为特征寿命参数; S_c 为置信系数; R 为可靠度。

根据安全寿命的定义^[17],飞机结构疲劳/耐久性寿命服从对数正态分布情形下的疲劳/耐久性安全寿命为:

$$N_p = \frac{[N_{50}]}{L_f} = \frac{[N_{50}]}{10^{(\frac{u_p}{\sigma_n} - u_p)\sigma}} \quad (5)$$

飞机结构疲劳/耐久性寿命服从双参数威布尔分布情形下的疲劳/耐久性安全寿命为:

$$N_p = \frac{[N_{50}]}{L_f} = \frac{[N_{50}]}{S_c \left(\frac{-\ln R}{\ln 2}\right)^{-\frac{1}{m}}} \quad (6)$$

对于飞机全机疲劳试验而言,试验件通常只有一个,此时,可根据全机疲劳试验结果和式(1)和(3)计算不同分布情形下的疲劳中值寿命。

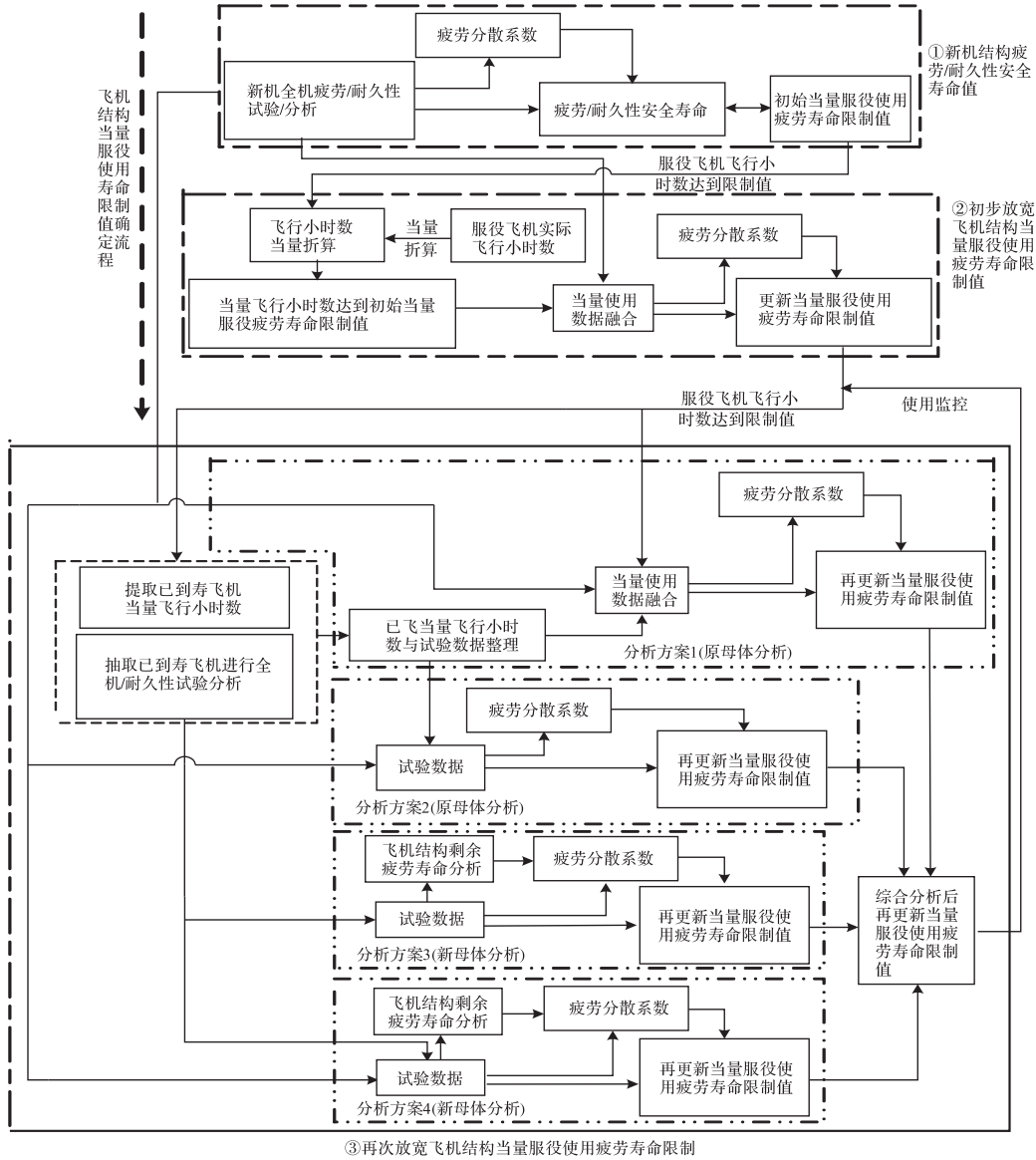


图 1 当量延寿法基本流程图

Fig.1 Basic procedure of equivalent service life extension method

2.3 初步放宽飞机结构当量服役使用疲劳寿命限制

初步放宽飞机结构当量服役使用疲劳寿命限制的基本思想是:机队服役飞机均可看成实际使用载荷条件下的试验飞机,采用扩大子样容量的方法进一步释放飞机结构疲劳/耐久性寿命的可靠性潜力,从而延长飞机结构的疲劳/耐久性安全寿命值。将服役飞机的飞行小时数等损伤地折算为全机疲劳/耐久性试验载荷谱条件下的当量飞行小时数。当

量飞行小时数达到新机结构规定的疲劳/耐久性安全寿命时,如果机队飞机结构没有出现非正常失效,则可将服役飞机的当量飞行小时数作为无失效数据,将新机全机疲劳/耐久性试验结果作为失效数据。基于随机右截尾情形下的极大似然估计,将失效数据与无失效数据进行数据融合,重新确定在一定可靠度与置信水平下的飞机结构的疲劳/耐久性安全寿命值。显然,该寿命值是从新机服役开始计算并大于初始安全寿命值。初步放宽飞机结构当量

服役使用疲劳寿命限制流程如图1中的②部分所示。当然,当机队飞机结构出现正常失效时,此时,可将正常失效的飞机结构当量飞行小时数作为失效数据。

由于同型服役飞机与试验飞机是在不同的使用方法及使用条件下工作的。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成相同条件下的数据,这样就可以认为同型服役飞机的疲劳寿命与试验飞机的疲劳寿命来自同一个母体,就可以进行飞机结构可靠性分析计算了。

这里可根据等损伤原理将服役飞机的使用数据与试验飞机的寿命数据当量为相同使用条件下的当量数据^[1],此时可认为当量后在相同使用条件下的同型服役飞机的疲劳寿命与试验飞机的疲劳寿命是在同一载荷谱下来自同一个母体,服从同一分布。

设服从相同分布的疲劳寿命 N 的分布函数为 $F(N, \theta)$, 密度函数为 $f(N, \theta)$ 。从分布函数为 $F(N, \theta)$ 的总体中,随机抽取 n 个个体,进行寿命试验,对于每个个体(寿命是 X_i , $i = 1, \dots, n$),相应地有截尾时间 Y_i ($i = 1, 2, \dots, n$)。对于第 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, δ_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。则飞机结构疲劳寿命服从对数正态分布情形下数据 $(t_1, \delta_1), \dots, (t_n, \delta_n)$ 的似然函数为^[7]:

$$\sum_{i=1}^r \frac{(x_i - \mu)}{\sigma^2} + \sum_{i=r+1}^n \frac{\int_{x_i}^{\infty} \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma} e^{-\frac{1}{2}(\frac{t-\mu}{\sigma})^2} \frac{t-\mu}{\sigma^2} dt}{\int_{x_i}^{\infty} \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma} e^{-\frac{1}{2}(\frac{t-\mu}{\sigma})^2} dt} = 0 \quad (7)$$

$$-\frac{n}{\sigma} + \sum_{i=1}^r \frac{(x_i - \mu)^2}{\sigma^3} + \sum_{i=r+1}^n \frac{\int_{x_i}^{\infty} e^{-\frac{1}{2}(\frac{t-\mu}{\sigma})^2} \frac{(t-\mu)^2}{\sigma^2} dt}{\sigma \int_{x_i}^{\infty} e^{-\frac{1}{2}(\frac{t-\mu}{\sigma})^2} dt} = 0 \quad (8)$$

当 σ 已知时,可由式(7)估计数学期望 μ 值,当 μ 、 σ 均未知时,可由式(7)和(8)联合求解得出 μ 、 σ 的估计值。

飞机结构疲劳寿命服从双参数威布尔分布情形下数据 $(t_1, \delta_1), \dots, (t_n, \delta_n)$ 的似然函数为^[7]:

$$-r + \sum_{i=1}^n \frac{x_i^m}{\eta^m} = 0 \quad (9)$$

$$\frac{r}{m} - r \ln \eta - \sum_{i=1}^n \left(\frac{x_i}{\eta}\right)^m \ln\left(\frac{x_i}{\eta}\right) + \sum_{i=1}^r \ln x_i = 0 \quad (10)$$

当 m 已知时,可由式(9)估计特征寿命 η 值,当 m 、 η 均未知时,可由式(9)和(10)联合求解,得到 m 、 η 估计值。

根据对数正态分布或双参数威布尔分布参数的

极大似然估计值与式(1)~(6)可计算考虑服役飞机使用信息后的飞机结构疲劳/耐久性安全寿命,从而可以初步放宽机队飞机结构当量服役使用疲劳寿命限制。

2.4 再次放宽飞机结构当量服役使用疲劳寿命限制

2.4.1 基本思想和分析方案

当服役飞机的当量飞行小时数达到初步放宽飞机结构当量服役使用疲劳寿命限制时,为了进一步挖掘飞机结构的寿命潜力,需要再次放宽飞机结构当量服役使用疲劳寿命限制。

根据数据融合思想^[7]和剩余疲劳/耐久性寿命理论^[6]提出了再次放宽飞机结构当量服役使用疲劳寿命限制方法。再次放宽飞机结构当量服役使用疲劳寿命限制的基本思想是当服役飞机当量飞行小时数达到初步放宽使用限制所确定的当量服役使用疲劳寿命限制值时,可抽取1架或多架服役飞机进行全机疲劳/耐久性试验,并将外场服役飞机结构的状态信息纳入考虑,对机队飞机结构疲劳/耐久性寿命进行可靠性再分析,可以确定满足一定可靠度与置信度要求的疲劳/耐久性安全寿命值,从而可再次放宽服役飞机结构当量服役使用疲劳寿命限制。

当再次放宽飞机结构当量服役使用疲劳寿命限制时,提出了4种分析方案来分析机队飞机结构的当量服役使用寿命,最后再综合分析确定再次放宽使用限制后服役飞机的当量服役使用疲劳寿命限制值。流程如图1中的③部分所示。由于论文篇幅的限制,此处仅对4种分析方案的基本思想进行简单论述。

在分析过程中,涉及到新母体和原母体的概念。将所有机队飞机结构从新机服役直至破坏的结构疲劳/耐久性寿命构成的寿命母体称为原母体;当所有机队飞机结构当量飞行小时数达到初步放宽使用限制所确定的当量服役使用疲劳寿命限制值后,重新服役直至破坏的结构疲劳/耐久性寿命构成的寿命母体称为新母体,可以认为新母体仍然服从对数正态分布或双参数威布尔分布。原母体分析的安全寿命值是指从新机服役时开始计算的,新母体分析的安全寿命值是从飞机结构当量飞行小时数达到初步放宽使用限制所确定的当量服役使用疲劳寿命限制值后再次服役时开始计算的。

这里对再次放宽飞机结构当量服役使用疲劳寿命限制的4种分析方案进行简单的介绍。

第1种分析方案的基本思想是当服役飞机当量飞行小时数达到初步放宽使用限制所确定的疲劳/耐久性安全寿命时,如果机群飞机没有正常失效的

飞机结构,则随机抽取一架或多架该服役飞机进行全机疲劳/耐久性试验。将试验至破坏或达到考核指标时的寿命数据作为失效数据,将原新机全机疲劳/耐久性试验结果作为另一个失效数据,此时失效数据的数量增加。作为原母体分析,采用 2.3 节中的方法将失效数据与服役飞机当量飞行小时数进行数据融合并计算机群飞机结构的疲劳/耐久性安全寿命值。

第 2 种分析方案的基本思想是当服役飞机当量飞行小时数达到初步放宽使用限制所确定的疲劳/耐久性安全寿命时,如果机群飞机没有正常失效的飞机结构,则随机抽取一架或多架该服役飞机进行全机疲劳/耐久性试验。将试验至破坏或达到考核指标时的寿命数据作为失效数据,原新机全机疲劳/耐久性试验结果为另一个失效数据,此时失效数据的数量增加。作为原母体分析,仅利用失效数据计算机群飞机结构的疲劳/耐久性安全寿命值。

第 3 种分析方案的基本思想是将抽取的到寿服役飞机全机疲劳/耐久性试验结果作为失效数据。作为新母体分析,仅利用失效数据计算机群飞机结构的疲劳/耐久性安全寿命值。

第 4 种分析方案的基本思想是将原新机全机疲劳/耐久性试验结果减去初步放宽使用限制所确定的当量服役使用疲劳寿命限制值,其结果作为一个失效数据。抽取到寿服役飞机进行全机疲劳/耐久性试验,试验结果作为另一个失效数据。作为新母体分析,仅利用失效数据计算机群飞机结构的疲劳/耐久性安全寿命值。

2.4.2 4 种分析方案的适用条件

作为原母体分析时,第 1 种分析方案需要服役飞机的使用数据,所以在服役飞机服役使用数据完整且没有非正常失效的飞机结构的情况下,可以采用第 1 种分析方案重新确定机群飞机结构当量服役使用疲劳寿命限制值;而在服役飞机服役使用数据不完整的情况下,则采用第 2 种分析方案重新确定机群飞机结构当量服役使用疲劳寿命限制值。当采用第 1 种分析方案和第 2 种分析方案时,理论上只是针对飞机结构疲劳关键件,同时忽略日历时间对结构材料疲劳性能衰退作用,其对象为整个机队所有的飞机,计算得到的当量服役使用疲劳寿命限制值为从新机服役开始算起的当量服役使用疲劳寿命限制值。

作为新母体分析时,第 3 种分析方案既适用于飞机结构疲劳关键件,也适用于受环境影响的飞机结构关键件,所以当考虑日历时间对结构材料疲劳性能衰退作用时,则采用第 3 种分析方案确定飞机

结构剩余当量服役使用疲劳寿命限制值;第 4 种分析方案理论上只是针对飞机结构疲劳关键件,同时忽略日历时间对结构材料疲劳性能衰退作用。当采用第 3 种分析方案和第 4 种分析方案时,首先应剔除按可靠性要求未达到初步放宽使用限制所确定的当量服役使用疲劳寿命限制值的飞机结构,然后将已经达到初步放宽使用限制所确定的当量服役使用疲劳寿命限制值的各架飞机结构剩余疲劳/耐久性寿命进行可靠性分析,计算机群飞机结构当量服役使用疲劳寿命限制值。

一般来说,对于新母体分析和原母体分析而言,采用新母体和原母体分析得到的飞机结构疲劳/耐久性安全寿命都满足可靠度要求。采用第 1 种和第 2 种分析方案时,是对原母体进行分析,在相同的可靠度条件下,所得的疲劳/耐久性安全寿命较短,其反映的是原机队飞机从新机服役开始时满足可靠性要求的疲劳/耐久性安全寿命值。采用第 3 种与第 4 种分析方法时,是对新母体进行分析,所得的疲劳/耐久性安全寿命较长,其反映的是达到初步放宽使用限制后机群飞机结构满足可靠性要求的疲劳/耐久性安全寿命值。

飞机结构疲劳寿命实质上是指飞机结构的疲劳破坏寿命。然而在实际飞机延寿工作中,往往并不是直接将用于全机疲劳试验的飞机在试验载荷谱下进行试验直至破坏,而是先确定飞机结构的延寿目标,然后根据延寿目标和疲劳分散系数来确定延寿试验周期,是对延寿目标的一种验证性试验,所以可将延寿试验周期认为是验证疲劳/耐久性寿命。本文中所提到的全机疲劳/耐久性试验结果也可指验证疲劳/耐久性寿命,其得到的结果偏于安全。

由于篇幅限制,文中仅对当量延寿法的理论分析工作进行了简单介绍,而相关试验验证分析工作就不再赘述。

3 结语

为了延长飞机结构的使用寿命,充分挖掘每架飞机的寿命潜力,本文提出了一种飞机结构疲劳/耐久性安全寿命的延长方法—当量延寿法,将同型飞机结构的试验数据和服役使用数据当量为同一载荷环境下的当量使用数据并进行数据融合及可靠性综合分析以重新评定并延长飞机结构的疲劳/耐久性安全寿命。当量延寿法提供了一种综合考虑服役飞机的使用信息和试验飞机的试验数据从而对飞机结构疲劳/耐久性安全寿命进行延寿的理论方法,可为我国飞机结构延寿工作提供理论依据和技术支撑。

参考文献(References):

- [1] 刘文琰, 王智, 隋福成. 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. Technical Manual of Service Life Dupervision for Individual Sir-craft [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2010. (in Chinese)
- [2] 贺小帆, 刘文琰. 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(2):47-49.
HE Xiaofan, LIU Wenting. On Scatter Factors of Fa-tigue Life Obeying Different Distributions[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronau-tics, 2002, 28(2):47-49.(in Chinese)
- [3] 贺小帆, 董彦民, 刘文琰. 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, 31(4):732-737.
HE Xiaofan, DONG Yanmin, LIU Wenting. Relia-bility Analysis on Fatigue Life with Separated Struc-tural and Load Spectrum Scatters[J]. Acta Aeronau-tica et Astronautica Sinica, 2010, 4(31):732-737. (in Chinese)
- [4] 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 Air-craft's Original Life[J]. Acta Aeronautica et Astro-nautica Sinica, 2013, 34(5):1108-1113. (in Chinese)
- [5] 张福泽. 使用载荷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 Fac-tor[J]. Acta Aeronoutica et Astronautica Sinica, 2013, 34(8):1892-1897. (in Chinese)
- [6] 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. (in Chinese)
- [7] 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方法[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 Edi-tion, 2015, 16(1): 1-5. (in Chinese)
- [8] AC25.571-1D. Damage Tolerance and Fatigue Evalua-tion of Structure[EB/OL]. [2011-1-13] (2015-1-2). <http://www.faa.gov/cgl/>.
- [9] Denyer A G. Service Life Monitoring of the B-1B and the Impact on Flight Operations and Structural Main-tenance[C]//Presented at the RTO AVT specialists' Meeting on Exploitation of Structural Loads/Heath Data for Reduced Life Cycle Costs and published in RTO MP-7, 1998.
- [10] Ratwani M M. Prospects of Structural Health Moni-toring Systems [C]//Presented at the AGARD SM Plectures Series on Aging Combat Aircraft Fleets - Long Term Applications and Published in LS-206, 1997.
- [11] Cazes R J. In-Service Aircraft Fatigue Assessment [C]//The Proceedings of the 18th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue, 1995.
- [12] Lincoln J W. Managing the Aging Aircraft Problem [C]//Paper Presented at the RTO AVT Specialist'S Meeting on "Life Management Techniques for Aging Air Vehicles". Manchester, Uniter Kingdon, 2001.
- [13] Grimsley F M, Lincoln J W, Zeigler M L. USAF Strategy for Aging Aircraft Structures Research and Development[C]//Paper Presented at the RTO AVT Specialist'S Meeting on " Life Management Tech-niques for Aging Air Vehicles". Held in Manchester, Uniter kingdon, 2001.
- [14] Anon. Defence Standard 00-970 Part 1, Issue 3, De-sign and Airworthiness Requirements for Service[S]. Aircraft Structures, UK Ministry of Defence, 2003.
- [15] Defever I, Courbe T, Le Tellier L. Alphajet Aircraft Life Extension Programme [C]//Presented at the 19th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue: Fatigue in New and Aging Air-craft, 1997.
- [16] 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, 2005.
Military Aircraft Structure Durability/Failure Toler-ance Analysis and Design Manual (First Volume) [M]. Xian: China Aircraft Strength Institute, 2005. (in Chinese)
- [17] GJB 775A-2011. 军用飞机结构完整性大纲[S]. 2011.
GJB 775A-2011. Military Aircraft Structural Integrity Program[S]. 2011. (in Chinese)

(编辑:姚树峰)