

文章编号:1674-8190(2019)03-363-08

基于飞行科目统计分析的严重谱编制方法

张佳佳¹, 蒋祖国², 冯建民¹

(1. 中国飞机强度研究所 全尺寸飞机结构静力/疲劳航空科技重点实验室, 西安 710065)

(2. 中国飞行试验研究院 强度部, 西安 710089)

摘要: 我国飞机的疲劳试验绝大多数采用均值谱, 具有疲劳周期较长的缺陷, 若采用载荷严重谱则可以大大缩短试验时间。为满足全机试验疲劳寿命评估的需要, 响应国内外飞机强度规范的要求, 以国内某教练机的起落数据为基础, 将任务分析法与统计思想相结合, 建立基于飞行科目统计分析的严重谱编制方法, 整理和完善编谱流程, 编制得到各飞行科目包含加权中值载荷谱, 一倍标准差谱, 两倍标准差谱, 90%存活概率 95%置信度的严重谱, 以及所有科目的总严重谱。通过 K-S 检验方法验证了载荷损伤分布的合理性, 并根据当量损伤计算的统计结果给出严重谱代表起落的选取方法。结果表明: 此严重谱编制方法合理有效, 得到的编谱结果符合严重谱特征, 选出的代表起落能够代表各飞行科目不同严重程度使用情况。

关键词: 疲劳试验; 严重谱; 统计分析方法; 飞行科目; 当量损伤

中图分类号: V215.5

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2019.03.009

Generating Methods of Severe Load Spectra for Airplanes Based on Statistic Analysis in Flight Subjects

Zhang Jiajia¹, Jiang Zuguo², Feng Jianmin¹

(1. Aviation Technology Key Laboratory of Full Scale Aircraft Structure Static and Fatigue Test,
Aircraft Strength Research Institute of China, Xi'an 710065, China)

(2. Department of Aircraft Strength, Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

Abstract: Nowadays, the mean load spectra is mostly used in fatigue test for aircraft, but it has the defects of long fatigue cycle. The severe load spectra is used instead, which can shorten the test time greatly. In order to meet the demand of full-scale fatigue test for life evaluation and aircraft strength criterion at home and abroad, on the basis of take-off and landing data of an instructional airplane, the task analysis method is combined with statistic analysis method to establish a severe load spectra generation method, and arrange and perfect the spectra generation process. The severe load spectra of each flight subject and all subjects are generated and obtained, including weighted median load spectrum, one time standard deviation spectrum, two times standard deviation spectrum, severe load spectrum with 90% survival probability and 95% confidence coefficient, and total severe load spectrum. The K-S test method is used to verify the rationality of load damage distribution, and the selection method of severe spectra representing take-off and landing is give according to statistical results of equivalent damage calculation. The results show that the method of compiling severe spectra is reasonable and effective, the compilation results can fit the severe spectrum characteristics, and the selected representative take-off and landing can represent the conditions of different severity of flight subjects.

Key words: fatigue test; severe load spectra; statistic analysis method; flight subject; equivalent damage

收稿日期: 2018-08-31; 修回日期: 2018-11-12

通信作者: 张佳佳, xuanya0517@126.com

引用格式: 张佳佳, 蒋祖国, 冯建民. 基于飞行科目统计分析的严重谱编制方法[J]. 航空工程进展, 2019, 10(3): 363-370.

Zhang Jiajia, Jiang Zuguo, Feng Jianmin. Generating methods of severe load spectra for airplanes based on statistic analysis in flight subjects[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(3): 363-370. (in Chinese)

0 引言

在现有试验技术水平下,国内飞机的全尺寸疲劳试验一般需要花费较长的时间(一般为 4 倍寿命,5~8 年),已经成为影响型号研制周期的关键因素之一^[1]。过长的疲劳试验周期,成为制约我国飞机研发的瓶颈,影响着整个飞机技术和产业的发展^[2-4]。通过对飞机结构寿命分散性的研究,提出分散系数与载荷谱严重程度有关的观点^[5],即采用严重谱可以减小疲劳寿命分散系数^[6],能够大幅缩短试验时间至 2 倍寿命,具有重大的工程意义。

2008 年,国军标 GJB 67.6A-2008 对编制耐久性严重载荷谱提出了明确要求^[7],但由于国内在严重谱方面研究较少,目前绝大多数型号编制和使用的飞机载荷谱仍为平均谱,即代表飞机平均使用情况的疲劳载荷谱^[8]。平均谱只能够代表 50% 的损伤覆盖率和使用寿命期内机队 50% 飞机的预计使用情况,其代表性和真实性远逊色于严重谱。

严重谱的概念在美国国防部发布的新版联合使用规范指南《飞机结构》(JSSG-2006)^[9]中首次提出“编制耐久性设计使用载荷谱,以反映飞机在设计使用分布内的严重使用情况,从而使机队 90% 的飞机满足预期使用寿命”。从损伤角度来说,耐久性载荷谱应反映 90% 载荷损伤覆盖概率下的使用情况;从寿命角度来说,严重谱代表了使用寿命期内机队至少 90% 飞机预计的使用情况^[10]。

飞机结构设计思想对损伤容限设计和耐久性设计提出了新要求^[11]。解决编谱问题对新一代飞机的研制和定寿,贯彻执行新的国军标都迫在眉睫,是研究严重谱分散系数,严重谱下结构使用寿命^[12]和严重谱工程应用等后续研究的基础。

国内外针对不同类型的载荷谱有不同的编制

方法,早期欧洲使用的是 TWIST 方法^[13]编制飞续飞随机谱,为加速全尺寸疲劳试验历程,提出了雨流计数和等损伤折算的简化编谱方法^[14]。FAA 通过对通用类航空飞机标准过载数据的统计分析,编制出了单机和各个作业机组的突风谱和机动谱^[15]。国内采用的基本编谱方法是任务分析法^[8],在其基础上做出了代表中值损伤、结合飞行大纲、全信息代表飞行起落法等探索^[16-19]。

为了编制严重谱,国内学者讨论了载荷谱损伤分散性的描述方法^[20],阐明了寿命分散性的含义,提出了严重谱损伤选取准则,并建立了基于载荷因子—累计超越数曲线族^[21]的严重谱的包线选取方法^[22],但没有得到基于任务分析法的具体严重谱编制方法与结果,对于严重谱的编制流程和参数选择,尚无明确方法与步骤。

本文以我国某教练机标准化后的起落数据为基础,提出基于飞行科目统计分析的严重谱编制方法,建立完整的编谱流程,计算出加权平均谱,一倍、两倍标准差谱,90%/95% 严重谱的使用情况,得到飞行科目严重谱和总严重谱;通过 K-S 检验方法验证载荷损伤分布的合理性,根据当量损伤计算结果给出严重谱代表起落的选取方法。

1 数据选择与编谱方法

1.1 原始数据与任务剖面的选择

原始数据为某教练机实测重心过载谱经过标准化处理后的起落数据,含 8 种任务剖面的 246 个飞行起落数。参考文献^[8]给出的飞机编谱用典型任务剖面的飞行科目,包含飞行起落数、一次飞行时间、使用时间比例、起落代号等参数,具体参数如表 1 所示。

表 1 典型飞行科目参数表

Table 1 Parameters of typical flight subject

任务序号	飞行科目	一次飞行时间/min	飞行起落数/个	起落代号	使用时间比例
1	起落航线	5	78	1101-1178	0.052
2	航行	120	12	2102-2112	0.192
3	编队	30	30	3101-3130	0.120
4	仪表	40	36	4101-4136	0.192
5	简单特技	30	25	5101-5125	0.100
6	复杂、高级特技	30	50	6101-6150	0.200
7	低—低—低作战	60	9	7101-7109	0.072
8	中—低—高作战	90	6	8101-8106	0.072

1.2 飞行科目统计分析法的基本思想

编制严重载荷谱的飞行科目统计分析法结合了国内编制载荷谱的任务分析法^[6]与FAA处理载荷数据的统计思想^[15],以机队飞机飞行科目为编谱单元,由此编制机队飞机每个飞行科目的严重谱和总严重谱。

2 严重载荷谱编制

本节以编制重心法向过载为主参数的参数严重谱为例来阐述飞行科目严重谱编制方法的具体实施步骤,重点讨论其计数、拟合、统计等步骤。

2.1 计数统计处理

输入机队飞机飞行科目压缩的重心过载及飞参历程后,按双参数循环计数法分别计数该起落重心法向过载 n_z 的所有峰值和谷值,对于每个起落,采用了首尾相连的办法使其成为全循环或半循环谱。计数的峰值用加权平均的方法归并到相应的载荷级中,对于国内教练机起落数据,确定了以0.5为间隔的10个载荷级,即峰值范围1.5~6.5,谷值范围-0.5~4.5。统计每个飞行科目每次飞行各级 n_z 及相应辅助参数实有出现频数。

实有频数计数完成后,分别计算同一飞行科目每次飞行的峰值载荷和谷值载荷的累积频数,并标准化1000飞行小时。假设某型飞机有 m 个飞行科目,每个科目含 n 次起落飞行,则一共要计算 $2mn$ 个重心载荷 n_z 累积频数谱。

2.2 确定载荷情况

所谓确定载荷情况,就是如何组合飞行科目剖面的性能参数、结构载荷环境的响应参数和其他相关参数,以形成不同的载荷状态,作为载荷计算和应力分析的输入。一般用飞行参数的统计分布组合方法来确定载荷情况^[8]。

2.3 参数拟合

参数拟合包括曲线拟合和高载外推拟合。参数拟合能更好把握机群过载与累积频数的关系,由此形成飞行科目拟合函数曲线,便于编谱的后续

处理。

由于本文使用对数多项式进行拟合,故在进行曲线拟合时,对负的载荷谷值,取 $n_z = |n_z|$;对0过载,取 $n_z = 0.01$ 。

2.3.1 曲线拟合

在一般情况下,可用如下对数多项式方程进行曲线拟合

$$\lg y = a_0 + a_1 x + a_2 x^2 + a_3 x^3 + a_4 \lg(x) \quad (1)$$

当编制以重心过载 n_z 为主参数的严重载荷谱时,可把式(1)变成如下形式

$$\lg[F(n_z)] = a_0 + a_1 n_z + a_2 n_z^2 + a_3 n_z^3 + a_4 \lg(n_z) \quad (2)$$

式中: $F(n_z)$ 为各级重心载荷 n_z 的累积频数; n_z 为重心法向载荷; a_0, a_1, a_2, a_3, a_4 为曲线拟合得到的系数。

当取 a_0, a_1, a_2, a_3, a_4 中的两项或三项为0时,可获得较好的拟合性^[15]。通过最小二乘法进行拟合,拟合结果为曲线与原始数据偏离最小且变化趋势相同。

2.3.2 高载外推

尽管通过实测起落数所获得的编谱数据考虑了各种使用情况和所有飞行科目,大载荷出现的概率更大些,但毕竟飞机是在和平环境下的训练飞行或运营飞行,飞机在极端恶劣环境中飞行的机率很小,很难出现一个寿命期内等于或大于最大载荷的情况,因此编制严重谱需要更多地考虑飞机最严重的使用分布情况。考虑到编谱数据的局限性,编谱过程中需要进行高载外推。

用对数线性外推方法对拟合曲线进行外推,令式(2)中的 a_2, a_3 和 a_4 均为0,由此可得对数线性外推的一般方程

$$\lg[F(n_z)] = a_0 + a_1 n_z \quad (3)$$

用式(3)进行外推时,每次飞行拟合曲线最高两级的载荷和累积频数作为原始数据进行线性拟合,得到每次飞行外推的对数线性方程。

2.4 绘制飞行科目载荷拟合函数曲线

根据建立的曲线拟合方程和高载外推方程,绘制含外推部分的飞行科目载荷拟合函数曲线,如图1所示:图中为高级复杂科目的 2×50 条曲线。

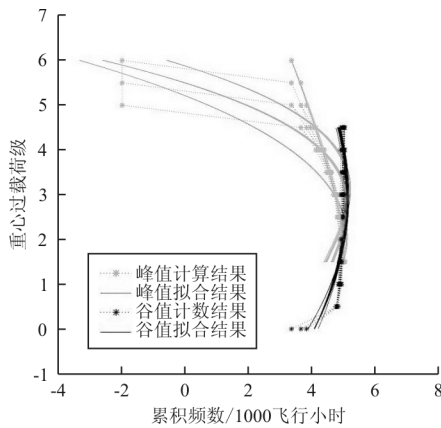


图 1 复杂高级特技科目曲线拟合结果

Fig. 1 Fitting curves of complex and advanced aerobatic flight subject

2.5 计算加权平均值和标准差

根据某飞行科目的 n 次飞行起落的 n 条重心过载 n_z 的拟合曲线, 可得到各级过载 n_z 的累积频数 y (即 $F(n_z)$), 由此可按式(4)和式(5)计算加权平均值 y_w 和加权标准差 s_w 。

$$y_w = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \frac{nt_i}{T} y_i \quad (4)$$

$$S_w = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n \frac{nt_i}{T} (y_i - y_w)^2}{n-1}} \quad (5)$$

式中: t_i 为第 i 次飞行起落该飞行科目的飞行小时数; T 为该型号飞机该飞行科目的总飞行小时数; y_i 为第 i 次飞行起落该飞行科目各级载荷(重心过载)累积频数。

该型号中的每架飞机在执行同一飞行科目任务时, 其飞行结果具有较大的分散性, 计算加权平均值和加权标准差是为了抵消这种分散性。由于该型飞机有 m 个飞行科目, 需要计算 m 次加权平均值和加权标准差, 本文中 $m=8$ 。

2.6 计算置信度谱

考虑到国军标 GJB67. 6A-2008 规定的耐久性严重载荷谱是按 90% 存活概率给出, 本文的最终严重载荷谱按 90% 概率值、95% 置信度值的置信度谱确定, 该置信度谱简称 90%/95% 谱, 90%/95% 谱的数学表达式如下

$$Y_{90/95} = \mu + \delta \quad (6)$$

式中: $Y_{90/95}$ 为存活概率 90%、置信度 95% 的载荷累积频数; μ 为置信度为 95% 时的总体平均估计值; δ 为相应于存活概率为 90% 时的总体分散度。

在一般情况下, 总体平均值 μ 的 90% 置信度值可由式(7)求得

$$\mu = \bar{Y}_w + t_{\alpha, n-1} \frac{\sigma}{\sqrt{n}} \quad (7)$$

式中: \bar{Y}_w 为该机队加权平均值, 此处 $\bar{Y}_w = y_w$ (见式(4)); σ 为该飞行科目总体标准差, σ 的计算公式见式(9); n 为该飞行科目的飞行起落数; $t_{\alpha, 1-\alpha}$ 为对应置信区间 $1-\alpha$ 时的 t 值。

90% 存活概率的分散度 δ 的相应计算式如下:

$$\delta = 1.282\sigma \quad (8)$$

$$\sigma = \sqrt{\frac{n-1}{x_{0.95, n-1}^2} S_w^2} \quad (9)$$

式中: $x_{0.95, n-1}^2$ 为 95% 置信区间时 χ^2 值, 1.282 为正态分布中 90% 累积概率水平。

根据式(4)~式(9)的计算结果, 编制出该机队的加权平均谱和各种严重载荷谱, 包括 $(\mu+1\sigma)$ 谱、 $(\mu+2\sigma)$ 谱和 90%/95% 谱。

2.7 编制飞行科目加权平均谱和各种严重谱

根据 2.5 节和 2.6 节的计算结果, 编制每个飞行科目的加权平均谱和各种严重载荷谱, 复杂高级特技科目严重谱编制结果如图 2 所示。

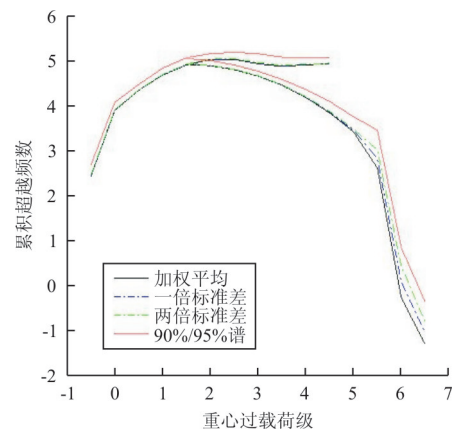


图 2 复杂高级特技科目严重谱编制结果

Fig. 2 Severe load spectra of complex and advanced aerobatic flight subject

2.8 编制总谱

由飞行科目剖面资料可获得每个飞行科目的

使用百分比 μ_i ,把所有的 μ_i 用矩阵形式表示为

$$\mathbf{M} = [\mu_1, \dots, \mu_i, \dots, \mu_l] \quad (10)$$

式中: \mathbf{M} 为飞行科目的使用比例矩阵; μ_i 为第 i 个飞行科目的使用百分比,由该科目一次飞行时间与飞行总时间的比值计算; l 为飞行科目数。

飞行科目的使用比例矩阵 \mathbf{M} 乘以飞行科目谱矩阵 \mathbf{F} 即为总谱 \mathbf{G} ,即

$$\mathbf{G} = \mathbf{M} \cdot \mathbf{F}$$

$$= [\mu_1 \dots \mu_i \dots \mu_l] \begin{bmatrix} f_{11} & \dots & f_{1j} & \dots & f_{1n} \\ \vdots & \ddots & \vdots & \ddots & \vdots \\ f_{i1} & \dots & f_{ij} & \dots & f_{in} \\ \vdots & \ddots & \vdots & \ddots & \vdots \\ f_{l1} & \dots & f_{lj} & \dots & f_{ln} \end{bmatrix} \quad (11)$$

或

$$\mathbf{G} = [g_j]_n = \left[\sum_{i=1}^l \mu_i f_{ij} \right] \quad (12)$$

式中: \mathbf{G} 为总的各级载荷累积频数矩阵; g_j 为第 j 级载荷累积频数,编谱结果如图 3 所示。

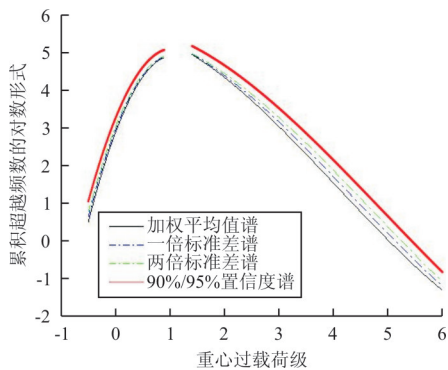


图 3 飞行科目统计方法总严重谱编制结果

Fig. 3 General load spectra developed by flight subject statistic analysis method

3 严重谱代表起落的选取方法

本文根据当量损伤值的统计分析结果选取严重谱代表起落。

3.1 当量损伤的计算方法

针对某教练机飞机下翼根部关键部位,采用线性累积损伤理论^[23]和奥丁变换法进行当量损伤的计算。

飞行过程中的载荷历程一般用疲劳载荷谱表

示,在本文中由重心法向过载的众多峰谷对循环构成。一个飞行起落的当量损伤 D 是过载循环 $(\Delta G_i, R_i) |_{i=1}^n$ 的函数,其中, $\Delta G_i = \Delta G_{\max, i} - \Delta G_{\min, i}$ 为第 i 次循环的载荷变程, $R_i = \frac{\Delta G_{\min, i}}{\Delta G_{\max, i}}$ 为第 i 次循环的过载比。由线性累积损伤理论,可以得到 D 的一般表达式

$$D = \sum_{i=1}^n f(\Delta G_i, R_i) \quad (13)$$

式中: $f(\Delta G_i, R_i)$ 为第 i 次循环对应的当量损伤。

3.1.1 当量损伤的理论基础

指定应力比下的 $S-N$ 曲线用幂函数表示,即

$$S^m N = C \quad (14)$$

根据线性累积损伤理论,单个循环损伤为

$$d_i = \frac{1}{N_i} = \frac{S_i^m}{C_i} \quad (15)$$

式中: C_i, S_i 为第 i 次应力循环下的 $S-N$ 曲线参数; N_i 为给定循环下的寿命。

累积各次循环损伤得到全部循环损伤为

$$d_n = \sum_{i=1}^n \frac{1}{N_i} = \sum_{i=1}^n \frac{S_i^m}{C_i} \quad (16)$$

将各次载荷循环当量折算为等损伤的脉动循环 S_{0i} ,得到

$$d_n = \sum_{i=1}^n \frac{1}{N_i} = \frac{1}{C} \sum_{i=1}^n S_{0i}^m \quad (17)$$

式中: C, m 为脉动循环下 $S-N$ 曲线参数。

在工程上可以略去少量其他载荷状态循环与亚音速对称状态的差别^[3],故在飞机对称飞行占主导地位的情况下,可以假定关键部位的应力与过载成线性关系。即有

$$S_i = \sigma_{lg} \cdot G_i \quad (18)$$

式中: σ_{lg} 为单位过载对应的关键部位名义应力。

将式(18)带入式(17),即

$$d_n = \sum_{i=1}^n \frac{1}{N_i} = \frac{\sigma_{lg}^m}{C} \sum_{i=1}^n \Delta G_{0i}^m \quad (19)$$

引入与 d_n 呈线性关系的当量损伤为

$$D_n = \sum_{i=1}^n \Delta G_{0i} \quad (20)$$

式中: ΔG_{0i} 为第 i 次过载循环对应的脉动过载变程。

3.1.2 确定当量损伤的关键问题

由式(20),确定当量损伤,关键问题是确定 $S-N$ 曲线参数 m 的值和每个载荷循环的当量脉动

过载变程 ΔG_{0i} 。

m 值应综合多个材料、结构形式不同的关键部位进行选取。文献[24]给出了综合考虑飞机结构多个关键部位不同材料及细节形式,在一般飞机载荷历程下的 m 值在 4 左右的结论。本文中取 $m=4$ 。

计算当量损伤可采用奥丁变换方法,将任一级过载循环 $(\Delta G_i, R_i)$ 等损伤折算为当量脉动循环 ΔG_{0i} 。

$$\Delta G_{0i} = \frac{\Delta G_i}{\sqrt{1 - R_i}} \quad (21)$$

3.2 当量损伤的分布检验

以复杂高级特技飞行科目为例,对于每个起落,雨流计数时抽取其中的全循环与半循环,由式(21)算每个起落的当量损伤。验证其损伤分布合理后,即可按统计方法进行代表起落的选取。

3.2.1 分布形式

对于军机机群载荷损伤分布,一般认为其符合对数正态分布:

$$F(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma} \int_{-\infty}^{\lg x} \exp\left(-\frac{(t-\mu)^2}{2\sigma^2}\right) dt \quad (22)$$

式中: μ 为对数正态期望; σ 为对数正态分布标准差。

将分布函数线性化后得到标准正态分布的线性检验方程:

$$\lg x = \mu + u_p \sigma \quad (23)$$

式中: u_p 为标准正态分布 p 分位点。

3.2.2 K-S 检验方法

哥尔莫柯洛夫-斯米尔诺夫(K-S)检验方法需要检验的假设是

$$H_0 : f(X) = F_0(x) \quad (24)$$

式中: $F_0(x)$ 为完全确定的(不包含任何未知参数)连续型分布函数。

为了寻找检验统计量,将子样 (x_1, x_2, \dots, x_n) 的各分量按大小重新排成 $x_{(1)} \leq x_{(2)} \leq \dots \leq x_{(n)}$ 。子样的经验分布函数 $F_n(x)$ 为

$$F_n(x) = \begin{cases} 0 & x < X_{(1)} \\ \frac{i}{n} & X_i \leq x \leq X_{(i+1)} \\ 1 & x \geq X_{(n)} \end{cases} \quad (25)$$

K-S 检验统计量为

$$D_n = \text{Sup}_{-\infty < x < \infty} |F_n(x) - F_0(x)| \quad (26)$$

只要给定了显著度 α 就可按条件

$$P(D_n > D_{n,\alpha}) = \alpha \quad (27)$$

从 K-S 检验临界值 $(D_{n,\alpha})$ 表中查出 $D_{n,\alpha}$ 值。

现计算 D_n 的取值,由于 $F_n(x)$ 为单调非降阶梯函数, $F_0(x)$ 为单调非减函数,所以 $|F_n(x) - F_0(x)|$ 的上确界可在 n 个点 $X_{(i)} (i=1, 2, \dots, n)$ 处找。用 δ_i 表示 $X_{(i)}$ 处的经验分布函数与假设的分布函数之间偏差中大的一个,即

$$\delta_i = \max \left\{ F_0(X_{(i)}) - \frac{i-1}{n}, \frac{i}{n} - F_0(X_{(i)}) \right\} \quad (28)$$

$i = 1, 2, \dots, n$

而这个 n 个 δ_i 中最大的一个 δ_i^* 就是 D_n 的取值。

根据 δ_i^* 与 $D_{n,\alpha}$ 的大小作出判断

$\delta_i^* > D_{n,\alpha}$ 时,拒绝 H_0 ;

$\delta_i^* \leq D_{n,\alpha}$ 时,接受 H_0 。

3.2.3 载荷损伤值的分布检验

针对复杂高级特技这一科目 50 个起落的损伤计算结果,用 K-S 方法进行检验,假设损伤值满足对数正态分布。

当量损伤的计算结果为(按升序排列,取对数):

1.859 3	2.043 0	2.094 5	2.138 8	2.159 5
2.210 6	2.319 4	2.342 2	2.354 0	2.412 5
2.439 4	2.467 1	2.502 8	2.503 8	2.576 4
2.601 6	2.613 8	2.637 4	2.655 9	2.662 6
2.666 9	2.671 4	2.692 4	2.707 1	2.718 6
2.801 7	2.902 3	2.943 0	2.946 5	2.948 6
2.973 3	2.976 0	3.084 1	3.092 0	3.132 4
3.154 2	3.185 9	3.246 0	3.265 8	3.389 9
3.620 0	3.679 8	3.725 2	3.757 6	3.770 5
3.786 5	3.844 5	4.259 6	4.944 7	6.212 2

均值为 2.973 9,标准差为 0.771 2。

假设对数损伤值 X 满足正态分布 $N(2.973 9, 0.771 2^2)$ 即原假设为

$$H_0(X) : X \sim N(2.973 9, 0.771 2^2) \quad (31)$$

要求 X 的分位数 X_α 可转化为求 $N(0, 1)$ 的分位数,此时有

$$x_\alpha = \sigma z_\alpha + \mu \quad (32)$$

由式(32)计算得到每个样本对应分位数 X_α ,查标准正态分布表得对应的分布函数值 $F_0(X_i)$ 。

由式(28)计算出最大的 $\delta_i^* = 0.14$

当显著度取 0.05 时,查表得 K-S 检验临界值 $D_{50,0.05} = 0.189 > 0.14$

当显著度取 0.10 时,查表得 K-S 检验临界值 $D_{50,0.10} = 0.169 > 0.14$

故接受假设 H_0 ,即当量对数损伤值满足标准正态分布,因此损伤值满足对数正态分布。

3.3 根据损伤统计结果选取严重谱代表起落

经检验损伤值合理^[26],故可将损伤结果按照第2节中的思想进行统计分析处理,得到与加权平均谱、一倍标准差严重谱、两倍标准差严重谱,90%/95%谱相对应的损伤值,再根据与其最接近的损伤值对应的起落作为严重谱的代表起落,并记录对应的起落编号。

下表是根据当量损伤值统计分析选取复杂高级特技这一飞行科目的代表起落的结果。

表2 严重谱代表起落选取

Table 2 Selecting representative take-off and landing of severe load spectra

	对应损伤值	代表起落选取
加权平均谱	2.973 9	6 128
一倍标准差	3.745 1	6 145
90%/95%谱	4.638 9	6 130
两倍标准差	4.516 3	6 118

按当量损伤统计分析方法选取的代表起落真实有效,载荷谱损伤较大时,试验时间相应缩短。此方法实用性强,可以应用到按不同严重程度进行5×5试验谱或飞—续—飞谱等后续编制工作。

4 结 论

(1) 本文基于飞行科目统计分析的编谱方法,针对我国某教练机给出了加权平均值谱,1倍标准差谱,2倍标准差谱,以及90%存活概率和99%置信度的严重载荷谱。

(2) 通过观察载累积频数分布曲线,起落越多,载荷分散性越大。由于飞行科目差异,起落情况复杂,载荷峰值载荷分散性较大,谷值载荷分散性较小。

(3) 对于某教练机的复杂高级特技这一飞行科目,载荷当量损伤满足标准对数正态分布, $\delta_i^* = 0.14$,符合军机机群损伤分布实际情况。通

过当量损伤选择的严重谱代表起落为6 145(一倍标准差严重谱),6 118(两倍标准差严重谱),6 130(90%/95%谱)。

(4) 采用严重谱可以降低疲劳分散系数以缩短试验时间,在我国各机型的全机疲劳试验中有广阔的应用前景。

参考文献

- [1] 李宴宾. 飞机结构疲劳加速谱和多部位损伤概率模型研究[D]. 西安: 中国飞机强度研究所, 2011.
Li Yanbin. Research on the fatigue accelerated spectra of aircraft structure and damage probability model of multiple part[D]. Xi'an: China Aircraft Strength Institute, 2011. (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(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)
- [3] 王智, 刘文琰, 王磊. 单机结构疲劳分散系数研究[J]. 机械强度, 2009, 31(1): 150-154.
Wang Zhi, Liu Wenting, Wang Lei. Study of fatigue scatter factor of individual aircraft structure[J]. Journal of Mechanical Strength, 2009, 31(1): 150-154. (in Chinese)
- [4] 贺小帆, 董彦民, 刘文琰. 结构和载荷谱分散性分离的寿命疲劳可靠性[J]. 航空学报, 2010, 31(4): 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)
- [5] 贺小帆, 刘家曦, 王强, 等. 基于载荷损伤分散的严重谱选取方法初探[J]. 工程力学, 2015, 32(7): 32-37.
He Xiaofan, Liu Jiayi, Wang Qiang, et al. Primary analysis on the selection method of severe load spectrum based on the fleet load damage variation[J]. Engineering Mechanics, 2015, 32(7): 32-37. (in Chinese)
- [6] 周蓓, 朱如鹏. 国内外飞机疲劳寿命分散系数计算[J]. 机械工程师, 2005(2): 50-51.
Zhou Pei, Zhu Rupeng. Fatigue life scatter factor's computing formulas of airplane structures in countris[J]. Mechanical Engineer, 2005(2): 50-51. (in Chinese)
- [7] 中国人民解放军总装备部 GJB 67. 6A-2008 军用飞机结构强度规范, 第6部分: 重复载荷、耐久性和损伤容限[S]. 北京: 中国人民解放军总装备部, 2008.
General Armament Department of the Chinese People's Liberation Army GJB67. 6A-2008 Military airplane structural strength specification. Part 6: Repeated loads, durability and damage tolerance[S]. Beijing: General Armament Department of the Chinese People's Liberation Army, 2008. (in Chinese)

- [8] 蒋祖国, 田丁栓, 周占廷. 飞机结构载荷/环境谱[M]. 北京: 电子工业出版社, 2012: 98.
Jiang Zuguo, Tian Dingshuan, Zhou Zhanting. Aircraft structural load/environmental spectrum[M]. Beijing: Electronic Industry Press, 2012: 98. (in Chinese)
- [9] Department of Defense JSSG-2006 Joint service specification guide, Aircraft structures[S]. USA: Department of Defense, 1998, 2000, 2002.
- [10] 蒋祖国. 飞机耐久性严重载荷谱研究[R]. 西安: 中国飞行试验研究院, 2017.
Jiang Zuguo. Aircraft durability severe load spectrum study [R]. Xi'an: Chinese Flight Test Establishment, 2017. (in Chinese)
- [11] 酆正能, 张纪奎. 飞机结构疲劳和损伤容限设计[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2016.
Li Zhengneng, Zhang Jikui. Aircraft structural fatigue and damage tolerance design[M]. Beijing: University of Aeronautics and Astronautics Press, 2016. (in Chinese)
- [12] 王磊, 薛军. 基于严重谱的飞机结构疲劳寿命分析方法研究[R]. 北京: 北京航空工程技术研究中心, 2010.
Wang Lei, Xue Jun. Research on fatigue life analysis method of aircraft structure based on severe spectrum[R]. Beijing: Beijing Aeronautical Engineering Technology Research Center, 2010. (in Chinese)
- [13] Lowak H, de Jonge J B, Franz J, et al. "MiniTWIST, a Shortened Version of TWIST"[R]. LBF-Bericht TB-146, NLR MP 79018 U, Amsterdam: National Aerospace Laboratory, 1979.
- [14] Xiong J J, Shenoi R A. A load history generation approach for full-scale accelerated fatigue tests[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2008, 75(10): 3226-3243.
- [15] FAA. General aviation aircraft-normal acceleration data analysis and collection project[R]. DOT/FAA/CT-91/20, Atlantic City: FAA, 1993.
- [16] 张福泽. 飞机载荷谱编制的新方法研究[J]. 航空学报, 1998, 19(5): 7-13.
Zhang Fuze. New method of drawing up aircraft load spectrum[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1998, 19(5): 7-13. (in Chinese)
- [17] 王智, 李京珊, 张福泽. 用代表中值损伤的“飞行大纲”编排飞机载荷谱的方法[J]. 机械强度, 2004, 26(5): 517-521.
Wang Zhi, Li Jingshan, Zhang Fuze. Method of developing aircraft spectrum based on the flight training program with median damage[J]. Journal of Mechanical Strength, 2004, 26(5): 517-521. (in Chinese)
- [18] 陆华. 第三代先进歼击机疲劳载荷谱编制方法[D]. 沈阳: 东北大学, 2005.
Lu Hua. A method for fatigue load spectrum of the third generation advanced fighter plane[D]. Shenyang: Northeastern University, 2005. (in Chinese)
- [19] 徐明波. 一种民机低载除限试验载荷谱编制方法[J]. 中国科技信息, 2014(14): 34-36.
Xu Mingbo. Method for drawing low-load cut-off limit test load spectrum of civil aircraft[J]. China Science and Technology Information, 2014(14): 34-36. (in Chinese)
- [20] 李唐, 贺小帆, 刘文斑. 基于 Fokker 27 机群载荷谱损伤分散性计算分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(3): 551-558.
Li Tang, He Xiaofan, Liu Wenting. Calculation and analysis of the scatter of load spectrum based on Fokker F27 airplanes[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(3): 551-558. (in Chinese)
- [21] FAA Technical Center. Variation in load factor experience of Fokker F27 and F28 operational acceleration exceedance data [R]. DOT/FAA/AR-96/114, US: FAA Technical Center, 1993.
- [22] 贺小帆, 王强, 刘文斑. 基于 Fokker 27 飞机过载—超越数曲线族的严重超越数包线选取[J]. 航空学报, 2013, 34(4): 840-845.
He Xiaofan, Wang Qiang, Liu Wenting. A method for determining the exceedance envelope of severe spectrum based on the acceleration-exceedance curves of Fokker 27 airplanes [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(4): 840-845. (in Chinese)
- [23] 姚卫星. 结构疲劳寿命分析[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.
Yao Weixing. Structural fatigue life analysis[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2003. (in Chinese)
- [24] 高镇同. 飞机结构疲劳分散系数[R]. 北京: 北京航空航天大学, 2005.
Gao Zhen tong. Aircraft structure fatigue scatter factor[R]. Beijing: Beihang University, 2005. (in Chinese)
- [25] He Xiaofan, Li Tang, Li Yuhai, et al. Developing an accelerated flight load spectrum based on the n_z - N curves of a fleet[J]. International Journal of Fatigue, 2018, 117: 246-256.
- [26] 陈亮, 刘道庆, 隋福成. 飞机实际使用的比较损伤分布规律研究[J]. 飞机设计, 2009, 29(5): 19-23.
Chen Liang, Liu Daoqing, Sui Fucheng. The research about distribution of the compared damage of the aircraft[J]. Aircraft Design, 2009, 29(5): 19-23. (in Chinese)

作者简介:

张佳佳(1994—),女,硕士研究生。主要研究方向:疲劳可靠性。

蒋祖国(1942—),男,博士,研究员。主要研究方向:载荷/环境谱,腐蚀疲劳。

冯建民(1966—),男,博士,研究员。主要研究方向:结构分析与验证,结构试验技术。

(编辑:丛艳娟)