

飞机结构疲劳加速谱编制及损伤概率分布

熊峻江 高镇同

(北京航空航天大学固体力学研究所, 北京, 100083)

阎楚良

(北京机械结构强度中心, 北京, 100083)

孟繁沛

(西安飞机工业公司, 西安, 710089)

LOAD SPECTRUM DRAWING FOR THE ACCELERATIVE TEST OF THE AIRCRAFT COMPONENT AND THE DAMAGE PROBABILITY DISTRIBUTION

Xiong Junjiang , Gao Zhentong

(Research Center of Solid Mechanics, Beijing University
of Aeronautics and Astronautics, Beijing, 100083)

Yan Chuliang

(Beijing Structural Strength Institute, Beijing, 100083)

Meng Fanpei

(Xian Aircraft Company, Xi'an, 710089)

摘 要 将实测载荷谱对飞机结构造成的损伤量作为随机变量, 进行统计分析, 确定出满足高置信度的中值原始载荷谱, 然后, 根据损伤等效原理, 编制飞机结构加速试验谱。此加速试验谱保持与原始实测谱主波型态和载荷序列不变, 只对二级波进行等损伤折算, 它只有原谱的 1/5 左右。

关键词 疲劳 载荷谱 置信度 加速试验谱

中图分类号 V215.5

Abstract The damage quantity of the structure resulting from the actual load spectrum is treated in the statistical analysis as the random variable. So the representative actual load spectrum with the high confidence level can be determined. Then according to the principle of equivalent damage, the accelerative test load spectrum is drawn up. Drawing up the accelerative test load spectrum, the main-wave shape and load order of the actual load spectrum remain unchanged. Only the 2-level wave is included in the equivalent damage calculation, and the test time is shortened.

Key words fatigue load spectrum confidence level accelerative test load spectrum

1 中值原始实测载荷谱确定

采用雨流-回线法^[1]对载荷-时间历程进行计数处理, 可得到随机载荷的应力循环的峰、谷值, 根据构件的 S_a - S_m - N 曲面数据, 利用二维 Miner 累积损伤理论, 便能估算出随机

载荷作用下疲劳损伤量。 S_a-S_m-N 曲面方程^[2]为

$$N \left[\frac{R_b}{R_b - S_m} S_a - S_0 \right]^B = C \quad (1)$$

式中: R_b 为抗拉强度极限; S_0, B, C 为待定常数。二维 Miner 累积损伤理论公式为

$$D = \sum_{i=1}^k \frac{n_i(S_a, S_m)}{N_i(S_a, S_m)} \quad (2)$$

式中: $n_i(S_a, S_m)$ 为应力水平 (S_a, S_m) 作用的循环数; $N_i(S_a, S_m)$ 为在应力水平 (S_a, S_m) 作用下构件的破坏循环数。将式(1)变换, 并代入式(2)得随机载荷作用下构件的疲劳损伤量为

$$D = \sum_{i=1}^k \frac{n_i(S_a, S_m)(R_b S_a - R_b S_0 + S_0 S_m)^B}{C(R_b - S_m)^B} \quad (3)$$

文献[3]指出, 疲劳累积损伤量 D 服从正态分布, 文献[4~6]指出, 疲劳累积损伤量 D 服从对数正态分布。根据式(3), 由一样本容量大小为 n 的实测载荷谱子样, 可以计算 n 个损伤量观测值 $D_1, D_2, D_3, \dots, D_n$, 则子样平均值 \bar{D} 和标准差 s 分别为

$$\bar{D} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n D_i, \quad s = \frac{\sqrt{\sum_{i=1}^n D_i^2 - n\bar{D}^2}}{n-1}$$

根据 t 分布理论, 母体平均值 L 的区间估计式^[1]为

$$- \frac{stc}{\bar{D}} < \frac{L - \bar{D}}{\bar{D}} < \frac{stc}{\bar{D}} \quad (4)$$

式中 $(L - \bar{D})/\bar{D}$ 表示子样平均值 \bar{D} 与母体真值 L 的相对误差, 令 D 表示相对误差限度, 则有

$$D = stc / (\bar{D} \cdot n) \quad (5)$$

D 为一小量, 根据实际情况, 一般 $D=5\%$, 当 \bar{D}, s, n 满足式(5)条件时, 式(4)表明子样平均值作为母体中值的估计量时, 以 C 的置信度, 相对误差不越过 $\pm D$ 这时利用式(5)则可给出最少观测值个数, 即最少有效飞行起落数。当给定置信度 C 时, 可由 t 分布数值表查得 t_c , 再给定 D 时, 根据式(5), 可求得变异系数 s/\bar{D} 与 n 的对应关系。这样, 在空测过程中, 即可直接由变异系数 s/\bar{D} 查出所需的最少空测次数。当飞行空测采样数满足最少空测次数 n 时, 则可以说损伤平均值 \bar{D} 作为母体中值的估计量, 具有 95% 或 90% 的置信度、相对误差 D 不超过 $\pm 5\%$ 。此时造成构件损伤量为 \bar{D} 的实测载荷谱即为具有 95% 或 90% 置信度的适中的典型飞行任务载荷谱。

2 疲劳加速谱编制原则

实测随机载荷一时间历程中的载荷循环可以分为 3 类^[1]: 1 主波: 对飞机结构造成的损伤比较大的大载荷, 称为一级载荷循环, 即主波。这类载荷循环在载荷谱中所占的比例很小, 但是整个循环对结构造成的损伤很大。由于在这类载荷作用下结构往往进入塑性变形状态, 用应力—寿命关系来计算结构的损伤已欠准确, 所以在载荷处理中最好不要改变该类载荷循环。° 二级波: 对飞机结构造成损伤, 但造成的损伤不大的次载荷, 称为二级载荷循环, 即二级波。这类载荷循环造成的损伤不大, 在试验中可以将几个二级波归并成一个较大的载荷循环。但是由于这类载荷循环的数量过大, 造成的损伤在总的疲劳损伤中所占的比例往往是可观的, 所以在归并的过程中应十分注意。» 三级波: 对飞机结构没有造成损伤的小载荷循

环,称为三级波。这类载荷循环在载荷谱中占的比例很大,但实际上对飞机结构不产生疲劳损伤。在试验中可以略去。

编制疲劳加速谱时,对分离出的独立的两相邻载荷应力循环,使用等寿命曲线判断其属于哪级疲劳应力循环。给定 $N = 10^4$ 和 $N = 10^7$ 对应的等寿命曲线,如果 (S_a, S_m) 落在 $N = 10^4$ 对应的等寿命曲线的上面,则认为是一级疲劳应力循环。如果在两线之间,则属于二级疲劳应力循环。如果位于 $N = 10^7$ 对应的等寿命曲线的下方,它属于三级疲劳应力循环。同时,保留一级载荷应力循环不变,删除不导致损伤的三级载荷应力循环。为了保持原有载荷序列,只在相邻的载荷应力循环之间进行等损伤折算。为了不使合并后载荷应力循环形成主波,避免产生因合并引起的载荷迟滞效应,载荷应力循环的合并只在二级载荷应力循环之间进行,并且两个二级载荷应力循环合并为一个载荷应力循环时,合并后的载荷应力循环仍属于二级载荷应力循环。否则,不予合并。

3 加速谱损伤等效原理

在裂纹形成阶段,工程上常用的 Miner 累积损伤理论作为等损伤计算的基础。对应于疲劳应力循环 (S_a, S_m) 的 Miner 损伤为

$$D(S_a, S_m) = 1/N(S_a, S_m) \quad (6)$$

这里 $N(S_a, S_m)$ 为对应于疲劳应力循环 (S_a, S_m) 的结构裂纹形成寿命,由式(1)计算。两个疲劳应力循环 (S_{a1}, S_{m1}) 和 (S_{a2}, S_{m2}) 合并后得到的应力循环 (S_a, S_m) 应满足

$$D(S_a, S_m) = D(S_{a1}, S_{m1}) + D(S_{a2}, S_{m2})$$

即

$$\frac{1}{N(S_a, S_m)} = \frac{1}{N(S_{a1}, S_{m1})} + \frac{1}{N(S_{a2}, S_{m2})} \quad (7)$$

将式(6)代入式(7)得

$$(S_{eq} - S_0)^{-m} = (S_{1eq} - S_0)^{-m} + (S_{2eq} - S_0)^{-m} \quad (8)$$

式中: $S_{eq} = R/(R - S_m)$ 。由式(8)可知,固定折算后的应力循环 (S_a, S_m) 中的任一变量,便能得到另一变量。若 $S_{min} = \min(S_{m1} - S_{a1}, S_{m2} - S_{a2})$, 则为保持原谱的型态,合并后的载荷应力循环的 S_{min} 必须为 S_{min} 。于是对应于式(8)的折算公式为

$$\left[\frac{R}{R - S_{min} - S_a} S_a - S_0 \right]^{-m} = H \quad (9)$$

$$S_a = \frac{(R - S_{min})(S_0 + H^{-\frac{1}{m}})}{R + S_0 + H^{-\frac{1}{m}}} \quad (10)$$

式中: $H = \left[\frac{R}{R - S_{m1}} S_{a1} - S_0 \right]^{-m} + \left[\frac{R}{R - S_{m2}} S_{a2} - S_0 \right]^{-m}$ 。

4 损伤概率分布

已知某型号飞机低空状态样本容量为 8,中空状态样本容量为 17,高空状态样本容量为 9 及起落状态样本容量为 42 的子样。又知结构 S_a - S_m - N 曲面为

$$N \left[\frac{1158.3}{1158.3 - S_m} S_a - 30.4 \right]^{2.2734} = 1.1458 \times 10^{11}$$

由式(3)分别计算出各状态的损伤量观测值,得到低空状态正态坐标纸上的 $P-lgD_1$ 图(如图1所示);中空状态正态坐标纸上的 $P-lgD_2$ 图(如图2所示);高空状态正态坐标纸上的 $P-D_3$ 图(如图3所示);起落状态正态坐标纸上的 $P-lgD_4$ 图(如图4所示)。从图中可看出各状态的观测值在图中基本呈一条直线,因此,可认为低空、中空、起落状态结构的损伤量服从对数正态分布,高空状态结构的损伤则服从正态分布。

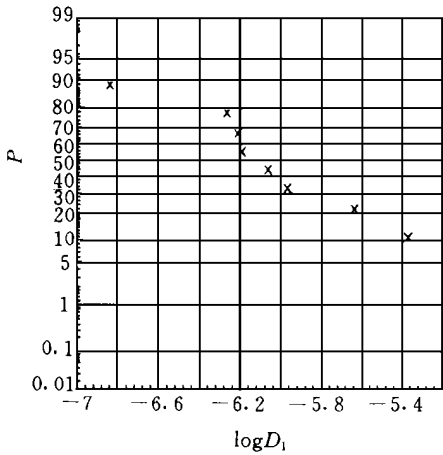


图1 低空 $P-lgD_1$ 图

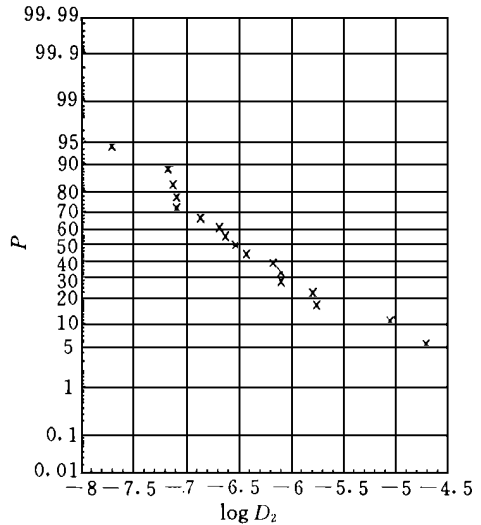


图2 中空 $P-lgD_2$ 图

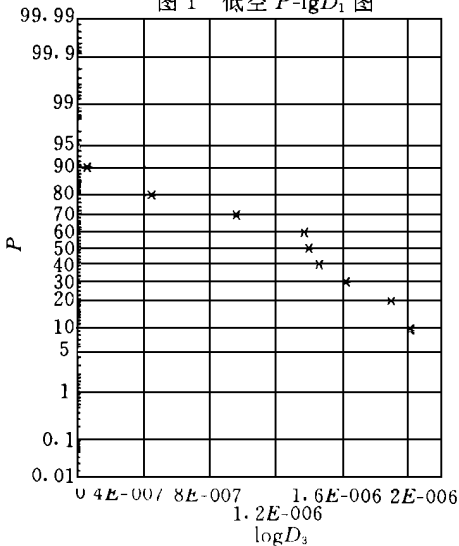


图3 高空 $P-D_3$ 图

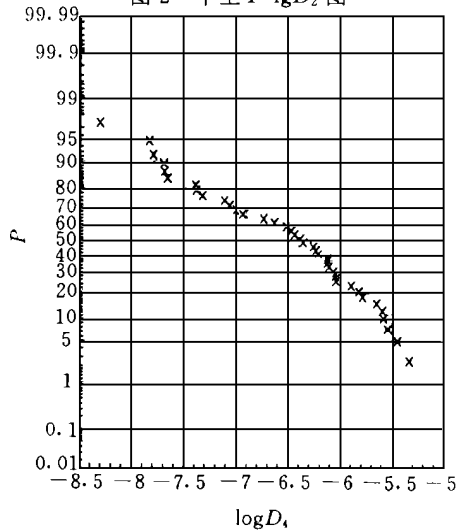


图4 起落状态 $P-lgD_4$ 图

5 实例

根据第2节内容,分别确定出起落状态、高空状态、中空状态以及低空状态中值原始实测载荷谱后。按本文编谱法则,将以上中值原始实测载荷谱(如图5所示)编制成加速试验载荷谱(如图6所示)。起落状态中值原始实测载荷谱由322个峰谷值组成,编制后的加速试验载荷谱只有84个峰谷值。高空状态中值原始实测载荷谱由4664个峰谷值组成,编制后的加速试验载荷谱只有790个峰谷值。中空状态中值原始实测载荷谱由3614个峰谷值组

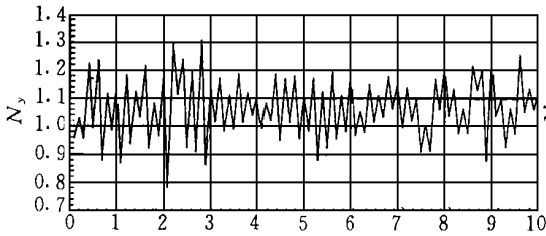


图5 中值原始实测载荷谱

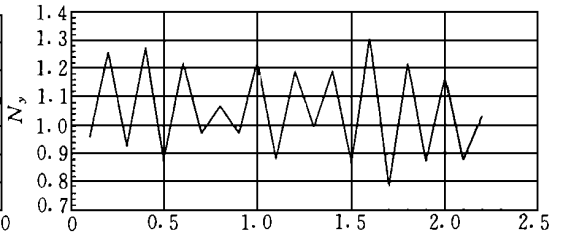


图6 加速实验载荷谱

成, 编制后的加速试验载荷谱只有 1 190 个峰谷值。低空状态中值原始实测载荷谱由 3 280 个峰谷值组成, 编制后的加速试验载荷谱只有 624 个峰谷值。若轰六飞机飞行由起落、低空、中空、高空 4 种状态组成, 那么其中值原始实测载荷谱的峰谷值总数为 11 880 个, 编制成的加速谱峰谷值总数则只有 2 688 个, 约占原谱的 1/5。

参 考 文 献

- 1 熊峻江, 高镇同. 雨流-回线法及二维疲劳载荷分布假设检验. 航空学报, 1996, 17(3): 297~301
- 2 熊峻江, 高镇同. 用于疲劳可靠性设计的 P-S_a-S_m-N 曲面拟合法. 实验力学, 1995, 13(1): 63~67
- 3 Simplified PRE- PDR Techniques for Assessing Component Reliability- NERVA. Aerojet Nuclear System Company, Reliability Calculations for the Cases of Combined Stress and Fatigue Loading. 1970. 62
- 4 王平, 杨庆雄. 一种用由结构疲劳可靠性分析的动态损伤干涉模型. 机构强度, 1991, 13(2): 42~45
- 5 Ichikawa M. An extension of the reliability-based design method for variable amplitude fatigue. Reliability Engineering, 1987. 181~187
- 6 市川昌弘. 信赖性工学 H = N 强度设计 X N 应用——疲劳寿命 H 累积损伤 N 统计的取 # r 中心 H 7 F. 精密机械, 1983, 50(10): 20~25

学术活动

第十二届全国直升机年会在京隆重举行

第十二届全国直升机年会于 1996 年 9 月 24 日至 9 月 27 日在北京举行。本届年会由总参陆航局承办, 年会的主题是直升机使用维修科学。总参、国防科工委、陆海空三军、民航系统及航空工业总公司有关机关、院校、厂所共 35 个单位近一百名代表参加了会议。大会特邀来宾有国防科工委科技部副部长、中国航空学会副理事长陈丹淮同志, 海航后勤技术部副部长杨瑞忠同志, 空军装备技术部外场部副部长吕刚同志, 中国航空工业总公司总经济师杜金陵同志, 中国航空学会秘书长、中国航空工业总公司科技局局长周家骥同志, 中国航空工业总公司直升机公司总经理吴法苓同志, 中国民航飞行学院副院长魏正清同志。

大会开幕式由中国航空学会理事、总参陆航局装备技术部部长田宝贵同志主持。总参陆航局局长李希元同志宣布第十二届全国直升机年会正式开幕。总参陆航局副局长朱清益同志向大会致词。

开幕式结束后, 转入大会报告。由田宝贵同志作题为“陆军航空兵直升机维修回顾与展望”的专题报告。南京航空航天大学张呈林同志作了题为“直升机技术的新发展”、新疆军区陆航处徐福厚同志作了题为“对我国发展军用直升机的几点思考”、总参陆航研究所郑圣虎同志作了题为“武装直升机电子对抗”报告。分组报告分两个会场进行, 共宣读论文 50 篇, 其中直升机使用维修为 28 篇。

会议期间, 与会代表参观了总参陆军航空兵装备展示和北京航空博物馆。召开了直升机分会第十二次工作会议。确定 1997 年 9 月底在北京召开第十三届全国直升机年会, 由中国航空工业总公司直升机公司承办, 年会的主题为中国直升机行业的发展、管理和市场研究。讨论评选出优秀论文六篇。

(李铁柏)