

基于 DFR 法的复杂载荷谱的等损伤简化方法

刘学君¹ 杨晓华² 万 贺³

(1. 海军航空工程学院青岛校区研究生队, 青岛, 266041;

2. 海军航空工程学院青岛校区航空机械系, 青岛, 266041; 3. 91668 部队, 上海, 200083)

摘要: 载荷谱简化是缩短疲劳试验时间的有效方法。本文在综合考虑三参数 S-N 曲线的全寿命适应性、细节疲劳额定 (DFR) 法计算简单可靠以及等损伤折算法不改变总损伤特点的基础上, 提出了一种载荷谱的折算简化方法。该方法首先以块谱中某一载荷水平与最大载荷水平一次循环造成损伤的比 γ 作为判断依据, 设定损伤比门限值 γ_{ac} , 以确定折算载荷, 其中损伤计算采用了三参数 S-N 曲线和 DFR 法; 其次考虑谱型对疲劳试验结果的影响, 引入块谱形状因子, 以减少简化谱改变谱型而对疲劳损伤及疲劳寿命分散性带来的影响; 最后引入了疲劳极限附近小载荷的处理方法, 形成了等损伤载荷谱简化方法。试验证明, 原载荷谱与简化谱的损伤基本不变, 但试验时间可大大缩短。

关键词: DFR 法; 等损伤; 三参数 S-N 曲线; 块谱形状因子

中图分类号: V215.5 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2014)03-0408-05

Equal Damage Simplified Technique of Complicated Load Spectrum Based on DFR

Liu Xuejun¹, Yang Xiaohua², Wan He³

(1. Graduate Detachment, Qingdao Branch of Naval Aeronautical Engineering Institute, Qingdao, 266041, China;

2. Machinery Department of Aerospace, Qingdao Branch of Naval Aeronautical Engineering Institute, Qingdao, 266041, China;

3. No. 91668 of PLA, Shanghai, 200083, China)

Abstract: Simplified load spectrum is an effective method for shortening the time of fatigue test. A simplified load spectrum method is put forward with the advantages of three-parameter S-N curve of whole life adaptability, the simplicity and precision of DFR method and the invariance of the total damage of equal damage reduced method. Reduced load is determined by setting the ratio of damage threshold γ_{ac} according to the ratio of damage between a certain load level and the maximum load level cycle time (γ). Considering spectral model for fatigue test, spectrum shape factor is introduced to reduce the effect on fatigue damage and dispersion fatigue life by changing the type of load spectrum. A set of simplified load spectrum method is formed combined with the handling of small loads under fatigue limit. Experiments prove that the damage of simplified load spectrum is close to the damage of original load spectrum, but the test time is greatly decreased. The validity and engineering usability of the load spectrum simplified method on the DFR method with three-parameter S-N curve is well proved.

Key words: DFR method; equal damage; three-parameter S-N curve; shape factor of block spectrum

载荷谱简化方法是一种通过对原始疲劳载荷谱进行简化处理, 以达到加速或方便疲劳试验目的

的方法。常用的方法有提高试验频率法、低载截除法、放大工作载荷法和载荷谱等损伤折算方法

等^[1]。这些方法往往存在过度改变损伤、折算标准不明确或者人为因素过多等缺点^[2-4],可能会导致加速试验难以正确反映原来的疲劳寿命。

本文鉴于三参数 S-N 曲线的全寿命适应性、细节疲劳额定(DFR)法计算简单精准以及等损伤折算法不改变总损伤的特点,提出一种基于 DFR 法的载荷谱简化方法,其中 DFR 法采用了三参数 S-N 曲线,并提出相应的折算标准,为进行加速疲劳试验提供了一种可靠的方法。

1 引入三参数 S-N 曲线的 DFR 法

1.1 基本假设

在给定的应力水平下,结构的疲劳寿命服从双参数 Weibull 分布;在中长寿命区($N > 10^4$),应力幅值 S_a 与疲劳寿命 N 之间服从三参数函数关系;在中长寿命区,等寿命线为直线,并且各等寿命曲线与横坐标轴交于强度极限;不同可靠度 R_s 的 S-N 曲线形状相似;疲劳损伤服从 Miner 线性累积损伤准则^[5]。

1.2 理论推导

首先对 S-N 曲线两边取对数,整理得

$$\lg\left(\frac{S_a}{S_0} - 1\right) + \alpha \lg N = \lg A \quad (1)$$

根据 DFR 值的定义可知 $S_{\max} = \text{DFR}$, $R = 0.06$, $S_a = 0.47\text{DFR}$, $S_m = 0.53\text{DFR}$ 。则可将 (S_a, N) 即点 $(0.47\text{DFR}, 10^5)$ 代入式(1)可得

$$\lg\left(\frac{0.47\text{DFR}}{S_0} - 1\right) + 5\alpha = \lg A \quad (2)$$

然后将式(1)与式(2)相减并整理得

$$\lg(S_{ad} - S_0) - \lg(0.47\text{DFR} - S_0) = \alpha(5 - \lg N) \quad (3)$$

式中 S_{ad} 为名义应力。

可根据等寿命曲线将原始名义应力谱转换为 $S_m = 0.53\text{DFR}$ 或者 $R = 0.06$ 时的名义应力谱(如图 1 所示)。若转换为 $S_m = 0.53\text{DFR}$ 下的名义应力,根据等寿命曲线,有

$$S_{ad} = \frac{\sigma_{m0} - 0.53\text{DFR}}{\sigma_{m0} - S_m} S_a \quad (4)$$

则可以建立 $(S_a, S_m, \text{DFR}, N)$ 的 S-N 曲线为

$$\lg\left(\frac{\sigma_{m0} - 0.53\text{DFR}}{\sigma_{m0} - S_m} S_a - S_0\right) - \lg(0.47\text{DFR} - S_0) = \alpha(5 - \lg N) \quad (5)$$

$$\lg N = 5 + \frac{1}{\alpha} \lg \left[\frac{0.47\text{DFR} - S_0}{\frac{\sigma_{m0} - 0.53\text{DFR}}{\sigma_{m0} - S_m} S_a - S_0} \right] \quad (6)$$

若转换为 $R = 0.06$ 下的名义应力,则有

$$S_{ad} = \frac{0.94\sigma_{m0} S_a}{0.94(\sigma_{m0} - S_m) + 1.06S_a} \quad (7)$$

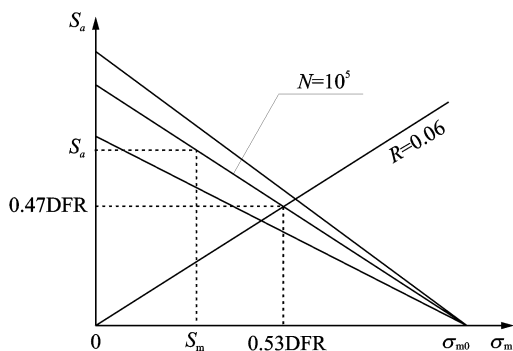


图 1 $S_m = 0.53\text{DFR}$ 或 $R = 0.06$ 的等寿命曲线
Fig. 1 Constant life curve when $S_m = 0.53\text{DFR}$ or $R = 0.06$

$$\lg\left(\frac{0.94\sigma_{m0} S_a}{0.94(\sigma_{m0} - S_m) + 1.06S_a} - S_0\right) - \lg(0.47\text{DFR} - S_0) = \alpha(5 - \lg N) \quad (8)$$

$$\lg N = 5 + \frac{1}{\alpha} \lg \left[\frac{0.47\text{DFR} - S_0}{\frac{0.94\sigma_{m0} S_a}{0.94(\sigma_{m0} - S_m) + 1.06S_a} - S_0} \right] \quad (9)$$

依据等寿命线得到任意应力幅值与均值下的 S-N 曲线后,可以依据名义应力法的基本步骤进行疲劳寿命估算。此时该方法可以适用于长寿命区。

2 简化标准的确定及注意事项

为了进一步提高寿命的估算精度和可靠性以及达到简化的目的,简化谱需要同时考虑载荷谱的相似性与经济性。如果过度考虑相似性,则很难达到加速的目的;相反,过度考虑经济性,可以极端地往最大级载荷转换,这显然都是不切实际的。

2.1 块谱形状因子

为表述块谱的形状,将其进行“统一化”处理,即将其均转换为平均应力为零或者谷值为零的块谱,然后按照由大到小进行排列,以反映块谱形状(见图 2)^[6]。

将“统一化”处理后的载荷谱按式(10)拟合。

$$S = S e^{-\alpha \ln N} \quad (10)$$

式中:系数 α 为块谱的形状因子; S 为拟合参数。

α 反映了块谱中各级载荷间的差异对裂纹发生和裂纹扩展行为的影响,在一定范围内, α 值越大各级载荷间的差异越大,在块谱转换为随机谱后,随机谱抖动得越剧烈^[7-8]。以 LY12CZ 为例,对于块谱形状因子 α 对累积损伤变异系数 V_D 的影响,部分专家学者也做了相关的研究,认为存在一个门槛值 $\alpha_{ac} \approx 0.40$,当 $\alpha > \alpha_{ac}$ 时,必须考虑块谱

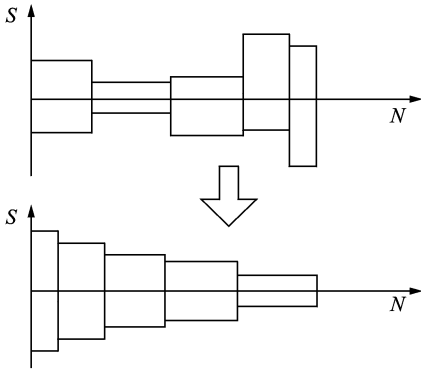


图2 “统一化”处理示意图

Fig. 2 Schematic diagram for unification

形状因子对疲劳寿命的影响;反之,可以忽略其影响(见图3)。

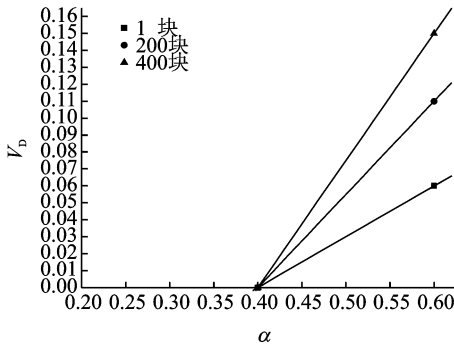


图3 疲劳累积损伤随块谱形状因子的变化

Fig. 3 Change curve between fatigue cumulative damage and shape factor of block spectrum

因此在进行载荷谱的等效转换时,必须考虑到块谱形状因子的影响。若转换前块谱形状因子处在阈值以内,则转换后也必须小于阈值,但是在此范围内可以随意转换;若转换前块谱形状因子大于阈值,则转换后务必保证块谱形状因子接近转换前的形状因子,以保证疲劳寿命的可靠性。

2.2 折算载荷的确定

确定需要转换的载荷级,同时还得兼顾块谱形状因子,这是等损伤折算的重心之一。本文提出一种基于损伤比的载荷确定方法。

取整个块谱中的最大峰值及谷值,组成一个最大的载荷循环记为 $(\sigma_{\max}, \sigma_{\min})$,然后取块谱中的第*i*级载荷 $(\sigma_{i\max}, \sigma_{imin})$,求两个循环一次造成的损伤比 γ

$$\gamma = \frac{D_i}{D_{\max}} \quad (11)$$

设置损伤比 γ 的阈值 γ_{ac} ,若该载荷级满足 $\gamma > \gamma_{ac}$,则进行保留;反之,进行折算。因此转换载

荷确定的关键之处在于损伤比阈值 γ_{ac} 的确定,若 γ_{ac} 过大,则会折算过多的载荷级,从而造成载荷谱型的严重变化,导致过大改变块谱形状因子,进而使得疲劳寿命分散性过大,难以获得真实寿命;若 γ_{ac} 过小,则折算的载荷过少,自然能保证谱型,但是难以达到加速的目的。 γ_{ac} 值的选择要考虑工程实际,同时需要考虑对块谱形状因子的影响,该值的确定需要进一步进行理论和试验研究,同时需要工程经验的积累。

3 基于DFR法的等损伤简化方法

对于飞机结构的载荷谱,往往分为若干个任务剖面。而每一个任务剖面又由若干级载荷组成,其中小载荷级的作用次数较多,对于疲劳试验,需要将若干个小载荷级往大载荷级等损伤转换。

选两级载荷 (S_{a1}, S_{m1}) , (S_{a2}, S_{m2}) ,并假设前者的应力水平要比后者严重,现假设等损伤折算在这两级中进行,把后者 (S_{a2}, S_{m2}) 向前者 (S_{a1}, S_{m1}) 转换,且 (S_{a2}, S_{m2}) 的循环次数为 n_2 。

则根据Miner理论可知,两级载荷造成的损伤分别为

$$D_1 = \frac{n_1}{10^5 \left(\frac{0.47DFR - S_0}{0.94\sigma_{m0}S_{a1}} - S_0 \right)^{\frac{1}{\alpha}}} \quad (12)$$

$$D_2 = \frac{n_2}{10^5 \cdot \left(\frac{0.47DFR - S_0}{0.94\sigma_{m0}S_{a2}} - S_0 \right)^{\frac{1}{\alpha}}} \quad (13)$$

式中: $S_0 = \frac{1-R}{2}S_{\infty}$, S_{∞} 为应力疲劳极限; α 为应力比为0.06时三参数S-N曲线的形状参数;DFR为细节疲劳额定值。

依据等损伤理论有 $D_1 = D_2$,则 n_2 次载荷水平 (S_{a2}, S_{m2}) 转换到载荷水平 (S_{a1}, S_{m1}) 的等效作用次数为

$$n_1 = \frac{n_2 \left[\left(\frac{0.47DFR - S_0}{0.94\sigma_{m0}S_{a1}} - S_0 \right)^{\frac{1}{\alpha}} \right]}{\left(\frac{0.47DFR - S_0}{0.94\sigma_{m0}S_{a2}} - S_0 \right)^{\frac{1}{\alpha}}} = \frac{n_2 \left[\frac{0.94\sigma_{m0}S_{a2}}{0.94(\sigma_{m0} - S_{m2}) + 1.06S_{a2}} - S_0 \right]^{\frac{1}{\alpha}}}{\left(\frac{0.94\sigma_{m0}S_{a1}}{0.94(\sigma_{m0} - S_{m1}) + 1.06S_{a1}} - S_0 \right)^{\frac{1}{\alpha}}} \quad (14)$$

式中: n_2 为 (S_{a2}, S_{m2}) 的循环次数。

4 试验验证

试验件为飞机结构主体材料 LY12CZ 平板试件,几何尺寸如图 4 所示。试验机为 MTS 810 电液伺服疲劳试验机,设计两组载荷谱,共 10 个试验件,每组 5 个。

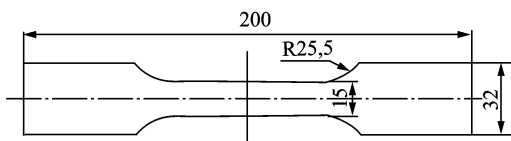


图 4 LY12CZ 试件几何尺寸图

Fig. 4 Geometry dimension of LY12CZ specimen

试验载荷谱如表 1 所示。

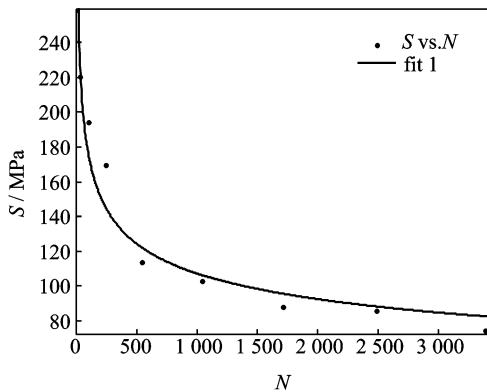
表 1 原始谱

Tab. 1 Original stress spectrum

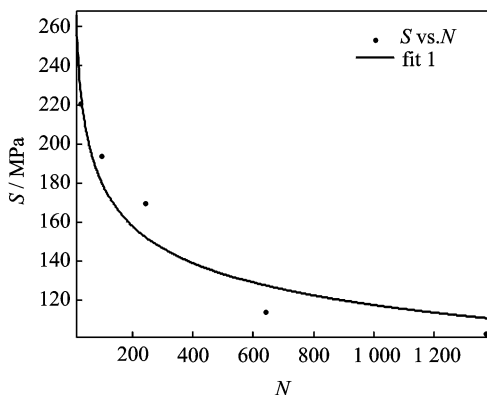
载荷级	峰值/ MPa	谷值/ MPa	对应 寿命 N	循环 次数	损伤
1	130	2.6	9 500 000	1 000	$1.05E-07$
2	150	3	920 000	750	$1.09E-06$
3	185	3.7	325 000	400	$3.08E-06$
4	275	5.5	110 000	90	$9.09E-06$
5	300	6	80 000	50	$1.25E-05$
6	250	5	150 000	200	$6.67E-06$
7	170	3.4	400 000	600	$2.5E-06$
8	147	2.94	1 000 000	800	$0.1E-5$
总计				3 890	

取 $\gamma_{cr} = 0.05$, 确定折算载荷, 第 1 级载荷循环 1 000 次等损伤折算到第 3 级载荷的结果为 12 次; 第 2 级载荷循环 750 次折算到第 3 级载荷结果为 190 次; 第 8 级载荷循环 800 次折算到第 7 级的结果为 259 次, 得到简化载荷谱(见表 2), 分别对其进行统一化处理, 得到的简化谱的形状因子 $\alpha = 0.422 2$ (见图 5(b)), 与原始谱的形状因子 $\alpha = 0.49$ (见图 5(a))接近, 形状因子的变化程度在可接受范围内。原应力谱一个循环的循环次数为 3 890 次, 简化应力谱一个循环的循环次数为 1 801 次, 加速效果较为明显。综上两个因素, 认为该简化结果可用于疲劳加速试验。试验结果如表 3 所示。

从表 3 可以看出, 原谱下的循环块谱数与简化谱下的循环块谱数比较接近, 误差为 1.3%, 但总的循环次数大大减少, 较好地证明了基于引入三参数 S-N 曲线 DFR 法的载荷谱简化方法的正确性及工程可用性。



(a) 原始谱



(b) 简化谱

图 5 块谱形状因子拟合曲线

Fig. 5 Fitting curve of shape factor of block spectrum

表 2 等损伤折算后所得简化应力谱

Tab. 2 Simplified stress spectrum after equivalent damage convert

载荷级	峰值/MPa	谷值/MPa	循环次数
1	185	3.7	602
2	275	5.5	90
3	300	6	50
4	250	5	200
5	170	3.4	859
总计			1 801

表 3 载荷谱简化方法加速疲劳试验结果统计分析

Tab. 3 Fatigue spectrum simplification accelerated fatigue test results

试验件	原谱/块	简化谱/块
1	103.910	95.305
2	75.447	84.014
3	69.302	100.052
4	298.501	114.552
5	153.667	93.687
均值	98.76	97.52
标准差	130 552.702 5	20 106.162
变异系数	0.339 8	0.114 5

5 结束语

将三参数 S-N 曲线引入 DFR 法中,使之适合于长寿命的结构载荷谱等损伤简化折算,并相应提出了等损伤折算的标准,且考虑了谱型变化对疲劳寿命的影响。试验证明,该方法可在基本不改变总体损伤的情况下,大大缩短试验时间,为进行长寿命结构件的疲劳试验提供了加速方法。

参考文献:

- [1] 王秋景,管迪华. 汽车零部件加速疲劳试验方法[J]. 汽车技术,1997,11(1):41-43.
Wang Qiuqing, Guan Dihua. Method for speeding fatigue test of motor vehicle components [J]. Automobile Technology, 1997, 11(1): 41-43.
- [2] 熊俊江,高镇同,费斌军,等. 疲劳/断裂加速试验载荷谱编制的损伤当量折算方法[J]. 机械强度,1995,17(4):39-42.
Xiong Junjiang, Gao Zhengtong, Fei Binjun, et al. The equivalent damage calculation method to compile the fatigue/fracture accelerated test load spectrum [J]. Journal of Mechanical Strength, 1995, 17(4): 39-42.
- [3] 苏开鑫. 起落架疲劳载荷谱的损伤等效当量折算方法[J]. 航空学报,1994,15(1):62-69.
Sun Kaixin. A calculation method of equivalent damage for landing gear fatigue load spectrum [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1994, 15(1): 62-69.

- [4] 张保法,傅祥炯. 运输机随机载荷谱的简化和浓缩[J]. 航空学报,1994,15(1):51-53.
Zhang Baofa, Fu Xiangjiong. Simplifying and concentration a set of random spectrum for transport [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1994, 15(1): 51-53.
- [5] 王长江,姚卫星. 引入三参数 S-N 曲线的 DFR 法[J]. 南京航空航天大学学报,2010,42(3):294-296.
Wang Changjiang, Yao Weixing. DFR method with three-parameter S-N curve [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2010, 42(3): 294-296.
- [6] 李戈岚,薛景川. DFR 法在军机结构寿命分析中的重要作用[J]. 飞机设计,2008,28(6):35-37,65.
Li Gelan, Xue Jingchuan. The important effect of the method of DFR in the life analysis for military aircraft structure [J]. Aircraft Design, 2008, 28(6): 35-37, 65.
- [7] 杨晓华,姚卫星. 块谱特征与疲劳裂纹随机扩展[J]. 应用力学学报,1997,14(2):46-50.
Yang Xiaohua, Yao Weixing. Load spectrum features and fatigue crack random propagation [J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 1997, 14(2): 46-50.
- [8] 钱洪新. 载荷谱型对疲劳损伤分布的影响[J]. 南京航空航天大学学报,2001,33(3):241-244.
Qian Hongxin. The influence of type of load spectrum on fatigue damage [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2001, 33(3): 241-244.