

文章编号: 1000-8055(2009)09-2026-07

基于损伤等效的多轴疲劳试验谱编制研究

赵勇铭, 宋迎东

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 针对多轴载荷下多危险点单轴应力破坏模式, 以损伤等效为基础, 提出了一种多轴载荷下的疲劳试验载荷谱编制方法. 该方法首先对最危险点处的应力应变历程进行雨流计数, 对得到的应力应变循环按幅值进行分组统计, 再根据损伤等效原则对各组进行循环载荷搜索, 最后将各组搜索到的包含一定次数的循环载荷按顺序连接起来, 即为疲劳试验谱. 试验结果分析表明, 该方法定量地保证了试验载荷谱与原载荷谱的疲劳损伤一致, 操作简单可行.

关 键 词: 疲劳试验谱; 多轴载荷; 损伤等效; 多点破坏

中图分类号: V233

文献标识码: A

Research on multi-axial fatigue test loading spectrum formation based on damage equivalent principle

ZHAO Yong-ming, SONG Ying-dong

(College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: A new method based on damage equivalent principle was developed for multi-axial fatigue test loading spectrum formation. It could be applied to uniaxial stress destroying mode with several dangerous positions under multi-axial loading. Firstly, the strain histories of the initial crack position were decomposed into a series of simple individual cycles by the rain flow counting algorithm. And these cycles were divided into several groups by the strain amplitude, then all the combinations of multi-axial loading cycles were searched according to the damage equivalent principle, and several constant multi-axial loading cycles were found. After these constant cycles were linked, the fatigue test loading spectrum was presented, with the damage equivalent to the origin loading spectrum. According to the test of simple structure, the method can assure the equivalent damage of the test spectrum and the origin spectrum, and the operation is simple and feasible.

Key words: fatigue test spectrum; multi-axial loading; damage equivalent principle; multi positions destroy

为了保证结构件在具有交变载荷环境下的使用安全可靠, 设计过程中需要进行疲劳试验验证, 其关键就是与使用过程中疲劳损伤等效的试验载荷谱编制.

上世纪 70 年代以来, 针对试验载荷谱编制的研究, 取得了很大进展, 并广泛应用于航空、汽车

等工业领域, 取得了良好的效果^[1]. 但在工程中许多构件都承受着多轴循环载荷的作用, 如航空发动机承力机匣在使用中, 不仅承受着发动机本身的气体力作用, 还承受着飞机机动飞行时引起的外部作用力, 这两类作用力之间往往不是同相位和同比例的, 但同时又有一定的相关性^[2-3].

收稿日期: 2008-09-11; 修订日期: 2008-12-01

作者简介: 赵勇铭(1979-), 男, 湖南双峰人, 博士生, 主要从事推进系统强度与寿命研究.

2004 年南京航空航天大学本课题组在论文中给出了航空发动机多轴载荷谱编制的初步方法^[4], 该方法考虑了载荷之间的相关性. 同年张勇等^[5]从多轴载荷谱的角度对发动机气动载荷与机动载荷的匹配进行了研究, 针对不同构件给出了不同的多轴载荷谱的处理办法. 2005 年史海秋等^[6]介绍了一种基于载荷剖面计算的航空发动机零部件疲劳载荷谱编制方法. 以上各种方法要么不能给出明确的试验载荷谱方案, 要么没有从疲劳损伤的角度定量地进行推导, 因此均不能给出有效的试验载荷谱. 目前在国外的论文中介绍了一种针对汽车构件的多轴试验载荷谱的编制方法, 该方法采用了一种“引导函数”进行处理, 但没有公布具体方法^[7].

在多轴载荷作用下, 如何编制与原始载荷谱损伤等效的试验载荷谱是一个尚未解决的问题, 对于航空发动机机匣、主轴以及安装节等承受多轴、非比例载荷的构件来说, 其疲劳试验载荷谱的编制也是工程中一个迫切需要解决的关键问题. 本文针对承受多轴非比例载荷的多点单轴应力破坏模式构件, 提出了一种基于损伤等效的多轴载荷谱编制方法, 并以多孔薄壁构件为例进行了试验验证.

1 多轴疲劳载荷谱编制方法

在不同的多轴非比例疲劳载荷作用下, 其初始萌生裂纹将可能出现在不同的位置, 这里称为多点破坏. 根据可能的裂纹萌生点数目和损伤点的应力状态, 构件的疲劳损伤分为单点单轴破坏、多点单轴破坏、单点多轴破坏和多点多轴破坏四种破坏模式, 采用传统的单轴试验载荷谱编制方法对后三种破坏模式已不适用. 本文针对多轴载荷下多点、单轴应力破坏模式的特点, 提出在多轴试验谱的编制中, 只要保证原始载荷谱和编制试验谱作用下, 初始裂纹萌生位置一致, 初始裂纹萌生位置处应力应变历程中与损伤相关的因素一致, 即可保证两者的损伤一致, 具体编制思路如下:

- 1) 将多轴载荷时间历程转换为构件上各点的应力-应变历程.
- 2) 利用雨流计数法将应力应变历程转换为应力、应变循环, 获得各个循环应力、应变幅值以及应力平均值.
- 3) 根据疲劳损伤计算方法得到循环的疲劳损伤后进行损伤累积, 取累积损伤最大点作为初

始裂纹萌生点.

本文采用两种方法进行疲劳损伤的计算:

① 局部应力应变法

局部应力应变法, 即 Manson Coffin 方程采用如下公式计算疲劳损伤:

$$\frac{\Delta \epsilon}{2} = \frac{\sigma'_f - \sigma_m}{E} (2N_f)^b + \epsilon'_f (2N_f)^c \tag{1}$$

式中 $\Delta \epsilon / 2$ 为单轴拉伸应变幅; E 为材料弹性模量; σ_m 为平均拉伸应力; σ'_f, b 为材料疲劳强度指数; ϵ'_f, c 为材料疲劳延性指数. $2N_f$ 为材料失效循环反复次数.

② 应力应变场强法

应力应变场强法^[8]认为, 缺口根部存在一破坏区, 其大小只与材料性能有关, 并提出了描述零部件受载严重程度的控制参数——应力场强度 σ_{fi} 和应变场强度 ϵ_{fi} , 它综合地反映了材料性能、缺口根部的最大应力、缺口附近的应力梯度和应力状态等参数.

应力场强度 $\sigma_{fi} = \frac{1}{V} \int_{\Omega} f(\sigma_i) \varphi(r) dv$

应变场强度 $\epsilon_{fi} = \frac{1}{V} \int_{\Omega} f(\epsilon_i) \varphi(r) dv$

式中 Ω 为局部损伤区; V 为 Ω 的体积; $f()$ 为等效应力或应变函数; $\varphi(r)$ 为权函数.

损伤区 Ω 可以认为是以缺口根部最高应力集中处为圆心的一个圆, 其大小可根据缺口几何尺寸及疲劳极限来确定. 权函数采用如下方法进行求取, 对应应力场强参数

$$\varphi(r) = 1 - \left[1 - \frac{\sigma}{\sigma_{mm}} \right] r (1 + \sin \theta)$$

对应应变场强参数

$$\varphi(r) = 1 - \left[1 - \frac{\epsilon}{\epsilon_{mm}} \right] r (1 + \sin \theta)$$

式中 $\sigma_{mm}, \epsilon_{mm}$ 为分别为峰值应力和峰值应变; σ, ϵ 为分别为集中区域某点应力和应变状态; r 为到缺口根部的距离; θ 为该点到最小截面的夹角.

应力应变场强法认为, 若缺口根部的场强的历程与光滑试件的场强的历程相同, 则两者具有相同的寿命, 故可采用式(1)所示光滑试样的 $\epsilon-N$ 曲线或 $S-N$ 疲劳寿命曲线估算疲劳损伤.

疲劳损伤累计采用 Miner 公式

$$D = \sum \frac{n_i}{N_{f,i}} \tag{2}$$

式中 n_i 为某载荷的循环次数, $N_{f,i}$ 为在该载荷下

至失效的循环次数.

将各点损伤以云图显示, 即可了解损伤分布情况并找到最大损伤点.

4) 将最大损伤点处的应力应变循环计数后按幅值大小分组, 统计每组循环数并计算该组累积损伤.

5) 针对各组进行循环载荷反推, 使在反推载荷作用下的最大损伤点与原谱一致, 最大损伤等于该组的累积损伤.

反推过程如图 1 所示, 以双轴随机拉扭载荷作用下薄壁圆筒构件为例, 假设在某一点 A 有最大损伤, 该点的应变循环按幅值大小分为 L 组, 统计得到每组循环次数为 $N_i(i = 1, 2, \dots, L)$.

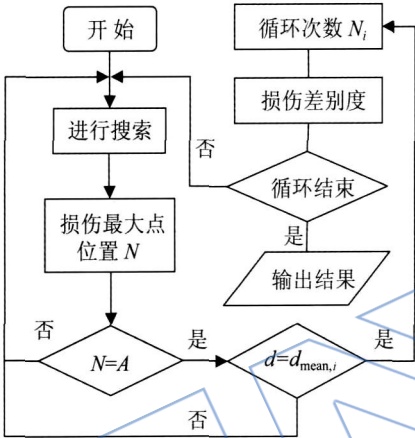


图 1 针对某点的载荷谱反推流程图
Fig. 1 Flow chart of spectrum compiling

对第 i 组循环, 对式 (3) 所示的循环载荷进行搜索

$$\begin{cases} P(t) = P_i \sin(wt) \\ M(t) = M_i \sin(wt + \alpha_i) \end{cases} \quad (3)$$

其中 P_i, M_i, α 为被搜索变量, 根据原始载荷谱在一个给定的范围内取值.

当 $P_a = P_j, M_a = M_k, \alpha = \alpha$ 时, 首先确定最大损伤点是否位于 A 点, 若非, 进入下一次的搜索, 若是, 则计算点 A 处的损伤 d , 若损伤 d 符合以下条件

$$d = d_{\text{mean}, i} \quad (4)$$

则反推载荷的循环数等于第 i 组的循环次数 N_i , 其中 d 为在单次反推循环载荷

$$\begin{cases} P(t) = P_j \sin(wt) \\ M(t) = M_k \sin(wt + \alpha_j) \end{cases}$$

作用下的损伤值, $d_{\text{mean}, i}$ 为第 i 组的损伤平均值. 根据如下公式计算损伤差别度

$$\text{err} = \sum (D_{c, Nu} + D_{o, Nu}) |D_{c, Nu} - D_{o, Nu}| \quad (5)$$

其中下标 Nu 表示损伤点, $D_{c, Nu}$ 为被搜索到的载荷循环 N_i 次后损伤点 Nu 处的损伤值, $D_{o, Nu}$ 为原始载荷谱作用下损伤点 Nu 处的损伤值, $(D_{c, Nu} + D_{o, Nu})$ 作为计算权值, 其值越大, 表示对损伤的差别越敏感.

通过搜索比较后即得到具有最小损伤差别度的反推循环载荷谱块.

6) 将针对各组反推的循环载荷按给定次数依次连接起来, 即为疲劳试验谱块, 其中载荷顺序可采用如图 2 所示的低—高一低排列方式.

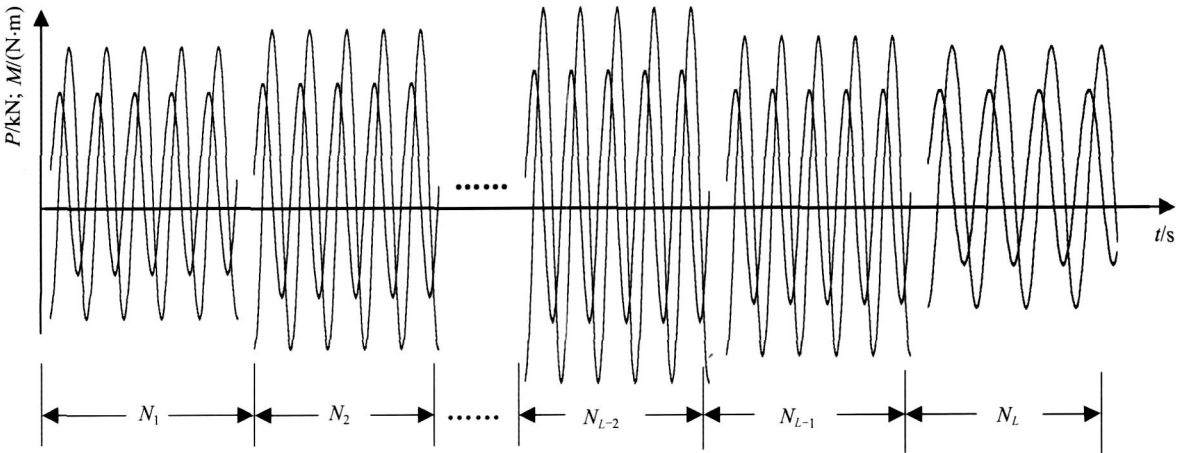


图 2 疲劳试验谱示意图
Fig. 2 Sketch of compiled loading

2 多轴疲劳谱编制分析与试验

2.1 结构模型及材料性能

如图 1 所示为外径 $R(R = 0\ 007\ 5\ \text{m})$ 的 LY12CZ 铝合金空心薄壁圆筒, 壁厚 $t = 0\ 001\ 5\ \text{m}$, 在中间段垂直于轴线方向开有一半径为 $r(r = 0\ 001\ 5\ \text{m})$ 的圆形小孔, 在相对于小孔位置方向开有槽口, 该槽口为两半圆和正方形组合, 半圆的直径和正方形的边长均为 $2r$, 其材料常数如表 1 所示. 该构件一端固定, 另一端同时承受着拉伸载荷 P 和扭转载荷 M .

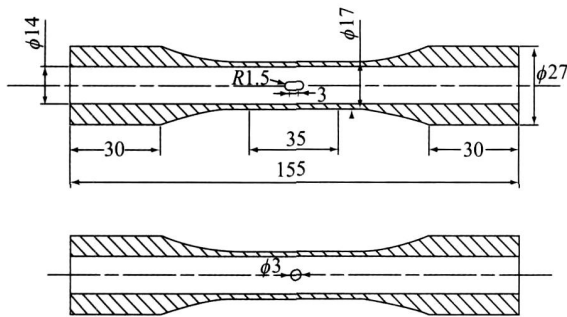


图 3 多孔薄壁构件示意图

Fig 3 Sketch of multi hole cylinder

表 1 LY12CZ 材料机械性能

Table 1 Material properties for LY12CZ

E/GPa	σ_y/MPa	σ_b/MPa	ν
73	400	545	0.33
$\dot{\sigma}_f/\text{MPa}$	b	$\dot{\epsilon}_f$	c
950.0	-0.115	0.0206	-0.388

2.2 疲劳试验载荷谱的确定

2.2.1 原始多轴随机载荷谱

在本文中, 采用了两个多轴随机载荷谱, 在这两个载荷谱的分别作用下其初始裂纹萌生点将出现在不同位置, 其中多轴随机载荷谱由拉伸和扭转两种作用的载荷组成, 其形式如图 4 所示.

1) 随机载荷谱块-01

随机载荷谱块-01 包含 1074 个载荷峰谷点, 由局部应力应变法预计初始裂纹萌生位置将出现在图 5 所示槽口位置.

2) 随机载荷谱块-02

随机载荷谱块-02 包含 1022 个载荷峰谷点, 由局部应力应变法预计初始裂纹萌生位置将出现在

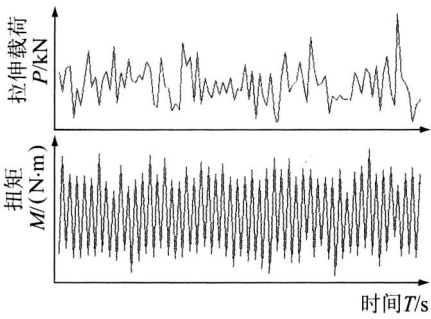


图 4 随机载荷谱 $P(t), M(t)$

Fig 4 Multi axial random loading: $P(t), M(t)$

在图 6 所示的圆孔位置.

2.2.2 编制等幅试验谱

1) 针对随机载荷谱块-01 编制的试验谱

经过计算在随机载荷谱块-01 作用下圆筒的最大损伤点位于图 5 所示的槽口圆弧过渡处, 载荷谱块作用一次后所产生的损伤 $D_1 = 0.027\ 2$.

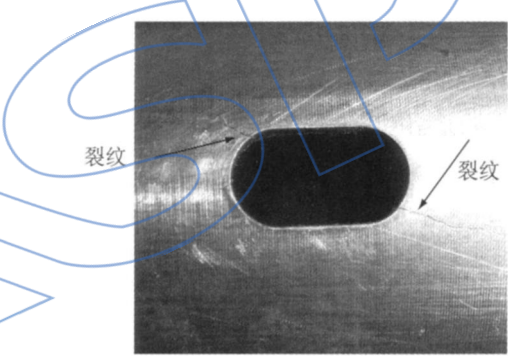


图 5 槽口圆弧处裂纹

Fig. 5 Failure crack

由于这里编制的是等幅试验谱, 在理论上损伤 d 和载荷循环次数 N_1 只要满足式 (6) 中所示条件, 即可得到与原谱损伤等效的等幅试验谱.

$$\begin{cases} d = \alpha d_{\max} \\ N_1 = \frac{D_1}{d} \end{cases} \quad (6)$$

其中 c 为 $0 \sim 1.0$ 之间的任意系数, $d_{\max}$ 为在随机载荷-01 作用下在最大损伤点处得到的最大单循环损伤值.

考虑到疲劳损伤主要是由较大幅值的循环作用引起, 这里取 $c = 0.9$. 最终得到的反推循环载荷如式 (7) 所示, 其中每个谱块的循环次数为 69.

$$\begin{cases} P_A(t) = 6.815 \sin(\omega t) \\ M_A(t) = 29.159 \sin(\omega t + 0.389\pi) \end{cases} \quad (7)$$

通过采用局部应力应变法计算, 包含 69 个如式 (7) 所示载荷循环的等幅循环谱块-011, 其损

伤等效于原始随机载荷谱块-01.

若采用应力应变场强法, 若使损伤等效于原始随机载荷谱块-01, 则在等幅循环谱块-012 中含式 (7) 所示载荷循环的数目为 63 个.

2) 针对随机载荷谱块-02 编制的试验谱

在多轴随机载荷-02 作用下圆筒的最大损伤点位于图 6 所示圆孔处, 由局部应力应变法计算在该载荷谱块作用下的损伤 $D_2 = 0.136$.

同样根据局部应力应变方法, 反推得到与原始随机载荷-02 等效的等幅循环谱块-021, 该谱块包含 386 个式 (8) 所示的循环载荷:

$$\begin{cases} P_A(t) = 8.89 \sin(\omega t) \\ M_A(t) = 14.29 \sin(\omega t - 0.5\pi) \end{cases} \quad (8)$$

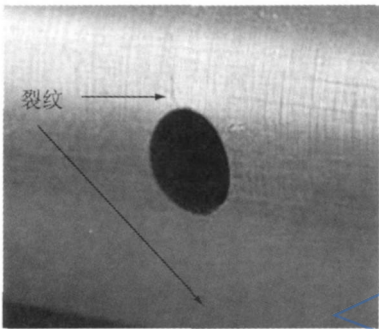


图 6 圆孔处裂纹
Fig. 6 Failure crack

若采用应力应变场强法, 若使损伤等效于原始随机载荷谱块-02, 则在等幅循环谱块-022 中含式 (8) 所示载荷循环的数目为 406 个.

2.2.3 编制变幅试验谱

已有的研究显示, 采用 Miner 公式对随机载荷作用下的累积损伤进行处理, 破坏时的计算损伤并不总是为 1, 有时大于 1, 有时小于 1, 经过分析后认为, 这种不确定性一部分来源于载荷的大小分布和顺序影响^[9]. 因此, 在试验谱的编制中如果采用幅值分级的疲劳载荷谱来模拟实际随机谱, 如 5 级谱或 8 级谱等, 载荷顺序采用低-高-低的排列方式, 则会使得编制试验谱与实际载荷谱具有更好的等效性, 这种做法在单轴单参数疲劳试验载荷谱编制中已得到了广泛的采用^[1].

采用应力场强法对随机载荷谱块-02 进行变幅试验谱的编制, 在计算得到最大损伤点后, 对该点进行循环计数, 再进行循环幅值分组并统计各组循环数目, 这里分为 5 组, 其各组统计结果见表 2.

表 2 最大损伤点循环应变幅分组
Table 2 Groups of cycle strain amplitude

组号	应变范围	循环数	总损伤	平均单循环损伤
1	≥ 0.006	5	7.3×10^{-4}	1.46×10^{-4}
2	0.0055 ~ 0.006	70	0.00677	9.67×10^{-5}
3	0.005 ~ 0.0055	208	0.01047	5.032×10^{-5}
4	0.0045 ~ 0.005	230	0.00699	3.039×10^{-5}
5	< 0.0045	28	0.0002	7.33×10^{-6}

由组统计结果, 根据第一节的方法分别对各组进行载荷循环反推.

如对于第 1 组, 该组循环数目为 5 个, 且在最大损伤点的单个循环损伤为 1.46×10^{-4} , 故反推载荷为

$$\begin{cases} P_A(t) = 9.95 \sin(\omega t) \\ M_A(t) = 16.0 \sin(\omega t - 0.5\pi) \end{cases}$$

类似得到第二组谱循环数 $N_4 = 70$, 表达式为

$$\begin{cases} P_A(t) = 9.38 \sin(\omega t) \\ M_A(t) = 15.08 \sin(\omega t - 0.5\pi) \end{cases}$$

依次类推, 共得到 5 组给定循环次数的循环载荷, 将这 5 组循环载荷按一定的顺序, 如按顺序 5-3-1-2-4 依次连接, 即得到变幅疲劳试验谱.

2.3 试验结果与分析

针对上述编谱方法进行了疲劳试验验证, 试验在 MTS-809 拉扭疲劳试验机上进行, 试样材料为 LY12CZ, 尺寸如图 3 所示.

2.3.1 疲劳谱验证试验-01

1) 局部应力应变方法

由局部应力应变法处理构件在随机载荷谱块-01 及反推载荷谱-011 作用下的疲劳寿命, 并与试验数据进行比较, 结果见表 3.

从表中可见, 预测的初始裂纹萌生位置与试验结果一致, 均出现在图 5 所示槽口圆弧位置. 但预测寿命与试验寿命有较大的差别, 如在反推正弦幅循环载荷谱块-011 的作用下试验寿命与估算寿命比值 $N_t : N_e$ 达到 5.32 : 1.

尽管局部应力应变法预估疲劳寿命的精度不高, 但在载荷谱编制验证试验中, 采用该方法进行载荷谱反推时, 其反推前后谱块的试验寿命比值为 1 : 1.78, 说明采用该方法可以较好的精度(2 倍分散度之内) 达到反推载荷谱块与原谱损伤等效的目的.

表 3 局部应力应变法处理疲劳谱验证试验-01

Table 3 Predicted and experimental lives for LY12CZ

		随机谱-01	反推谱-011
计算值	块循环构成	1074 个峰值	68 6 个单循环
	块循环次数	36 7	36 7
	裂纹萌生点	槽口圆弧处	槽口圆弧处
试验值	块循环次数	108	192
	反推前后 循环寿命比	1: 1. 78	
	裂纹萌生点	槽口圆弧处	槽口圆弧处
寿命预测精度		2. 94	5. 23

2) 应力应变强场法

已知材料 LY12CZ 损伤区域的半径并确定裂纹初始萌生位置后, 由应力场强法处理多孔试样在随机载荷谱块-01 及反推载荷谱-012 作用下的预估寿命, 并与疲劳试验寿命对比, 其结果见表 4, 其中场强计算时采用最危险点处在最大应力状态时的应力应变分布进行求取。

表 4 应力场强法处理疲劳谱验证试验-01

Table 4 Predicted and experimental lives for LY12CZ

		随机谱-01	反推谱-012
计算值	块循环构成	1074 个峰值	63 3 个单循环
	块循环次数	209	209
	裂纹萌生点	槽口圆弧处	槽口圆弧处
试验值	块循环次数	108	208
	反推前后 循环寿命比	1: 1. 93	
	裂纹萌生点	槽口圆弧处	槽口圆弧处
寿命预测精度		1. 94	1. 005

2.3.2 疲劳谱验证试验-02

1) 局部应力应变方法

由局部应力应变法处理构件在随机载荷谱块-02 及反推正弦常幅载荷-021 作用下的疲劳寿命, 并与试验结果进行比较, 结果见表 5。

从表 5 中可见, 预测的初始裂纹萌生位置与试验结果一致, 均出现在如图 6 所示圆孔边缘位置, 而预测寿命与试验寿命有较大的差别。

同时, 由局部应力应变方法得到损伤等效的随机载荷谱块-02 与反推正弦常幅载荷-021 的疲劳寿命比为 1: 1. 59。

2) 应力应变场强法

由应力场强法计算处理多孔试样在随机载荷

谱块-02 及反推正弦常幅载荷谱-022, 反推正弦变幅载荷谱块-02 作用下的预估寿命与疲劳试验寿命, 其结果见表 6。

表 5 局部应力应变法处理试验-02

Table 5 Predicted and experimental lives for LY12CZ

		随机谱-02	反推常幅谱-021
计算值	块循环构成	1022 个峰值	386 4 个单循环
	块循环次数	7 3	7. 3
	裂纹萌生点	圆孔	圆孔
试验值	块循环次数	22 1	31 8
	平均值	27. 0	43 9
	反推前后 循环寿命比	1: 1. 59	
寿命预测精度	裂纹萌生点	圆孔	圆孔
		4 36	6 02

表 6 应力场强法处理试验-02

Table 6 Predicted and experimental lives for LY12CZ

		随机谱-02	反推常幅谱-022	反推变幅谱-02
计算值	块循环构成	1022 个峰值	405 8 个单循环	541 个单循环
	块循环次数	39 9	39 9	39. 9
	裂纹萌生点	圆孔	圆孔	圆孔
试验值	块循环次数	22 1	31 8	41 8
	平均值	27 0	41 8	40 1
	反推前后 循环寿命比	1: 1. 52: 1. 21		
寿命预测精度	裂纹萌生点	圆孔	圆孔	圆孔
		1. 48	1. 03	1. 23

采用应力应变场强法时, 可以得到较高的寿命预测精度, 但对反推前后载荷谱的等效性影响并不大, 这与疲劳谱验证试验-01 的结果一致。由于应力应变场强法考虑了应力集中等材料与结构因素对疲劳的影响, 故试验结果说明, 在进行试验谱的损伤等效编制过程中, 材料与结构等影响因素对载荷谱编制等效性的影响不大, 而应主要考虑应力应变历程中损伤相关因素的影响。

当采用多轴变幅载荷谱模拟多轴随机载荷谱时, 其载荷的等效性要好于采用正弦常幅载荷。原始随机载荷谱块-02 与反推变幅载荷谱块-02 的试验疲劳寿命比为 1: 1. 21, 要好于采用等幅载荷谱时的疲劳寿命比值 1: 1. 52。

3 结 论

根据计算与试验结果对比与分析,可以得出以下结论:

1) 当采用考虑应力梯度影响因素的应力场强法计算疲劳寿命损伤时,其疲劳预估的寿命分散带在2倍以内,而采用局部应力应变方法时,其寿命分散带达到6,因此在疲劳寿命估算中必须考虑应力梯度的影响.

2) 在多轴载荷谱的作用下,随着载荷谱的不同,其初始裂纹萌生位置也有将可能不同.

3) 采用局部应力应变法得到的反推载荷谱精度与采用应力场强法得到的反推载荷谱精度没有明显差异.

4) 当采用常幅载荷谱块或变幅载荷谱块,反推谱块的试验寿命与原随机谱的寿命比值均在2倍以内.但使用多轴变幅载荷谱的损伤等效性要好于采用常幅载荷谱.

5) 针对多轴载荷多孔空心试样的试验研究表明,根据本文的方法采用多轴变幅载荷谱模拟多轴随机载荷谱时,试验反推载荷谱块与原始载荷谱块的初始裂纹萌生位置一致,其反推前后的寿命比值在1.5以内,所提出的疲劳试验载荷谱编制方法是有效的.

参考文献:

- [1] 酈明,布克斯鲍姆,罗华克.结构抗疲劳设计[M].北京:机械工业出版社,1987.
- [2] 宋鹏晨.航空发动机载荷谱仿真与极值载荷估计[D].南京:南京航空航天大学,2006.
SONG Pengchen. Emulate of aeroengine loading spectrum and estimate of extremum loading [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)

nese)

- [3] 宋迎东,张勇,温卫东,等.多参数载荷组合的概率分布研究[J].航空动力学报,2001,16(4):331-334.
SONG Yingdong, ZHANG Yong, WEN Weidong, et al. Study of probability distribution of multiparameter load spectrum combination [J]. Journal of Aerospace Power [J]. 2001, 16(4): 331-334. (in Chinese)
- [4] 杨艳红.发动机构件多轴疲劳寿命分析与试验载荷谱编制方法研究[D].南京:南京航空航天大学,2004.
YANG Yanhong. Fatigue life analysis of engine component under multiaxial loading and formulation of multiaxial fatigue test loading spectrum [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2004. (in Chinese)
- [5] 张勇,蔚夺魁.航空涡喷涡扇发动机多参数载荷谱编制方法研究[J].航空发动机,2004,30:6-9.
ZHANG Yong, WEI Duokui. Constitution of multiparameter loading spectrum of turbojets and turbofans [J]. Aero engine, 2004, 30: 6-9. (in Chinese)
- [6] 史海秋,赵福星.某型发动机承力机匣疲劳载荷谱研究[J].燃气轮机试验与研究,2005,8(1):41-44.
SHI Haiqiu, ZHAO Fuxing. Research on fatigue loading spectra of an engine supporting case [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2005, 8(1): 41-44. (in Chinese)
- [7] Heuler P, Köttschke H. Generation and use of standardised load spectra and load time histories [J]. International Journal of Fatigue, 2005, 27: 974-990.
- [8] 李玉春,姚卫星,温卫东.应力场强法在多轴疲劳寿命估算中的应用[J].机械强度,2002,24(2):258-261.
LI Yuchun, YAO Weixing, WEN Weidong. Application of stress field intensity for the prediction of multiaxial fatigue [J]. Journal of Mechanical Strength, 2002, 24(2): 258-261. (in Chinese)
- [9] Schütz D, Heuler P. The significance of variable amplitude fatigue testing [R]. Philadelphia, PA: ASTM-STP 1231, 1994