

# 飞机载荷谱编制的新方法研究

张福泽

(北京航空技术研究中心, 北京, 100076)

## NEW METHOD OF DRAWING UP AIRCRAFT LOAD SPECTRUM

Zhang Fuze

(Beijing Aeronautical Technology Research Centre, Beijing, 100076)

**摘 要** 通过对国内外飞机平均载荷谱编制方法的研究, 首先指出现有编谱方法存在的问题, 最后给出一种以代表每种实测科目的中值寿命(或损伤)的起落进行编谱的新方法。按这种新方法编谱, 可以保持实际飞行科目各动作间的真实先后顺序和各动作的真实载荷状态(载荷大小和作用位置, 下同), 可以真实地反映出载荷作用顺序和真实载荷状态对寿命的影响, 因此可以提高定寿的可靠性。本方法还可以大大简化编谱中的计数和计算, 从而可以减少编谱的工作量, 提高工作效率。

**关键词** 中值寿命 载荷谱编制方法 载荷出现顺序

**中图分类号** V 215.5

**Abstract** For nearly 20 years, "Rain-Flow Counting Method" has been generally used to draw up the aircraft load spectrum over the world. This paper points out that "Rain-Flow Counting Method" has serious disadvantages, i.e. it can not consider the sequence of flight load appearance and the loading condition of peak and valley points for each load. Many researches and tests have all proved that the load acting sequence and the loading condition have a great effect on the aircraft structural fatigue life. So the load spectrum drawn up by means of "Rain-Flow Counting Method" is not accurate enough to aircraft structural life determination. The author has studied a new method using the mean lives takeoff and landing of actually measuring Courses to draw up the aircraft FBY-F load spectrum, which uses the formula derived in this paper to calculate the mean life of each flight course actually measured, and joining them stochastically, i.e. to draw up the FBY-F mean life load spectrum. This spectrum can keep the sequence of flight loads and the loading conditions of load peak and valley points unchanged, so as to increase the accuracy of aircraft structural life determination. By means of this method, load spectra for many types of aircraft have been drawn up and successfully used to make the full scale fatigue tests and life determination for these aircraft, achieving good results.

**Key words** mean life, method of drawing up load spectrum, sequence of load appearance

目前国内外在编制飞机平均过载谱中, 一般采用式(1)的计算方法<sup>[1]</sup>

$$P = qn \quad (1)$$

式中:  $q$  为科目比例矩阵;  $n$  为空测科目的平均过载次数矩阵。

这种编谱方法,  $n$  矩阵是把每一实测科目的所有起落的各级过载进行平均, 这里的平均有两个: 一是实测科目的各实测起落每级过载幅值、均值大小的平均; 二是每一实测科目的

1991-12-13 收到, 1998-04-15 收到修改稿

各起落过载次数的平均, 通过这两次平均, 再经过排谱等过程编出的平均谱, 可能不代表机队飞机平均使用情况, 也就是说, 按此平均谱试出的寿命不可能代表机队飞机的平均寿命。

国内外现有的编谱方法是通过“雨流计数法”计数的, 而“雨流计数法”是不能自动编排载荷顺序和确定载荷状态的, 因此编出的平均谱的载荷顺序已与按大纲实际飞行各科目的动作顺序不同, 这种平均载荷谱是不能真实反映实际飞行载荷作用顺序和载荷状态对结构寿命的影响。

很多研究都证明, 载荷顺序和载荷状态改变, 会极大地影响试件寿命的结果, 本文给出的这种编谱方法, 就是针对上述国内外现有编谱方法存在的问题提出的。本编谱方法, 是通过计算找出符合数理统计概念的每个实测科目的中值寿命(或平均寿命, 下同)的起落, 以这些实测的中值寿命的起落进行编谱。在编谱中, 这些按飞行大纲实测的中值寿命起落出现的载荷状态和过载出现的先后顺序都保留不变, 因此, 本编谱方法既真正保证是平均寿命谱, 又能保持真实地载荷顺序和加载状态对飞机寿命的影响, 可以改善和提高疲劳定寿的可靠性。

## 1 对编制飞机载荷谱存在问题的分析

### 1.1 在编制平均载荷谱中, 采用算术平均值方法求其过载均值、幅值和频次等是不合理的

$n$  矩阵是把每一实测科目的所有起落的各级过载的幅值、均值分别平均。这种平均不能真实代表机队飞机平均使用情况, 虽然如此, 但目前国内外仍有按此方法编谱的, 如某歼击机实测平均载荷谱: 把过载均值分为: 0, 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 它们分别是均值区间 - 0.5~0.5, 0.5~1.5, 1.5~2.5, 2.5~3.5, 3.5~4.5, 4.5~5.5, 5.5~6.5, 6.5~7.5 的算术平均值。把过载的幅值分为: 0.125, 0.375, 0.625, 0.875, 1.125, 1.375, 1.625, 1.875, 2.125, 2.375, 2.625, 2.875, 3.125, 3.375, 3.625, 3.875, 它们分别是幅值区间 0~0.25, 0.25~0.5, 0.5~0.75, 0.75~1.0, 1.0~1.25, 1.25~1.5, 1.5~1.75, 1.75~2.0, 2.0~2.25, 2.25~2.5, 2.5~2.75, 2.75~3.0, 3.0~3.25, 3.25~3.5, 3.5~3.75, 3.75~4.0 的算术平均值。其各级的过载频数当然也是各科目起落各级别上的算术平均值。再如某歼击机在编制平均载荷谱中, 把载荷均值分为 10 级: 0.5g, 1g, 1.5g, 2g, 2.5g, 3g, 3.5g, 4g, 4.5g, 5g; 过载幅值  $S_a$  分为 13 级:  $\pm 0.3g, \pm 0.6g, \pm 0.9g, \pm 1.2g, \pm 1.5g, \pm 1.8g, \pm 2.1g, \pm 2.4g, \pm 2.7g, \pm 3g, \pm 3.3g, \pm 3.6g, \pm 3.9g$ 。其计算结果向载荷数据矩阵  $n$  内投放原则是: 均值投放:  $0.25g \leq S_m < 0.75g$  放入  $S_m = 0.5g, 0.75g \leq S_m < 1.25g$  放入  $S_m = 1g, 1.25g \leq S_m < 1.75g$  放入  $S_m = 1.5g, \dots$ , 其余类推。幅值投放:  $0.15g \leq S_a < 0.45g$  放入  $S_a = 0.3g, 0.45g \leq S_a < 0.75g$  放入  $S_a = 0.6g, 0.75g \leq S_a < 1.05g$  放入  $S_a = 0.9g, \dots$ , 其余类推。这种通过计算机向矩阵  $n$  投放的做法, 本质上也是把各均值和幅值取其算术平均, 其过载频数也是各实测科目起落次数的算术平均值。

为了分析这种平均方法的不合理性, 再拿某歼击教练机 100 飞行小时谱来说明。现列出 1.5g~2.5g 区间, 过载幅值( $g$ )与频数( $n$ )的对应关系:

$g$	1.5	1.6	1.7	1.8	1.9	2.0	2.1	2.2	2.3	2.4	2.5
$n$	2457	935	849	292	132	170	107	167	214	54	133

这组过载幅值( $g$ )和频数( $n$ )数据, 如果按上述某歼击机幅值求平均的投放方法, 幅值

1.5~1.9 投放到 2.0, 而 2.1~2.5 也投放到 2.0, 即 1.5~2.5 的过载幅值的平均值是 2.0, 其频数为各级频数的总和为 5510。这样在试验加载时, 1.5~2.5 这组过载幅值以平均值 2.0 代替, 加载频数是 5510 次。按这种平均方法, 1.5~1.9 的频数之和(4665 次)约大于 2.1~2.5 的频数之和(845 次)的 5 倍, 使试验谱失真, 这种算术平均方法不合理性明显看出, 因此, 这种平均方法不能代表机群飞机的平均使用情况。当然, 如按等损伤原则处理, 这类问题可以解决, 但还有不少人仍用这种不合理的方法编谱。

### 1.2 在编制平均谱中, 不计载荷顺序对飞机结构寿命的影响是失真的

载荷谱的加载顺序对疲劳寿命具有较大影响, 这已是公认的事实, 但由于国际上仍未找到解决这个问题的好方法, 因此在目前国内外的飞机载荷谱编制中, 往往对此缺乏考虑, 即没有充分考虑飞机实际飞行载荷发生的顺序。如图 1 所示的某飞机实测过载曲线, 该曲线是按使用训练大纲规定的动作顺序飞行的。盘旋、90°转弯、180°转弯、半滚、斤斗、半斤斗翻转和它们之间的过渡衔接动作的先后顺序在训练大纲是规定好的, 一般不准颠倒(战时和个别训练除外), 每个科目都是按训练大纲规定的动作、时间、次数……等完成后, 才算完成本科目的一个起落的飞行。

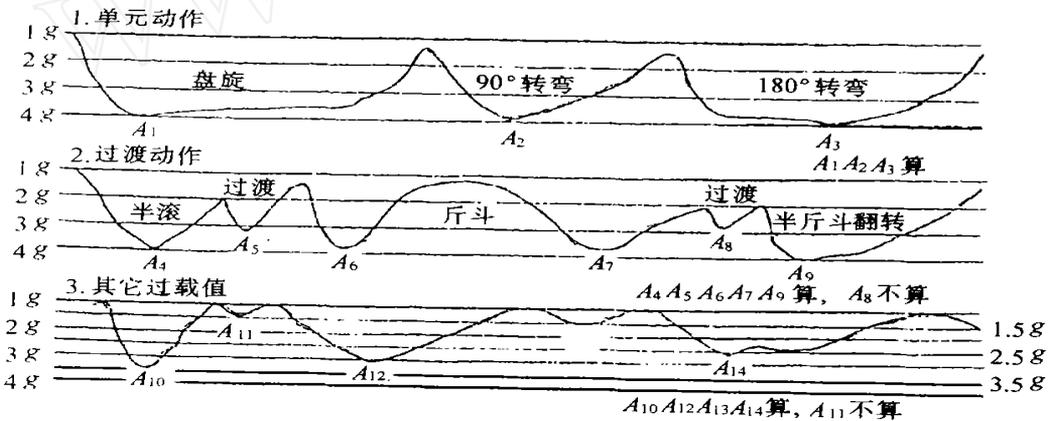


图 1 某飞机实测过载曲线

然而, 目前各种编谱中, 由于采用了雨流计数法, 无论是程序块谱还是飞-续-飞谱都没有考虑实际飞机的动作先后顺序和各动作间的过渡衔接状态, 编出的谱的加载顺序与真实飞行不一致, 这从载荷加载顺序对结构寿命的影响方面考虑, 这种编谱方法是失真的。

### 1.3 在编制平均载荷谱中, 不考虑各级载荷的峰谷点的瞬时作用位置是不合理的

大家知道, 飞机在飞行中, 载荷的大小和载荷的作用位置(加载状态)随飞行时间、高度、速度、攻角、侧滑角、副翼偏角、平尾偏角、滚转角速度、俯仰角速度、油耗等十几个参数在变化, 目前各国在编谱中, 由于载荷作用位置在编谱中怎样准确考虑, 尚未解决, 因此目前仅考虑了载荷的大小, 而没有考虑载荷的作用位置。对于飞机结构的同一部位, 在载荷大小不变, 而载荷作用位置不同时, 则该部位的寿命也会不同。这就是说, 在编制飞机载荷谱中, 只考虑载荷大小, 不考虑载荷作用位置是不合理的, 这对飞机寿命的确定是不准确的。

## 2 以中值寿命概念编制飞机平均载荷谱

### 2.1 计算公式的建立

上述通过求各参数的算术平均值的方法编制的平均谱, 不仅没有考虑载荷顺序和载荷作用位置对结构寿命的影响, 而且还缺乏寿命的数理统计概念, 所谈的平均谱的真正含义是指用该谱试验出的飞机结构寿命是代表机群飞机的平均寿命。怎样在编谱一开始就用到寿命概念呢? 本文认为, 单独求其过载(或应力)的幅值、均值等参数算术平均值不可能反映出寿命的平均概念, 它们必须与所对应的频数发生关系才能反映出寿命概念。本文从这种概念出发, 通过 Miner 理论和公式  $S_a^m N = C$  推导出公式(6) 计算形式, 具体推导如下:

引用 Miner 公式

$$\lambda \sum_{i=1}^k \frac{n_i}{N_i} = Q \quad (2)$$

式中:  $\lambda$  为寿命的循环周期数;  $n_i$  为第  $i$  级载荷循环次数;  $N_i$  为第  $i$  级载荷下的破坏循环次数;  $Q$  为常数。

由于此处只做比较计算用, 假定平均应力保持不变, 故引入公式

$$S_a^m N = C \quad (3)$$

式中:  $S_a$  为载荷的应力幅;  $N$  为  $S_a$  对应的破坏循环次数;  $m$  和  $C$  是常数, 由试验确定, 在没试验条件下, 在裂纹形成阶段  $m$  一般取  $5 \sim 10^{[2]}$ , 在裂纹扩展阶段  $m$  一般取  $2 \sim 4$ 。

由式(3)可得

$$\begin{aligned} S_a^m N_i &= S_{ap}^m N_p \\ \frac{N_i}{N_p} &= \left( \frac{S_{ai}}{S_{ap}} \right)^m \end{aligned} \quad (4)$$

式(2)  $\times N_p$

$$\lambda \sum_{i=1}^k n_i \frac{N_p}{N_i} = Q N_p \quad (5)$$

由式(4)和式(5)

$$\begin{aligned} \lambda \sum_{i=1}^k n_i \left( \frac{S_{ai}}{S_{ap}} \right)^m &= Q N_p \\ \lambda &= \frac{Q N_p}{\sum_{i=1}^k n_i \left( \frac{S_{ai}}{S_{ap}} \right)^m} \end{aligned}$$

式中:  $Q$  为 Miner 公式中常数, 理论上等于 1;  $S_{ap}$  为任意一个常值应力幅;  $N_p$  为  $S_{ap}$  所对应的破坏循环数, 是任意常数。

由于  $S_{ap}$  是任意一个常值应力幅,  $N_p$  也是任意常数, 因此令  $S_{ap} = 1, N_p = 1$

$$\lambda = \frac{1}{\sum_{i=1}^k n_i S_{ai}^m} = \left( \sum_{i=1}^k n_i S_{ai}^m \right)^{-1} \quad (6)$$

式(6)就是我们要求的寿命( $\lambda$ )与载荷频数( $n_i$ )、载荷幅值( $S_{ai}$ )关系表达式。

### 2.2 以实测中值寿命的起落数据编制平均载荷谱

(1) 比较算出实测中值寿命  $\lambda_m$  的代表起落(见图 2) 由于通过求  $S_a$  等参数的算术平均

值的方法编制平均载荷谱, 它不能代表平均寿命概念, 为了在编谱中一开始就利用寿命概念, 而推导出式(6) 计算寿命循环周期数( $\lambda$ )的形式。怎样利用式(6) 判别实测中值寿命的起落呢?

首先从空测诸参数的数据处理和计算得出实测科目的各个起落的载荷- 时间历程, 从而求得相对应的每个实测起落的各级  $S_{ar}$  和  $n_b$ 。

利用式(6) 分别计算各个实测起落的寿命循环周期数  $\lambda$  值, 从中可以比较找出中值  $\lambda_m$  的起落或平均  $\lambda_m$  的起落。当然, 如果  $S-N$  曲线比较齐全的情况下, 也可以通过计算每个实测起落的损伤确定中值或平均“ $\lambda_m$ ”。在确定  $\lambda_m$  中值或  $\lambda_m$  平均所对应的起落中。允许用高载外推和小载荷截除等办法修正。如果所选的中值或平均  $\lambda_m$  的代表起落, 没有包含该实测科目的最大过载值, 可以采用等损伤的原则, 把最大过载移入选定的中值代起落中。

(2) 以各  $\lambda_m$  中值或  $\lambda_m$  均值所对应的各代表起落编总平均载荷谱(见图 2) 在比较计算找出每一个实测科目的  $\lambda_m$  中值或  $\lambda_m$  均值所对应的代表起落后, 即可得到每一个实测科目代表起落的实测载荷历程曲线。有了这些载荷历程曲线, 就可以按下述各项原则进行编制飞- 续- 飞载荷谱:

总平均谱中, 每个代表起落的各级载荷顺序, 就按每一代表起落的实测载荷历程各级载荷出现的顺序加载, 这样可以保持真实地加载顺序。

总平均谱中, 每个代表起落的各级载荷状态(载荷大小和作用位置), 就按各代表起落载荷历程曲线的各级峰、谷点所处的状态(可由空测参数计算确定) 加载。

总平均谱中, 各个代表起落先后加载顺序, 可以根据飞行训练大纲排列的顺序(由浅入深, 由简单到复杂) 加载。也可以随机抽取加载。这样就构成一个代表起落接一个代表起落的总的飞- 续- 飞载荷谱。每个代表起落的各级过载出现的频数, 就构成总谱的频数矩阵  $n_b$ 。

有了上述原则, 再把各科目使用比例矩阵  $Q$  计入总谱中的各代表起落中去, 这样一种真正代表平均寿命的随机飞- 续- 飞载荷谱就可编制出来。这种载荷谱, 它既考虑了载荷顺序对寿命的影响, 又能保证载荷的加载状态, 因此, 可以提高定寿的可靠性。

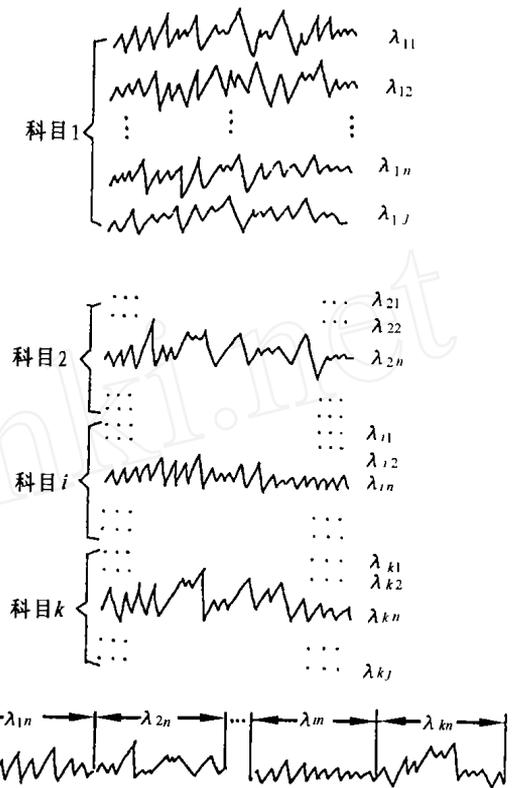


图 2 飞机的中值寿命 F-B-Y-F 载荷谱

### 3 通过实测数据编谱和全尺寸疲劳试验验证

航空工业总公司 601 所和 011 基地、北京机械结构强度研究中心用大量飞行实测数据,



采用本编谱方法, 编制出多种飞机的载荷谱, 成功地用于全机结构疲劳试验, 都取得圆满成功。

为了解除一些人对用 1 个中值寿命代表起落编谱, 在载荷出现频数上, 可能与用“雨流计数法”处理的平均 1 个起落编谱, 有较大差别的疑虑, 现列举出某飞机的 2 个任务型(高级特技和空战)的实测数据, 分别用“雨流计数法”统计处理的平均 1 个起落超值累积频数曲线和用本实测科目的中值寿命代表起落(1 次飞行)方法处理的超值累积频数曲线, 如图 3、图 4。从这 2 组超值累积频数曲线可以看出, 它们在载荷出现频数上是较吻合, 但用“雨流计数法”统计处理是把载荷作用顺序打乱了, 各峰谷点的作用位置, 也无法考虑真实状态。而用本编谱方法处理是不打乱载荷作用顺序, 各峰谷点的作用位置, 也相应真实, 这样, 使疲劳试验寿命更真实、可靠。

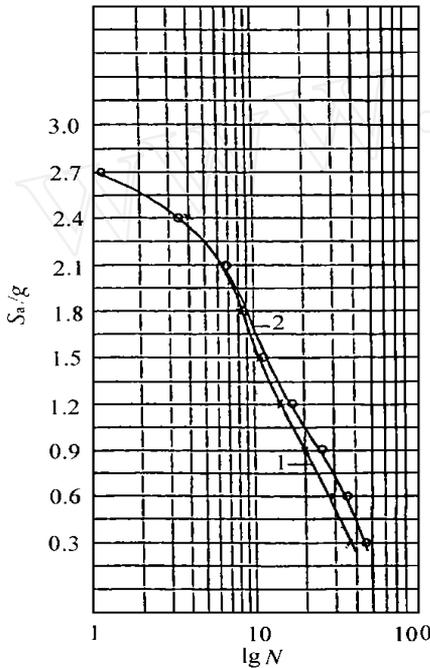


图 3 高级特技

- 1- 用中值损伤代表起落方法获得的超值累积频数曲线;
- 2- 用“雨流计数法”计数获得的平均 1 个起落(1 次飞行)超值累积频数曲线

04 任务型(5 个起落)高级特技

幅值 $S_a$	0.3	0.6	0.9	1.2	1.5	1.8	2.1	2.4	2.7	3.0
04 任务型超值累积频数	220	182	124	87	62	44	34	17	6	2
平均 1 次飞行超值累积频数	44	36	42	8	17	4	12	8	6	8
代表起落超值累积频数	36	29	20	16	11	8	7	4	1	

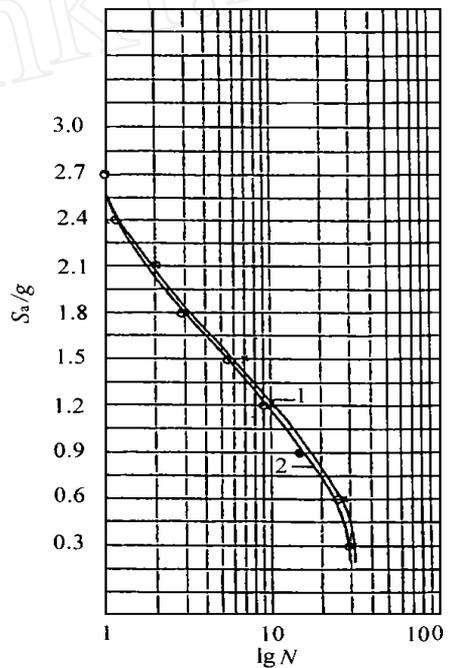


图 4 空战

- 1- 用中值损伤代表起落方法获得的超值累积频数曲线;
- 2- 用“雨流计数法”计数获得的平均 1 个起落(1 次飞行)超值累积频数曲线

11 任务型(5 个起落)空战

幅值 $S_a$	0.3	0.6	0.9	1.2	1.5	1.8	2.1	2.4	2.7	3.0
11 任务型超值累积频数	144	121	68	46	27	14	10	6	4	
平均 1 次飞行超值累积频数	28	8	24	2	13	6	9	25	4	2
代表起落超值累积频数	31	27	14	10	7	3	2	1	1	

## 4 结论和讨论

本编谱方法, 经过实测数据编谱试验的验证, 证明本编谱方法是成功的。本编谱方法把加载顺序和加载状态(载荷大小和作用位置)对寿命的影响考虑在谱中, 这对提高定寿的准确性和可靠性是有重要意义的。本编谱方法, 由于计数和编谱都很简单, 工作量少, 可提高编谱效率。

本编谱方法虽然比国内外现有编谱方法又向前发展一步, 但随着本学科的发展, 还会暴露出新的矛盾和问题, 我们要不断总结提高, 研究出更好的编谱方法。由于载荷谱对结构定寿是最关键最重要的基础性的工作, 基础打好了, 定寿结论也就准确可靠, 因此要加强这方面的研究和投入。

对张熙箴、阎楚良、张爱民和徐春生等研究员分别成功地不同飞机上用本方法编制重心过载谱和尾翼谱表示感谢!

## 参 考 文 献

- 1 高镇同 载荷谱的编制 航空学报, 1980, (2): 36~ 47.
- 2 张福泽 裂纹形成寿命的类比算法 航空学报, 1982, 3(2): 51~ 60

## Chinese Journal of Aeronautics (航空学报英文版)

### 摘 要

矢量喷流对飞机气动特性的影响研究= *Effects of vectoring jet on aerodynamic characteristics of aircraft*/王延奎(北京航空航天大学, 沈阳空气动力研究所), 邓学莹, 张祖庚 - 1998, 11(2). - 81~ 87

矢量推力技术是第四代战斗机广为采用的先进技术之一, 是目前提高飞机机动性、敏捷性的重要技术措施。基于某战斗机气动布局, 本文较详细地研究了轴对称矢量喷管不同喷流偏角对飞机前体、后体绕流的干扰特性, 揭示了矢量喷流对飞机不同绕流形态的干扰规律。参 4

关键词 矢量推力, 气动特性

玻璃布- 环氧层板动态力学性能和本构关系的研究 = *Constitutive model and dynamic mechanical properties of glass-cloth/epoxy laminates at different temperatures*/韩小平(西北工业大学), 韩省亮(西安交通大学), 李华, 殷民, 郑长卿(西北工业大学). - 1998, 11(2). - 88~ 91

在不同温度环境下, 使用 MTS 材料试验机, 在中等应变速率( $1/s$ )下, 对玻璃布- 环氧层板的动态力学性能进行了实验研究, 获得了杨氏模量、拉伸强度和泊松比等力学参数; 对该层板材料在不同温度、不同应变速率下的应力- 应变曲线和破坏过程进行

了分析讨论。根据实验数据拟合了玻璃布- 环氧层板材料的本构关系。参 8

关键词 玻璃布- 环氧层板, 应变率, 温度效应, 本构关系

可重构飞行控制系统设计= *Reconfigurable flight control systems design*/葛彤(上海交通大学), 邓建华(西北工业大学). - 1998, 11(2). - 92~ 98

提出一种分段重构的控制重构策略, 以解决可重构飞控系统诊断过程中故障容错问题, 并提出一种基于  $H_2/H_\infty$  混合性能指标优化的重构控制律设计方法, 在保证重构各阶段闭环系统动态性能的一致性以及对可能故障情况的鲁棒性的基础上, 达到  $H_2$  性能的优化。最后, 针对某主动控制战斗机具体设计了可重构飞控系统, 分析了设计结果并进行了仿真实验, 两者均表明该理论具有很好的重构效果。参 7

关键词 可重构飞行控制,  $H_2$  优化,  $H_\infty$  约束, 模型跟踪

机载 PD 雷达多卜勒波束锐化系统设计中的几个问题= *Several problems in designing DBS systems for airborne pulse Doppler*/杨建航(空军工程学院航空电子工程系). - 1998, 11(2). - 99~ 107

(下见 574)