

文章编号:1000-6893(2001)06-0553-03

飞机结构疲劳试验载荷的优化设计

孟繁沛¹, 王建邦¹, 李令芳², 高建军²

(1. 西安飞机工业(集团)有限责任公司, 陕西 西安 710089)

(2. 西安飞机设计研究所, 陕西 西安 710089)

OPTIMUM DESIGN OF FATIGUE TESTING LOADS FOR AIRPLANE STRUCTURES

MENG Fan-pei¹, WANG Jian-bang¹, LI Ling-fang², GAO Jian-jun²

(1. Xi'an Aircraft Industry (Group) Corporation, Xi'an 710089, China)

(2. Xi'an Aircraft Design Institute, Xi'an 710089, China)

摘要: 提出用对载荷误差求极值的方法实现最小误差控制的试验载荷计算, 并通过精度加权系数综合控制误差的合理分配, 完成试验载荷的优化设计。该方法已经应用于某型飞机疲劳试验的试验载荷计算, 为该机全尺寸疲劳试验的成功奠定了基础。

关键词: 疲劳试验载荷; 载荷误差; 载荷精度加权系数; 载荷优化方程组

中图分类号: U346.2

文献标识码: A

Abstract: In full-scale fatigue testing for airplane structures, the loads, which are used to simulate the load spectrum of various flying status in airplane service, are imposed on finite loading spots. Whether the loading is accurate or not, the testing loads calculation is needed to guarantee its precision. In this paper, the method of finding extremum for load error is proposed. The method realizes calculation of minimum error control. The load optimum design is completed through rational error distribution by using error synthetical control of weighted precision coefficients. This method is applied to fatigue testing loads calculation for a type of airplane. It is the basis of the successful full-scale fatigue testing of the airplane.

Key words: load of fatigue testing; load error; weighted coefficients of loading precision; optimal load simultaneous equations

以往的做法, 其试验载荷精度难以保证^[1]。根据侯朝沐研究员提出“通过对载荷误差求极值(载荷误差求导等于零)的途径实现误差最小控制”的建议, 研究出了疲劳试验载荷计算的优化设计方法。该方法大大提高了试验载荷计算精度。

1 疲劳试验载荷优化设计原理

在合理设定载荷加载点的情况下, 对加载误差用数学求极值的方法综合保证控制切面误差最小。

如已知某机机翼疲劳载荷分布(各切面剪力 Q 、弯矩 M)、在机翼上设定 n 个加载点, 控制 n 个切面的加载精度(见图1)^[2], 确定各加载点的载荷值。载荷误差函数表达式为

$$U = \sum_{k=1}^n \left[\frac{\Delta Q_k}{Q_k} \right]^2 + \sum_{k=1}^n \left[\frac{\Delta M_k}{M_k} \right]^2 \quad (1)$$

式中: Q_k 为第 k 切面剪力; $[\Delta Q_k/Q_k]^2$ 为第 k 切面剪力相对误差的平方(确保误差为正值); M_k

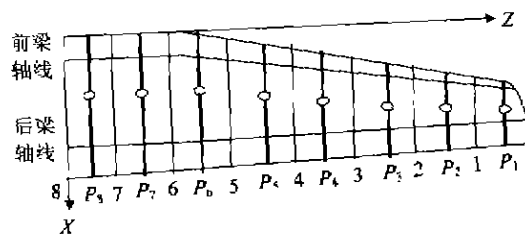


图1 机翼加载简图

Fig. 1 The sketch of the wing loading
为第 k 切面弯矩; $[\Delta M_k/M_k]^2$ 为第 k 切面弯矩相对误差的平方(确保误差为正值)^[3]。第 k 切面加载误差^[4]

$$\Delta Q_k = Q_k - \sum_{i=1}^n P_i \quad (2)$$

$$\Delta M_k = M_k - \sum_{i=1}^n P_i (Z_i - z_k) \quad (3)$$

式中: P_i 为第 i 加载点载荷值; Z_i 为第 i 加载点坐标值; z_k 为第 k 控制切面坐标值。对载荷误差方程(1)求导, 得到如下联立方程组

$$\frac{\partial U}{\partial P_i} = - \sum_{k=1}^n 2 \left(1 - \frac{P_i}{Q_k} \right) \frac{1}{Q_k} - \sum_{k=1}^n 2 \left(1 - \frac{P_i (Z_i - z_k)}{M_k} \right) \frac{(Z_i - z_k)}{M_k} =$$

$$\sum_{k=1}^n \frac{2}{Q_k} \sum_{l=1}^k P_l - \sum_{k=1}^n \frac{2}{Q_k} + \sum_{k=1}^n \frac{2(Z_l - z_k)}{M_k^2} \sum_{l=1}^k P_l (Z_l - z_k) - \sum_{k=1}^n \frac{2(Z_l - z_k)}{M_k} = 0$$

式中: $i=1, 2, 3, \dots, n$, 第 i 个方程为

$$\sum_{k=1}^n \left(\frac{1}{Q_k^2} \sum_{l=1}^k P_l + \frac{(Z_l - z_k)}{M_k^2} \sum_{l=1}^k P_l (Z_l - z_k) \right) = \sum_{k=1}^n \left(\frac{1}{Q_k} + \frac{Z_l - z_k}{M_k} \right) \quad (4)$$

载荷优化 n 阶方程组为

$$[a_{ij}] \{P_j\} = \{b_i\} \quad (5)$$

分析可知 $[a_{ij}]$ 为对称矩阵: $a_{ij} = a_{ji}$, 当 $j \geq i$ 时

$$a_{ij} = \sum_{k=1}^n \left(\frac{1}{Q_k^2} + \frac{(Z_l - z_k)(Z_l - z_k)}{M_k^2} \right) \quad (6)$$

当 $j < i$ 时

$$a_{ij} = a_{ji} = \sum_{k=1}^n \left(\frac{1}{Q_k^2} - \frac{(Z_l - z_k)(Z_l - z_k)}{M_k^2} \right) \quad (7)$$

$$b_i = \sum_{k=1}^n \left(\frac{1}{Q_k} + \frac{Z_l - z_k}{M_k} \right) \quad (8)$$

计算机求解方程组便可得加载点载荷最佳值。

2 疲劳试验载荷优化设计的应用

为了真实地模拟飞机疲劳载荷, 可以分部件进行载荷优化计算, 并将特定载荷从总载荷中分离出去, 然后单独施加(该方案不仅简化了载荷计算, 而且可保证特定载荷施加的真实性)。现以某型机机翼疲劳载荷计算为例。已知某机机翼疲劳载荷分布(各切面剪力 Q 、弯矩 M 、扭矩 T), 在机翼上设定 m 个加载点, 控制 n 个切面的加载精度(见图2), 确定各加载点载荷值。

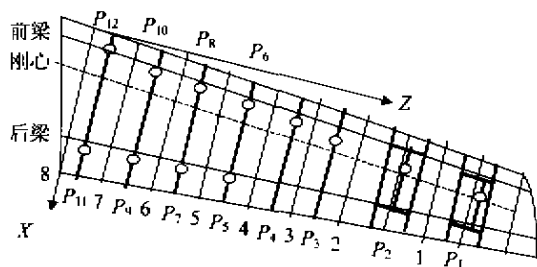


图2 某机机翼加载简图

Fig. 2 The sketch of the wing loading for an aircraft I

试验采用卡板加载, 为保证考核部位载荷精度, 机翼内侧每个切面上布置2个加载点, 外侧切面上布置一个加载点。为便于计算, 取 X 轴平行翼肋(即垂直后梁平面), 加载点可沿 X 方向移

动, P_1, P_2 加载点还可沿 Z 向移动。另外, 考虑到各种载荷情况对各切面疲劳损伤的影响不同, 引入一个载荷精度加权系数“ d ”, 以便提高主要考核切面载荷的加载精度, 放松次要切面载荷的加载精度。

载荷误差函数表达式为

$$U = \sum_{k=1}^n d_{k,Q} \left(\frac{\Delta Q_k}{Q_k} \right)^2 + \sum_{k=1}^n d_{k,M} \left(\frac{\Delta M_k}{M_k} \right)^2 + \sum_{k=1}^n d_{k,T} \left(\frac{\Delta T_k}{T_k} \right)^2 \quad (9)$$

式中: Q_k 为第 k 切面剪力; $(\Delta Q_k/Q_k)^2$ 为第 k 切面剪力相对误差的平方; M_k 为第 k 切面弯矩; $(\Delta M_k/M_k)^2$ 为第 k 切面弯矩相对误差的平方; T_k 为第 k 切面扭矩; $(\Delta T_k/T_k)^2$ 为第 k 切面扭矩相对误差的平方; $d_{k,Q}$ 为第 k 切面的剪力精度加权系数; $d_{k,M}$ 为第 k 切面的弯矩精度加权系数; $d_{k,T}$ 为第 k 切面的扭矩精度加权系数。

一般情况下, 载荷计算中给出的扭矩 T 为对 Z 坐标轴的扭矩值, 考虑到扭矩对结构真实的物理意义, 应将该扭矩值换算到刚心处。

k 切面加载误差

$$\Delta Q_k = Q_k - \sum_{l=1}^{k_m} P_l \quad (10)$$

$$\Delta M_k = M_k - \sum_{l=1}^{k_m} P_l (Z_l - z_k) \quad (11)$$

$$\Delta T_k = T_k - \sum_{l=1}^{k_m} P_l (X_l - x_k) \quad (12)$$

式中: k_m 为切面加载点控制数, 当 $k \leq 4$ 时(1~4切面为单点加载), $k_m = k$; 当 $k > 4$ 时(每个切面为双点加载), $k_m = 2k - 4$; Z_l, X_l 为第 l 加载点坐标; z_k, x_k 为第 k 切面刚心坐标。

对载荷误差方程式(9)求导, 得到如下联立方程组

$$\begin{aligned} \frac{\partial U}{\partial P_i} = & - \sum_{k=i_m}^n 2d_{k,Q} \left(1 - \sum_{l=1}^{k_m} \frac{P_l}{Q_k} \right) \frac{1}{Q_k} - \\ & \sum_{k=i_m}^n 2d_{k,M} \left(1 - \sum_{l=1}^{k_m} \frac{P_l (Z_l - z_k)}{M_k} \right) \frac{(Z_l - z_k)}{M_k} - \\ & \sum_{k=i_m}^n 2d_{k,T} \left(1 - \sum_{l=1}^{k_m} \frac{P_l (X_l - x_k)}{T_k} \right) \frac{(X_l - x_k)}{M_k} = 0 \end{aligned}$$

式中: $i=1, 2, 3, \dots, m$; i_m 为加载点切面控制数, 当 $i \leq 4$ 时(1~4切面为单点加载) $i_m = i$; 当 $i > 4$ 时(每个切面为双点加载), $i_m = (i+5)/2$ (整除)。

第 i 个方程为

$$\sum_{k=i_m}^n \left(\frac{d_{k,Q}}{Q_k^2} \sum_{l=1}^{k_m} P_l + \frac{d_{k,M}}{M_k^2} \sum_{l=1}^{k_m} P_l (Z_l - z_k) + \frac{d_{k,T}}{T_k^2} \sum_{l=1}^{k_m} P_l (X_l - x_k) \right) = 0$$

$$\frac{d_{k,T}(X_i - x_k)}{T_i} \sum_{l=1}^{j_m} P_l(X_l - x_k) \Bigg\} = \sum_{k=1}^n \left(\frac{d_{k,Q}}{Q_k} + \frac{d_{k,M}(Z_i - z_k)}{M_k} + \frac{d_{k,T}(X_i - x_k)}{T_k} \right) \quad (13)$$

载荷优化 m 阶方程组为

$$[a_{ij}][P_j] = \{b_i\} \quad (14)$$

分析可知 $[a_{ij}]$ 为对称矩阵, $a_{ij} = a_{ji}$, 当 $j \geq i$ 时

$$a_{ij} = \sum_{k=1}^n \left(\frac{d_{k,Q}}{Q_k} + \frac{d_{k,M}(Z_i - z_k)(Z_j - z_k)}{M_k} + \frac{d_{k,T}(X_i - x_k)(X_j - x_k)}{T_k} \right) \quad (15)$$

式中: j_m 同 i_m , 当 $j \leq 4$ 时, $j_m = j$; 当 $j > 4$ 时, $j_m = (j+5)/2$ (取整), 当 $j < i$ 时

$$a_{ij} = a_{ji} = \sum_{k=1}^n \left(\frac{d_{k,Q}}{Q_k} + \frac{d_{k,M}(Z_i - z_k)(Z_j - z_k)}{M_k} + \frac{d_{k,T}(X_i - x_k)(X_j - x_k)}{T_k} \right) \quad (16)$$

$$b_i = \sum_{k=1}^n \left(\frac{d_{k,Q}}{Q_k} + \frac{d_{k,M}(Z_i - z_k)}{M_k} + \frac{d_{k,T}(X_i - x_k)}{T_k} \right) \quad (17)$$

通过合理地确定加载点坐标 (x, z) , 并反复调整精度加权系数 d , 计算各种载荷情况, 确定满足精度要求的各加载点载荷。在某机疲劳载荷计算时, 考核部位控制切面弯矩误差为 1%, 切面剪力误差为 2%, 切面扭矩误差为 5%, 计算结果能够满足载荷控制精度要求。靠近翼根的重点考核切面其计算载荷误差远低于误差的控制值。

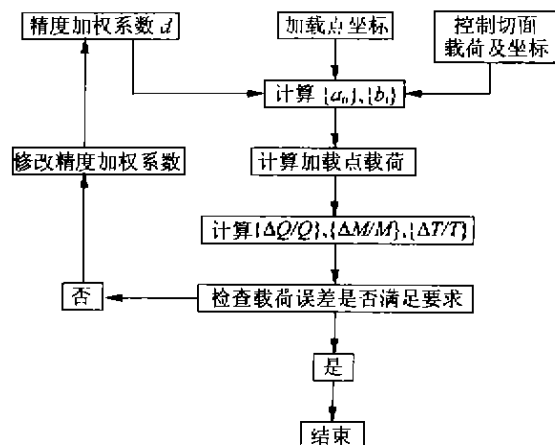


图3 疲劳试验载荷优化设计框图

Fig. 3 The block diagram of the loading optimum design for fatigue test

3 疲劳试验载荷优化设计计算的程序说明

优化设计步骤见图3。精度加权系数仅为载荷优化设计的控制参数, 各载荷情况不需统一, 调整的办法是在需要提高精度的切面放大其精度加权系数, 反之亦然。

参 考 文 献

- [1] 高镇同. 疲劳应用统计学[M]. 北京: 国防工业出版社, 1986. 169-171.
- [2] 克利亚奇科 M. И. (苏) 等著. 飞机强度飞行试验(静载荷)[M]. 汤吉晨译. 西安: 航空航天部(ASST)系统工程办公室, 1992. 8-18.
- [3] 方开泰. 实用多元分析[M]. 上海: 华东师范大学出版社, 1989. 46-48.
- [4] 塞伯 G A F. 线性回归分析[M]. 北京: 科学出版社, 1986. 78-82.

作者简介:



孟繁沛(1942-) 男, 西安飞机工业(集团)有限责任公司研究员, 高工。长期从事飞机结构疲劳强度设计和飞机定寿工作。曾获部级科技进步一等奖3项、二等奖4项、三等奖6项。电话: 029-6846381(O), 029-6843735(H)



王建邦(196-) 男, 1988年毕业于北京大学力学系, 西安飞机工业(集团)有限责任公司高级工程师。一直从事飞机结构强度设计工作。电话: 029-6844014(O), 029-6200912(H)



李令芳(1940-) 男, 1960年毕业于哈尔滨工业大学工程力学系, 西安飞机设计研究所研究员。长期从事飞机结构疲劳强度研究和飞机定寿工作。曾获部级科技进步一等奖2项、二等奖3项、三等奖1项。电话: 029-6833270(H)



高建军(1963-) 男, 1987年毕业于南京航空学院飞机系, 西安飞机设计研究所高级工程师。一直从事飞机结构强度设计工作。电话: 029-6832903(O), 029-6833121(H)

(责任编辑: 李铁柏)