

引用格式:刘春艳,唐吉运,强宝平,等.全机结构疲劳试验载荷优化技术模拟研究[J].科学技术与工程,2019,19(7):284-288

Liu Chunyan, Tang Jiyun, Qiang Baoping, et al. Simulation study on full-scale aircraft structure fatigue test load optimization technology [J]. Science Technology and Engineering, 2019, 19(7): 284-288

全机结构疲劳试验载荷优化技术模拟研究

刘春艳 唐吉运 强宝平 陈康 王高利

(中国飞机强度研究所,西安 710065)

摘要 在全机疲劳试验中,需要将模拟飞机数倍寿命内不同起落不同飞行状态的试验设计载荷转化为用一套加载设备连续施加的试验载荷。就此问题建立了试验载荷优化处理的数学模型,模型为多任务目标的非线性规划优化模型,优化模型的目标函数综合考虑了弯矩、剪力和扭矩误差,并引入加权系数,以期针对不同部件调节弯、剪、扭误差所占比重。模型用 MATLAB 的 Fmincon 函数求解。该方法简化了全机疲劳试验载荷优化处理,并已成功应用于某型飞机全机疲劳试验中。

关键词 全机疲劳试验 试验载荷优化 优化模型 目标函数 约束条件

中图法分类号 V216.3; **文献标志码** A

全机疲劳试验为确定飞机的使用寿命和制定检查维护手册提供重要依据,试验要模拟飞机短、中、长飞行历程的完整起落的受载情况,试验设计中的一个重要环节是把飞机的疲劳设计载荷转化为试验载荷^[1,2]。

目前,疲劳试验一般采用胶布带杠杆系统、拉压垫、卡板等形式加载,全机疲劳试验是一个连续加载的过程,载荷谱包含了不同飞行情况的载荷的随机组合,其载荷大小和分布、压心的位置都在改变,然而,试验过程不可能改变胶布带的位置和加载点,也就是说在疲劳试验中要用一套加载装置模拟整个疲劳试验中几百种飞行状态的受力。由于受试验设备和经费等条件的限制,试验中往往要对设计疲劳载荷谱做一定的优化处理才能转化为试验疲劳载荷谱。

现根据全机疲劳试验载荷优化处理的原则建立一个优化模型,模型目标为求各控制剖面下弯矩、剪力和扭矩误差的平方和最小,对于多任务目标的非线性规划问题采用加权求和的方法建立目标函数^[3]。在 MATLAB 平台编写程序,利用 Fmincon 函数求解,应用此模型,完成了某型飞机全机疲劳试验及系列部件疲劳试验的试验载荷优化处理。

1 数模基础

如何从一切可能的方案中选择最好、最优的方

2018年1月7日收到

第一作者简介:刘春艳(1978—),女,硕士,高级工程师。研究方向:全尺寸飞机静力/疲劳试验。

案,在数学上把这类问题称为最优化问题。最优化问题所研究的对象有明确的目标、变量、条件^[4]。

在数学上,所谓的优化问题就是求解如下形式的最优解。

Min $f(X)$

$$\text{s. t. } [\text{C. E.}] \begin{cases} g_i(X) \leq 0, & i = 1, 2, \dots, m \\ h_j(X) = 0, & j = 1, 2, \dots, l \end{cases} \quad (1)$$

[B. C.]

式(1)中, $f(X)$ 为目标函数, X 为变量; [C. E.] 为约束条件, 其中 $g_i(X)$ 为不等式约束条件, $h_j(X)$ 为等式约束条件; [B. C.] 为变量的边界条件, 用来约束自变量的求解域。

在优化问题中, 根据变量、目标函数和约束函数的不同, 可以将问题大致分为: 线性规化、二次规化、非线性规化和多任务目标规化^[5]。

2 建立疲劳试验载荷优化模型

2.1 问题描述

正如引言所述,全机疲劳试验要用一套加载装置模拟整个疲劳试验中几百种飞行状态的受力,考虑到试验速度、经费等问题,工程上会只要求保证关键肋或框处的弯矩、剪力和扭矩误差最小且不超过百分比,这些关键肋、框称之为控制剖面。载荷优化处理的目标是实现各控制剖面的弯矩、剪力和扭矩的误差最小; 条件是保证部件总体平衡以及各控制剖面的弯矩、剪力和扭矩的误差必须在可接受误差范围内; 变量是各加载点载荷; 边界条件是各加载点载荷方向的限制^[6—9]。

以某型飞机机翼盒段为例,如图 1 所示,已知机

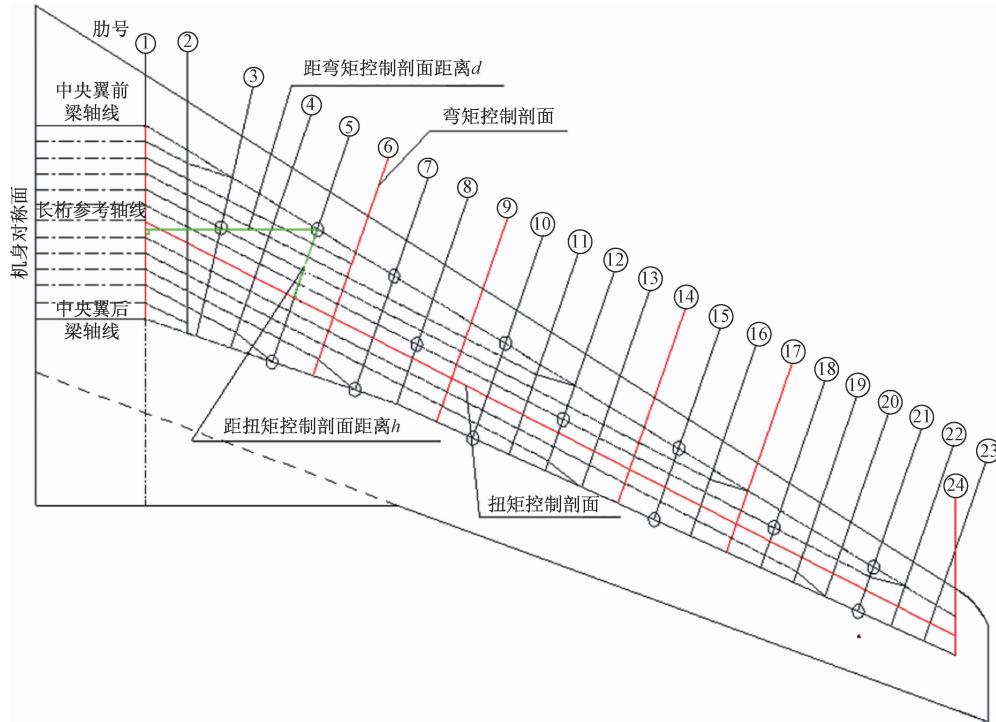


图1 机翼加载点及控制剖面示意图

Fig. 1 The wing loading point and the control section

翼 n 种飞行状态翼面分布载荷,需要用符合工程实施情况的作动筒数,保证主要考核切面 1 肋、6 肋、9 肋、14 肋、17 肋各情况的剪力、弯矩和扭矩的误差最小且分别在 ε_Q 、 ε_M 、 ε_T 以内。

在这个问题中,决策变量为各加载点上的载荷 P_i ,最终要达到的目的是各控制剖面的弯矩、剪力和扭矩的误差最小,这是一个多目标规划问题。通常用加权求和法将多目标规划问题转化为非线性规划问题。

2.2 模型建立

现根据以上分析建立如下非线性规划数学模型:

2.2.1 目标函数

$$\min f(p) = d_Q \sum_{i=1}^m \left(\frac{\Delta Q}{Q} \right)^2 + d_M \sum_{i=1}^m \left(\frac{\Delta M}{M} \right)^2 + d_T \sum_{i=1}^m \left(\frac{\Delta T}{T} \right)^2 \quad (2)$$

式(2)中, $m = 1, 2, \dots, m$ 为各控制剖面; d_Q 、 d_M 、 d_T 为弯、剪、扭误差权重,以体现弯、剪、扭误差靠近总目标的远近,及其对于总误差控制的重要程度; Q 、 M 、 T 为加载点载荷对控制剖面的为处理前后的剪力、弯矩、扭矩; ΔQ 、 ΔM 、 ΔT 为优化处理后的剪力、弯矩、扭矩增量, $\frac{\Delta Q}{Q}$ 、 $\frac{\Delta M}{M}$ 、 $\frac{\Delta T}{T}$ 为优化处理后的剪力、弯矩、扭矩误差。弯、剪、扭都由翼尖向翼根累计

求得。

2.2.2 等式约束

处理前后力平衡条件:

$$\sum \Delta F = 0 \quad (3)$$

处理前后矩平衡条件:

$$\sum \Delta M_x = 0 \quad (4)$$

$$\sum \Delta M_y = 0 \quad (5)$$

由上式得:

$$P_1 + P_2 + \dots + P_i = F \quad (6)$$

$$P_1 y_1 + P_2 y_2 + \dots + P_i y_i = M_x \quad (7)$$

$$P_1 x_1 + P_2 x_2 + \dots + P_i x_i = M_y \quad (8)$$

式中, P 为加载点载荷; x 、 y 为加载点到全机坐标原点的距离。因此可以得出等式约束的系数矩阵。

$$A_{eq} = \begin{bmatrix} 1 & 1 & \cdots & 1 \\ y_1 & y_2 & \cdots & y_i \\ x_1 & x_2 & \cdots & x_i \end{bmatrix} \quad (9)$$

$$B_{eq} = [F \quad M_x \quad M_y] \quad (10)$$

将 A_{eq} 、 B_{eq} 、 A_{eq} 命名为 $3i$ 矩阵。

2.2.3 不等式约束

第 l 剖面上剪力处理前后误差小于 ε_Q :

$$\frac{|Q_L - Q_L^*|}{Q_L^*} \leq \varepsilon_Q^L \quad (11)$$

第 l 剖面上弯矩处理前后误差小于 ε_M :

$$\frac{|M_L - M_L^*|}{M_L^*} \leq \varepsilon_M^L \quad (12)$$

第 l 剖面上扭矩处理前后误差小于 ε_T :

$$\frac{|T_L - T_L^*|}{T_L^*} \leq \varepsilon_T^L \quad (13)$$

式中, Q_L 为优化后 l 剖面上的剪力, Q_L^* 为优化前 l 剖面上的剪力, 同理 M_L, M_L^*, T_L, T_L^* 为优化后和优化前弯矩、扭矩。

由式(11)得:

$$-\varepsilon_Q^L \leq \frac{Q_L}{Q_L^*} - 1 \leq \varepsilon_Q^L \quad (14)$$

即为 $-\varepsilon_Q^L \leq \frac{Q_L}{Q_L^*} - 1 \leq \varepsilon_Q^L$, $-\frac{Q_L}{Q_L^*} \leq \varepsilon_Q^L - 1$ 。

此时为了方便说明, 以图 1 中第 3 个控制剖面 9 肋为例, 从翼尖到 9 肋共有第 6 到第 i 个加载点, 那么由式(14)推导得:

$$\frac{1}{Q_L^*}(P_6 + P_7 + \dots + P_i) \leq \varepsilon_Q^L + 1 \quad (15)$$

$$-\frac{1}{Q_L^*}(P_6 + P_7 + \dots + P_i) \leq \varepsilon_Q^L - 1 \quad (16)$$

同理, 由弯矩、扭矩的不等式约束得:

$$\frac{1}{Q_L^*}(P_6 d_6 + P_7 d_7 + \dots + P_i d_i) \leq \varepsilon_M^L + 1 \quad (17)$$

$$-\frac{1}{Q_L^*}(P_6 d_6 + P_7 d_7 + \dots + P_i d_i) \leq \varepsilon_M^L - 1 \quad (18)$$

$$\frac{1}{Q_L^*}(P_6 h_6 + P_7 h_7 + \dots + P_i h_i) \leq \varepsilon_T^L + 1 \quad (19)$$

$$-\frac{1}{Q_L^*}(P_6 h_6 + P_7 h_7 + \dots + P_i h_i) \leq \varepsilon_T^L - 1 \quad (20)$$

式中, d 为加载点到有效控制剖面肋的距离; h 为加载点到刚轴的距离。经过以上推导, 就可以得出不等式约束的系数矩阵, 命名为 A_i, B_i , 每个控制剖面的系数矩阵为 $6 \times i$ 矩阵, 以图 1 中 6 个控制剖面为例, 那么 A 矩阵为 $36 \times i$ 矩阵。例如第 1 个控制剖面, 从翼尖到第 1 个控制剖面包含所有的加载点, 所以

$$A_1 = \begin{bmatrix} \frac{1}{Q_L^*} & \frac{1}{Q_L^*} & \dots & \frac{1}{Q_L^*} \\ -\frac{1}{Q_L^*} & -\frac{1}{Q_L^*} & \dots & -\frac{1}{Q_L^*} \\ \frac{d_1}{Q_L^*} & \frac{d_2}{Q_L^*} & \dots & \frac{d_i}{Q_L^*} \\ -\frac{d_1}{Q_L^*} & -\frac{d_2}{Q_L^*} & \dots & -\frac{d_i}{Q_L^*} \\ \frac{h_1}{Q_L^*} & \frac{h_2}{Q_L^*} & \dots & \frac{h_i}{Q_L^*} \\ -\frac{h_1}{Q_L^*} & -\frac{h_2}{Q_L^*} & \dots & -\frac{h_i}{Q_L^*} \end{bmatrix} \quad (21)$$

$$B_1 = \begin{bmatrix} \varepsilon_Q^L + 1 \\ \varepsilon_Q^L - 1 \\ \varepsilon_M^L + 1 \\ \varepsilon_M^L - 1 \\ \varepsilon_T^L + 1 \\ \varepsilon_T^L - 1 \end{bmatrix} \quad (22)$$

同理, 刚才以第 3 个控制剖面为例的 A_3, B_3 为

$$A_3 = \begin{bmatrix} 0 & \dots & 0 & \frac{1}{Q_L^*} & \frac{1}{Q_L^*} & \dots & \frac{1}{Q_L^*} \\ 0 & \dots & 0 & -\frac{1}{Q_L^*} & -\frac{1}{Q_L^*} & \dots & -\frac{1}{Q_L^*} \\ 0 & \dots & 0 & \frac{d_6}{Q_L^*} & \frac{d_7}{Q_L^*} & \dots & \frac{d_i}{Q_L^*} \\ 0 & \dots & 0 & -\frac{d_6}{Q_L^*} & -\frac{d_7}{Q_L^*} & \dots & -\frac{d_i}{Q_L^*} \\ 0 & \dots & 0 & \frac{h_6}{Q_L^*} & \frac{h_7}{Q_L^*} & \dots & \frac{h_i}{Q_L^*} \\ 0 & \dots & 0 & -\frac{h_6}{Q_L^*} & -\frac{h_7}{Q_L^*} & \dots & -\frac{h_i}{Q_L^*} \end{bmatrix} \quad (23)$$

$$B_3 = [\varepsilon_Q^3 + 1 \quad \varepsilon_Q^3 - 1 \quad \varepsilon_M^3 + 1 \quad \varepsilon_M^3 - 1 \quad \varepsilon_T^3 + 1 \quad \varepsilon_T^3 - 1]^T \quad (24)$$

那么:

$$\begin{cases} A = [A_1 \quad A_2 \quad A_3 \quad A_4 \quad A_5 \quad A_6]^T \\ B = [B_1 \quad B_2 \quad B_3 \quad B_4 \quad B_5 \quad B_6]^T \end{cases} \quad (25)$$

2.2.4 边界条件

如果用卡板等可以双向加载的加载设备, P_i 不限制正负; 如果用胶布带-杠杆系统加载, 向上点 $P_i \geq 0$, 向下点 $P_i \leq 0$ 。

3 模型求解

工程中的优化问题使用 MATLAB 的工具箱求解非常方便。MATLAB 求解非线性规划的函数是 fmincon, fmincon 函数的中型算法使用的是序列二次规划法^[10]。求解上述问题, 基本分以下三步。

3.1 建立 M 文件 objfun.m, 定义目标函数

根据 2.2 节分析建立从翼尖向翼根控制剖面逐步累积的目标函数。目标函数代码如下。

```
Function f = objfun(x)
f = 0;
for k = 1:m;
    % 其中 m 为从翼尖到翼根 m 个控制剖面循环。
    f = f + dkQ(k) * ((Q(k) - sq)/Q(k))^2 +
        dkM(k) * ((M(k) - sm)/M(k))^2 +
        dkT(k) * ((T(k) - st)/T(k))^2;
```

其中, $dkQ(k)$ 、 $dkM(k)$ 、 $dkT(k)$ 为控制剖面上的剪力、弯矩、扭矩误差; $Q(k)$ 、 $M(k)$ 、 $T(k)$ 为载荷处理前控制剖面上的剪力、弯矩、扭矩; sq 、 sm 、 st 为载荷处理后控制剖面上的剪力、弯矩、扭矩。

3.2 建立约束条件矩阵

按2.2节中的分析准备约束条件矩阵 A_{eq} 、 B_{eq} 、 A 、 B 数据,并读入。

3.3 建立主函数

建立如下主函数:

$$[p, fval] = \text{fmincon}(@\text{objfun}, X_0, A, B, A_{eq}, B_{eq}, lb, ub) \quad (25)$$

式(25)中, p 为自变量,最终要计算的加载点载荷; $fval$ 为目标函数极值点; objfun 为M文件; X_0 为迭代初值,一般从0开始; A 、 B 为不等式约束矩阵; A_{eq} 、 B_{eq} 为等式约束矩阵; lb 、 ub 为上界、下界,根据加载形式限定载荷的正负。

4 运算结果与讨论

以上述机翼某一情况为例,计算结果如表1~表4。

表1 优化计算后的各加载点载荷

Table 1 Load of loading point after optimization

载荷点	载荷/N	载荷点	载荷/N
1	15 929	8	14 305
2	21 249	9	16 961
3	6 949	10	11 764
4	15 004	11	13 231
5	11 060	12	5 728
6	13 616	13	13 957
7	17 402	14	14 781

表2 机翼弯矩优化处理前后对比

Table 2 The wing bending moment contrast

before and after optimization

控制剖面	弯矩优化前/(N·mm)	弯矩优化后/(N·mm)	误差/%
1	-1 022 732	-1 022 732	0.00
2	-603 454	-596 170	-1.21
3	-369 552	-370 033	0.13
4	-140 667	-138 542	-1.51
5	-62 043	-62 528	0.78

表3 机翼剪力优化处理前后对比

Table 3 The wing shear force contrast

before and after optimization

控制剖面	优化前剪力/N	优化后剪力/N	误差/%
1	191 935	191 935	0.00
2	142 317	147 809	3.86
3	107 617	108 128	0.48
4	57 623	59 461	3.19
5	33 968	34 465	1.46

表4 机翼扭矩优化处理前后对比

Table 4 The wing torque contrast before and after optimization

控制剖面	优化前扭矩/(N·mm)	优化后扭矩/(N·mm)	误差/%
1	-49 672	-49 672	0.00
2	-19 712	-20 532	4.16
3	-8 167	-8 572	4.96
4	403	418	3.66
5	926	972	5.00

该型号涉及240个疲劳工况,计算数据量大,用此方法把设计载荷优化处理为试验载荷后,载荷分布合理;翼根剖面误差为零,保证了部件的载荷平衡;其他各控制剖面误差满足客户要求,符合适航相关条款CCAR25-R3《中国民用航空规章第25部运输类飞机适航标准》中“结构的损伤容限和疲劳评定”中的“a)总则”和“b)损伤容限评定”条款^[11];此方法同样适用于机身以及襟副翼等活动翼面的载荷优化处理。

5 结论

本文提出的方法基于全机疲劳试验载荷转化的工程要求^[12~14],依据非线性规划问题的思路,建立了优化模型,并利用MATLAB平台精确求解,可以用于军用或民用飞机全机疲劳试验时载荷处理工作。

致谢:感谢中国商飞和中国飞机强度所有参试人员的辛勤工作,感谢诺丁汉大学李曙光老师给出的建设性意见。

参考文献

- 1 冯建民.歼十型飞机翼身组合体半倍寿命疲劳试验载荷谱处理.中国飞机强度研究所技术报告:J10-6235-9708-002[R].西安:中国飞机强度研究所,1997
Feng Jianmin. J10 airplane wing-body combination a half life of fatigue test load spectrum design. Aircraft Strength Research Institute of China Technical Report: J10-6235-9708-002 [R]. Xi'an: Aircraft Strength Research Institute of China, 1997
- 2 孟繁沛,王建邦,李令芳,等.飞机结构疲劳试验载荷的优化设计[J].航空学报,2001,22(6):553~555
Meng Fanpei, Wang Jianbang, Li Lingfang, et al. Optimum design of fatigue testing loads for airplane structures [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2001,22(6): 553~555
- 3 董文永.最优化技术与数学建模[M].北京:清华大学出版社,2010
Dong Wenying. Optimization technology and mathematical modeling [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2010
- 4 李大潜.中国大学生数学建模竞赛[M].北京:高等教育出版社,1998
Li Daqian. College mathematical contest in modeling of China [M]. Beijing: China Higher Education Press, 1998

- 5 吴建国. 数学建模案例精编 [M]. 北京: 中国水利水电出版社, 2006
Wu Jianguo. Mathematical modeling case choreography [M]. Beijing: China Water Power Press, 2006
- 6 中国飞机强度研究所. 航空结构强度技术 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2013
Aircraft Strength Research Institute of China. Aviation structure strength technology [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2013
- 7 Liu Y S, Liu J, Shao X J, et al. Effect of roughness on fatigue life of open holes [J]. Key Engineering Materials, 2007 (348-349): 757-760
- 8 Goranson U G. Fatigue issues in aircraft maintenance and repairs [J]. International Journal of Fatigue, 1997, 19(1): S3-S21
- 9 Mrzyglod M, Zielinski A P. Parametric structural optimization with respect to the multiaxial high-cycle fatigue criterion [J]. Struct Multidisc Optim, 2007, 33(2): 161-171
- 10 曾建军. MATLAB 语言与数学建模 [M]. 合肥: 安徽大学出版社, 2005
Zeng Jianjun. MATLAB language and mathematical modeling [M]. Hefei: Anhui University Press, 2005
- 11 孙侠生. 民用飞机结构强度刚度设计与验证指南(3): 航空结构强度技术 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2012
Sun Xiasheng. Civil aircraft structural strength stiffness design and validation guide (3): Aviation structural strength technology [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2012
- 12 吉瑟. 歼八全机疲劳试验通过鉴定 [J]. 航空学报, 1989, 10(10): 488, 494
Ji Se. J8 Full-scale Aircraft fatigue test through identification [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1989, 10(10): 488, 494
- 13 解思适. 飞机设计手册, 第9册: 载荷、强度和刚度 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2001
Xie Sishi. Airplane design manual, 9th copy: load, strength and stiffness [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001
- 14 董彦民, 刘文挺, 杨超. 军用飞机结构耐久性设计的细节疲劳额定值方法 [J]. 航空学报, 2010, 31(12): 2357-2364
Dong Yanmin, Liu Wenting, Yang Chao. Military aircraft durability design method based on detail fatigue rating [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(12): 2357-2364

Simulation Study on Full-scale Aircraft Structure Fatigue Test Load Optimization Technology

LIU Chun-yan, TANG Ji-yun, QIANG Bao-ping, CHEN Kang, WANG Gao-li

(Aircraft Strength Research Institute of China, Xi'an 710065, China)

[Abstract] In full-scale aircraft structure fatigue test, it is required changing design load to test load. A load optimized mathematical model is built in this essay, using MATLAB fmincon function to solve this model. Objective function of optimization model includes all of the bending moment, shear force and the torque error, and introduces the weighted coefficient, in order for the different parts of aircraft to adjust bending, shear and torsion error percentage. The method simplifies the full-scale aircraft fatigue test load optimization, and the method has been successfully applied to a type of full-scale aircraft fatigue test.

[Key words] full-scale aircraft fatigue test test load optimization optimization model objective function constraint condition