

载荷谱的处理是一项约束条件多、难度大的优化过程。将整个优化过程分解为载荷分区、确定各分区典型分布、计算整体平衡及误差评估等四个主要部分,采用带约束最小二乘法,较好地解决了设计谱转化为试验实施谱这一飞机结构疲劳试验中的关键问题。

飞机结构疲劳试验载荷处理的工程优化

Engineering Optimization Method for Load Processing in Fatigue Test of Airplane Structure

◎ 郭兰中 / 兰州工业高等专科学校
王育鹏 / 西安飞机结构强度研究所
朱 琪 / 兰州工业高等专科学校

在飞机结构疲劳试验中,将设计谱转化为试验实施谱是其中的一个关键环节。载荷转化是否合理直接关系到试验的质量乃至试验的成败。在以往的试验中,设计方提供的载荷谱相对比较简单,试验方所需做的转化工作也比较少,这说明前两代飞机的设计和外载荷处理的技术比较成熟。随着飞机工业的发展,新型飞机特别是第三代飞机,在其设计、材料、工艺以及飞机操控等方面都采用了许多新的、先进的技术,同时,对试验也提出了更高的要求,其疲劳试验的设计载荷谱与以往相比具有许多新特点:设计方面主要表现在设计的先进性和重复性;载荷处理和试验方面主要表现在载荷情况多、载荷水平重、载荷分布连续性差、压心分散性大等。

以上这些新特点为载荷处理带来了许多困难,使得载荷谱的转化工作无论是对设计方还是试验方均是一项全新的、难度较大的课题

载荷谱处理的方法

载荷谱的处理是一项工程约束条件多、难度较大的优化工程。在载荷谱的处理过程中,需要考虑的因素很多,如载荷

的分布规律、载荷水平的轻重、试验件的结构、试验设备的限制等,要想一次把所有的因素都考虑进去,进行优化计算几乎是不可可能的。

经过不断地摸索研究,将整个优化过程分解为四个主要部分:载荷分区、确定各分区的典型分布、计算整体平衡以及误差评估。这四个部分是相对独立的子过程,同时它们又与其他辅助过程一起构成了一个大的、闭合的载荷谱优化处理的循环过程。

1. 载荷分区

载荷分区是载荷处理优化过程中非常重要的一个子过程,分区的合理性直接影响后续处理结果。载荷分区应遵循如下原则:1)翼面上活动的部分(如襟翼)一般不应分到固定部分上去;2)分到各块上的载荷之间相差不能太悬殊;3)在各块范围内,载荷压心变化不应太大;4)所分各块的结构应便于加载实施;5)各块上在各自的载荷作用下变形无很大的变化;6)在满足要求的条件下,尽量减少分区数目。依据上述原则,采用计算机直接交互分区法,即应用计算机直接把机翼上各气动节点的相对位置、在计算机屏幕上显示出来,初步给机翼分区,

并用不同的色彩标出不同分区的节点,计算出各分区压心,通过调整分区的大小和形状以减小各分区压心的分散性,从而确定合理的分区。

2. 确定各分区的典型分布

在各个分区中选择一种有代表性的载荷情况——典型分布,作为该区杠杆系统设计依据。采用节点载荷法确定各分区的典型分布,本方法充分考虑了各载荷情况合力的影响,所构造的目标函数如下:

$$S_2 = \sum_{j=1}^n \sum_{i=1}^m (P_{ij} - P_{ij}^*)^2 \quad (1)$$

式(1)中, S_2 为目标函数, P_{ij} 为节点设计载荷, P_{ij}^* 为节点试验载荷。

3. 整体平衡

在结构试验中进行载荷处理的主要目的是使试验能够比较准确地付诸实施。试验中施加的载荷必须满足整体平衡,只有这样才能使试验顺利、连续地实施。一般来说,在做完载荷分区及典型分布之后,整个飞机试验的整体平衡不一定满足,这就需要对各分区的载荷作适当的调整。常用的调整方法有:平衡点法、载荷微调法。但是,这两种方法存在一些共同的缺点,即误差的检验只能被动比较,且很难在计算过程中加入工程

约束,而这些约束有时与整体平衡同样重要。为了能同时满足上述两方面的要求,提出了“带约束最小二乘法”,实际应用证明本方法切实可行。

最小二乘法构造优化的目标函数为:

$$\min S_1(P) = \sum_{i=1}^n (P_i^* - P_i)^2 \quad (2)$$

P_i^* 为试验分区载荷合力; P_i 为设计分区载荷合力。

约束条件有:

1) 等式约束: 主要是总体平衡的要求: 等式约束函数 $h(\rho)$ 为:

$$h(\rho) = \begin{cases} \sum F = 0 \\ \sum M = 0 \end{cases} \quad (3)$$

式中 F 为剪力, M 为弯矩。

2) 不等式约束: 对于所要控制误差的切面 L , 控制它的弯、扭、剪等。不等式约束函数 $g(\rho)$ 为:

$$g(\rho) = \begin{cases} |M_L - M_L^*| / M_L^* \leq \varepsilon_{11} \\ |T_L - T_L^*| / T_L^* \leq \varepsilon_{12} \\ |Q_L - Q_L^*| \leq \varepsilon_{13} \end{cases} \quad (4)$$

式(4)中 M_L 、 T_L 、 Q_L 分别表示设计弯矩、扭矩、剪力, M_L^* 、 T_L^* 、 Q_L^* 分别表示试验弯矩、扭矩、剪力, ε_{11} 、 ε_{12} 、 ε_{13} 分别表示对应的误差限。

在优化时, 采用乘子罚函数的方法, 基本思路是通过引入松弛因子 δ_1 、 δ_2 、 δ_3 , 把不等式约束条件转化为等式约束:

$$\begin{cases} M_L + \delta_1 M_L^* = M_L^* \\ T_L + \delta_2 T_L^* = T_L^* \\ Q_L + \delta_3 Q_L^* = Q_L^* \end{cases} \quad (5)$$

通过引入罚因子 σ 与乘子 ω , ν 构造增广 lagrange 函数即乘子函数

$$\phi(P, \omega, \nu, \sigma) = S_1(P) + \frac{1}{2\sigma} [\max(0, \omega - \sigma g(P)) - \omega]^2 - \nu h(P) + \frac{\sigma}{2} h^2(P) \quad (6)$$

在先给定充分大的 σ 和 lagrange 乘子 ν , ω , 然后通过迭代的方法不断修正 ν , ω , 最后求出 P 的最优值。

4. 误差评估

可从以下三个方面对处理前后的误差加以评估: 1) 根据给定的各控制剖面, 分别统计剪力和力矩误差的分段分布, 从而达到对优化结果的误差有一个统计方面的了解。2) 计算并比较处理前后各

表 1 垂尾各加载分区压心坐标

区号	$Y(m)$	$Z(m)$	区号	$Y(m)$	$Z(m)$
1	15.464	3.502	6	13.486	1.241
2	14.663	3.011	7	15.159	1.701
3	13.617	2.117	8	15.451	2.266
4	15.113	2.179	9	15.841	2.939
5	12.182	1.205			

分区载荷的误差。3) 与静力试验中使用载荷进行比较。

同时, 应统计静力试验中使用载荷和处理后的载荷谱的各控制剖面, 加载分区, 加载节点上的最大载荷, 以避免出现局部载荷过大的情形, 确保试验安全。

通过上述方法基本可以解决试验中的载荷处理问题。

应用实例

某型飞机垂尾侧向载荷处理。

实验任务给出了 39 种载荷状态, 而在实际加载过程中, 还有与这 39 种载荷情况相应的关于安定面对称的 39 种载荷状态。在载荷处理的过程中, 按此 39 种载荷情况进行了计算, 然后作对称处理, 得到左右翼面的全部载荷分区和典型分布, 见图 1 所示。各加载分区压心的位置坐标见表 1。

为了说明上述载荷处理的合理性, 应给出各个给定控制剖面上的设计谱与处理后载荷谱的弯、扭、剪比较曲线。限于篇幅这里仅给出控制剖面 $Z > 1.868$ 的弯、扭、剪比较曲线, 如图 2~图 4 所示 (1~39 为试验

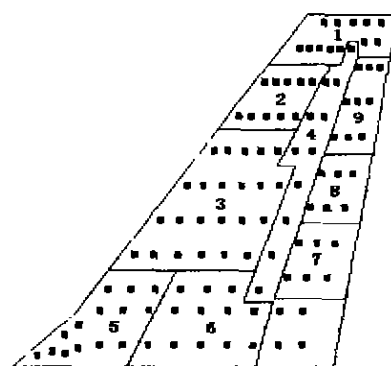


图 1 垂尾载荷分区图

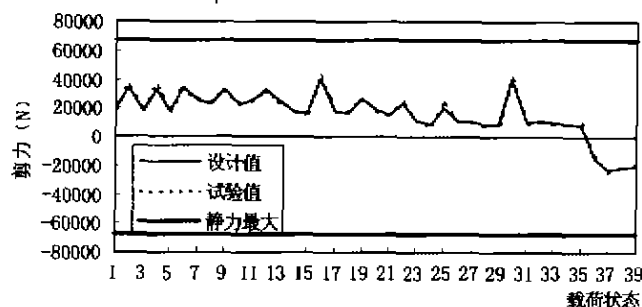


图 2 控制剖面 $Z \geq 1.868$ 剪力图

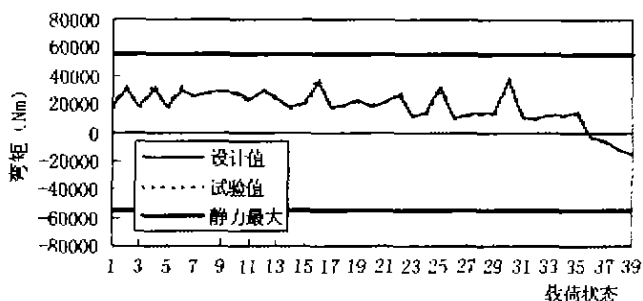


图 3 控制剖面 $Z \geq 1.868$ 弯矩图

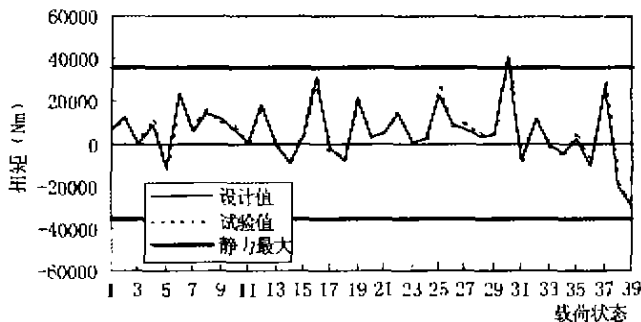


图 4 控制剖面 $Z \geq 1.868$ 扭矩图

任务书中所给出的 39 种载荷状态) 从图 2~图 4 可以看出, 载荷处理结果是比较理想的。从而说明了前述载荷处理方法的合理性。□