

引用格式: 王彬, 郑建军, 刘玮, 等. 基于考核目标等效的试验载荷处理方法[J]. 航空学报, 2023, 44(17): 228064. WANG B, ZHENG J J, LIU W, et al. Testing load transacting method based on assessment target equivalent[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2023, 44(17): 228064 (in Chinese). doi: 10.7527/S1000-6893.2023.28064

基于考核目标等效的试验载荷处理方法

王彬¹, 郑建军^{1,2,*}, 刘玮¹, 王高利¹

1. 中国飞机强度研究所 强度与结构完整性全国重点实验室, 西安 710065

2. 西安交通大学 航天航空学院 机械结构强度与振动国家重点实验室, 西安 710049

摘要: 在全尺寸结构强度试验中,需将原始理论载荷转化为试验实施载荷,载荷处理的结果直接关乎着试验考核的真实性和有效性。传统的载荷处理方法基于载荷等效,载荷处理完成后再对比数值分析结果,这种开环的载荷处理方法遇到复杂结构和载荷时通常效率和精度都大打折扣。提出了一种基于考核目标等效的试验载荷处理方法,将数值仿真分析结合到载荷处理过程中,搭建一种载荷优化设计-试验态分析-考核目标评估的闭环架构,以结构目标响应为评估判据和优化目标,结合灵敏度分析、遗传算法等智能优化算法,搜索试验态载荷最优解,大幅提高了载荷处理的效率和精度。在此基础上,基于MATLAB GUI平台开发了载荷处理软件,模块化地实现了灵敏度分析、载荷-响应矩阵计算、载荷优化设计等功能。将基于考核目标等效的载荷处理方法成功应用到某飞机升降舵结构载荷处理中,实现了试验考核目标响应误差精准控制。

关键词: 全尺寸试验; 载荷处理; 载荷等效; 考核目标等效; 灵敏度分析; 遗传算法

中图分类号: V216.1 **文献标识码:** A **文章编号:** 1000-6893(2023)17-228064-11

飞机全尺寸结构强度试验,通过在试验室中对飞机结构主动施加外载荷的方式模拟飞机在实际使用过程中遇到的各种极限受载情况^[1-3]。飞机结构在飞行过程中受到气动载荷、惯性载荷、增压载荷及发动机载荷等,着陆过程中还受到起落架载荷^[4]。全尺寸结构强度试验中,通常采用胶布带/拉压垫-杠杆系统、卡板加载系统、机身地板梁、假件接头等加载方法来简化模拟飞行中受到的各种载荷^[5-7]。准确的试验载荷施加是模拟飞机真实受载情况,以此有效考核飞机关键结构部位的关键^[8]。

试验载荷处理,即将离散的有限元节点载荷(气动载荷、惯性载荷、分离面载荷等)转化为试验室中可实施的相对集中的加载节点载荷(胶布

带、拉压垫等),以保证处理前后载荷等效^[9-10]。

刘冰等^[11]针对机翼大变形,提出了一种大展弦比飞机机翼静强度试验载荷处理技术,根据机翼变形结果进行试验载荷修正。何志全等^[12]研究了一种前缘缝翼全尺寸静力试验载荷处理方法,并针对机翼变形提出了一种斜加载优化方案。刘玮、袁伟等^[13-14]结合机身地板梁加载装置设计,研究了机身载荷处理与内力对比方法,提高了全尺寸试验机身加载精度。郭兰中等^[15]将疲劳试验载荷处理过程归纳为载荷分区、确定分布、整体平衡和误差评估4个主要部分,并利用最小二乘法构造典型分布、进行整体平衡计算。孟繁沛等^[16]提出对载荷误差求极值的方法实现最小误差控制的载荷计算,通过精度加权系数综合

收稿日期: 2022-09-28; 退修日期: 2023-01-10; 录用日期: 2023-03-10; 网络出版时间: 2023-03-15 09:59

网络出版地址: <https://hkxb.buaa.edu.cn/CN/Y2023/V44/I17/228064>

* 通信作者: E-mail: ylzj_86@163.com

控制误差的合理分配,实现载荷优化设计。刘春艳等^[17]构建了载荷处理的非线性规划模型,综合考虑弯矩、剪力和扭矩误差影响,并利用 Matlab 非线性规划函数进行载荷优化计算。

随着有限元数值仿真技术^[18-20]在飞机结构强度领域的普及应用,评价载荷处理结果,除了需要关心处理前后载荷是否等效外,最终还是要建立试验态和理论态结构目标响应的对应关系^[21-24]。通过试验态与理论态仿真分析结果对比,最终评判载荷处理结果的准确性和考核的有效性。传统的载荷处理方法,仅保证了处理前后载荷等效,往往需要多轮迭代才能得到符合要求的试验态载荷,较多的依赖试验人员经验。载荷处理的效率和精度,误差的实时评估都存在一定的局限性。

传统的基于载荷等效的试验载荷处理方法,在某些复杂结构复杂载荷情况下,很难满足试验载荷处理精度和效率要求。因此提出了一种基于考核目标等效的试验载荷处理方法,搭建了载荷优化设计-试验态分析-考核目标评估的闭环架构,以结构目标响应为评估判据,结合灵敏度分析^[25-26]、遗传算法^[27-28]等智能优化算法,搜索试验态载荷最优解,实现了载荷处理目标响应的精准控制。相比传统方法,大幅提高了关键部位的考核精度,缩减了试验载荷迭代次数。尤其对于多传力路径结构,解决了传统载荷处理方法需要多轮迭代、结构响应误差有效控制困难的痛点问题。目前已在某大型民机多个试验项目中取得应用。

1 研究思路

随着试验数值分析技术的快速发展,自然模型、精细模型等各级有限元模型的广泛应用,基于有限元模型+数值计算的试验载荷处理技术应运而生。

基于考核目标等效的试验载荷处理方法以结构目标响应为优化目标,在传统载荷处理方法保证载荷等效的基础上,使试验态和理论态目标响应(节点位移、节点力、单元应变等)趋于一致。将数值仿真技术融入到试验载荷处理过程中,构造一种载荷优化设计-试验态数值仿真分析-考核目标响应误差评估的闭环架构,使试验态考核目标响应精确收敛到理论态,减化载荷处理反复迭

代过程,实现了结构目标响应的精准控制。

在试验载荷处理,尤其是疲劳试验载荷处理中,几乎不可能保证试验态与理论态结构响应的完全一致。考核目标的选择,需要考虑结构整体变形,关键承载部位及薄弱部位应变覆盖,非考核部位承载安全性,对于静不定结构还有接头支反力等多种因素。考核目标选取的数量过多,将大大增加目标响应收敛的复杂性,通常需要对考核目标进行权重衡量及筛选,如复材相同铺层部位、结构相似细节部位的筛选,高载部位及结构薄弱部位的挑选等。

要实现基于考核目标等效的试验载荷处理,关键在于构造优化模型进行载荷优化计算,提出了基于灵敏度分析和基于遗传算法模型迭代的2种载荷优化计算方法。

1.1 基于考核目标等效+灵敏度分析的试验载荷快速收敛方法

灵敏度分析方法在结构优化设计、模型修正等领域广泛应用,准确的灵敏度分析可以提高收敛速度和精度。灵敏度分析的目的在于获得结构响应对设计变量的偏导数。在线弹性分析中,刚度矩阵不变的情况下结构响应对节点载荷的变化梯度是恒定的。结构响应(位移、应变)对加载节点载荷的灵敏度计算方法为

$$\mathbf{K}\mathbf{u} = \mathbf{P} \quad (1)$$

$$\frac{\partial \mathbf{K}}{\partial x_i} \mathbf{u} + \mathbf{K} \frac{\partial \mathbf{u}}{\partial x_i} = \frac{\partial \mathbf{P}}{\partial x_i} \quad (2)$$

$$\frac{\partial \mathbf{u}}{\partial x_i} = \mathbf{K}^{-1} \frac{\partial \mathbf{P}}{\partial x_i} \quad (3)$$

$$\boldsymbol{\varepsilon} = \mathbf{B}\mathbf{u} \quad (4)$$

$$\frac{\partial \boldsymbol{\varepsilon}}{\partial x_i} = \mathbf{B} \frac{\partial \mathbf{u}}{\partial x_i} \quad (5)$$

式中: \mathbf{K} 为结构刚度矩阵; \mathbf{u} 为节点位移列阵; \mathbf{P} 为节点载荷列阵; $\boldsymbol{\varepsilon}$ 为单元应变列阵; \mathbf{B} 为几何矩阵。

基于灵敏度分析的试验载荷处理,在确定加载节点和考核目标后,首先需要构造一种初始载荷分布,初始载荷分布需要满足载荷等效要求,保证试验态与理论态总载总矩不变,以及各控制剖面累积载荷误差满足要求。建立试验态有限元模型,进行仿真分析并提取初始分载结果下试验态考核目标响应(节点力、节点位移、单元应变

等),与理论态目标响应作差得到误差向量。在初始试验态分载基础上,计算各结构考核目标应对所有加载节点载荷的偏导数,组装考核目标响应-加载节点载荷灵敏度矩阵。对试验态加载节点载荷进行修正,在保证总载总矩和控制剖面误差的基础上,构造优化模型计算各加载节点最优载荷增量,使试验态与理论态关键部位结构响应趋于一致,载荷增量叠加初始载荷即得到试验态最终载荷。进行误差分析,确认各考核目标误差是否满足要求,如果误差不满足要求,可以通过调整加权系数,放大剖面误差等方法重新迭代计算。同时需要观察是否出现新的非预期大应变部位,如果出现非预期应力集中,可以通过增加新的优化目标响应、加载节点设限等方法来控制局部载荷,直到试验态载荷满足考核目标误差控制精度、结构承载安全要求,达到试验考核目的。载荷处理步骤如图1所示。

根据灵敏度矩阵 S 和误差向量 d_f 计算加载节点载荷增量 d_x ,构造优化模型。以节点载荷增量为设计变量,以总载总矩增量为零建立等式约束,以控制剖面误差限制作为不等式约束。

等式约束:

$$\sum d_{x_i} = 0 \quad (6)$$

$$\sum d_{M_i} = 0 \quad (7)$$

不等式约束:

$$\left| \sum d_{Q_l} \right| \leq \epsilon_{Q_l}^l \quad (8)$$

$$\left| \sum d_{M_l} \right| \leq \epsilon_{M_l}^l \quad (9)$$

$$\left| \sum d_{T_l} \right| \leq \epsilon_{T_l}^l \quad (10)$$

式中: ΔM_i 为 i 方向总力矩增量; d_{Q_l} 、 d_{M_l} 、 d_{T_l} 分别为第 l 个控制剖面剪力、弯矩、扭矩增量, $\epsilon_{Q_l}^l$ 、 $\epsilon_{M_l}^l$ 、 $\epsilon_{T_l}^l$ 分别为第 l 个控制剖面的剪力、弯矩和扭矩允许误差(根据试验任务书要求)。

目标函数的构建可以通过2种方法:

1) 二次规划方法,构造二次规划目标函数。

$$\min \frac{1}{2} d_x' \cdot H \cdot d_x + Q' \cdot d_x \quad (11)$$

其中:

$$H = 2 \cdot S' \cdot S \quad (12)$$

$$Q = -2 \cdot S' \cdot d_f \quad (13)$$

2) 非线性规划方法,构造非线性规划目标

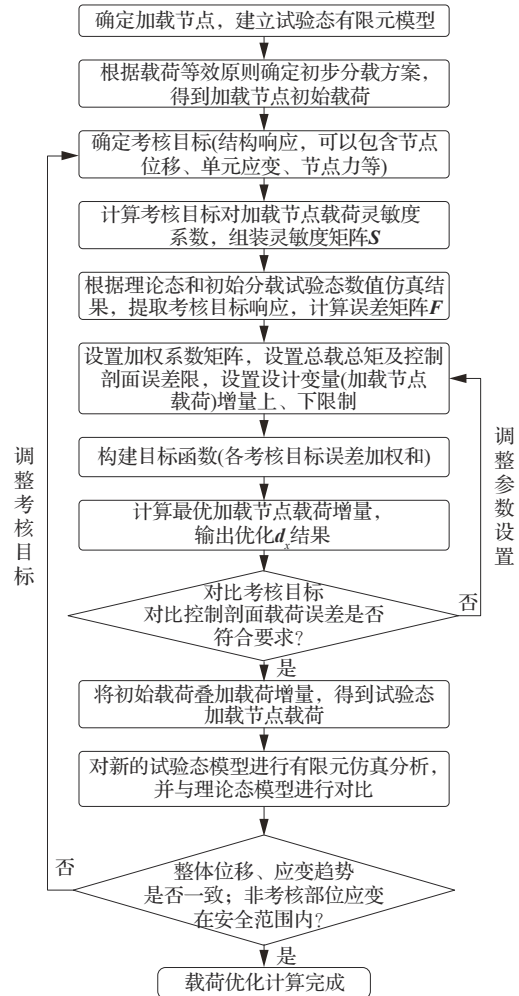


图1 基于灵敏度分析的载荷处理步骤

Fig. 1 Load handling process based on sensitivity analysis

函数。

$$\min (S \cdot d_x - d_f)' \cdot (S \cdot d_x - d_f) \quad (14)$$

利用 MATLAB 二次规划函数 quadprog、非线性规划函数 fmincon 进行求解,得到加载节点最优载荷增量。叠加初始载荷后得到试验态最终载荷。

1.2 基于考核目标等效+遗传算法响应迭代的试验载荷优化计算方法

遗传算法是模拟生物遗传及进化的一种自适应全局优化算法。基于遗传算法的自适应寻优算法,无需进行梯度计算,根据当前种群载荷下的结构响应误差计算适应度函数,通过载荷种群的选择、交叉、变异,寻找最优载荷个体。

基于遗传算法的试验载荷处理设计中,基因

是每一个加载节点,基因数目即为加载节点数量;染色体为加载节点组成的向量;上限和下限向量依据各加载节点的加载能力和结构局部承载能力而设定;根据总载总矩不变和控制剖面误差原则设置等式和不等式约束;目标函数为所有考核目标响应的误差平方和最小,由于目标响应数量级不一,可以采用将误差向量归一化或线性加权的方法修正目标函数。

基于考核目标等效+遗传算法响应迭代的试验载荷优化计算可以分为以下步骤,如图2所示。

步骤1 根据试验加载节点建立试验态有限元模型,确定结构考核目标(包括节点位移、单元应变、节点载荷等);提取理论态结构考核目标响应(作为对比基准)。

步骤2 搭建遗传算法优化模型:以加载节

点载荷为优化设计变量;根据加载节点的加载能力和结构局部承载能力设定加载节点载荷上、下限制;根据总载总矩不变和控制剖面误差原则建立等式和不等式约束。

步骤3 遗传算法参数设置:基因数目 N ,种群规模 N_p ,迭代次数 G ,交叉概率 P_c ,变异概率 P_m 。

步骤4 构建目标函数(各考核目标响应误差加权和)进行载荷迭代,同步进行考核目标响应计算及适应度计算。

步骤5 达到最大迭代次数,得到最优个体,输出优化结果(节点载荷、控制剖面误差、各考核目标响应误差)。

步骤6 对比各控制剖面误差及考核目标响应误差,如误差不满足要求,则调整参数(优化模型参数:控制剖面误差限制、加载节点载荷限制;遗传算法参数:种群规模 N_p ,迭代次数 G ,交叉概率 P_c ,变异概率 P_m ;目标函数参数设置:加权方式、加权系数)转入步骤2重新进行载荷迭代,直到误差满足要求。

步骤7 结果分析。根据新的试验态载荷再次进行有限元分析,和理论态对比分析结构的整体位移、应变,若不满足条件则返回步骤2。

基于考核目标等效+遗传算法响应迭代的试验载荷优化计算方法,关键在于计算种群的考核目标响应,提出了2种响应计算方法:

- 1) 根据每一代载荷种群更新结构有限元模型载荷卡片,进行仿真分析并提取结构考核目标响应。
- 2) 对于大模型,仿真分析和响应提取耗时较长。提出了一种改进的响应计算方法,构造结构响应-载荷矩阵,根据线弹性分析中的线性叠加原理,将目标响应计算过程转化为矩阵运算。

对于有 n 个加载节点, m 个优化目标响应的优化问题,随机生成 n 个染色体(加载节点向量) $\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2, \dots, \mathbf{x}_n$,生成载荷卡片后分别对其进行仿真分析,提取 n 个目标响应 r_1, r_2, \dots, r_n 。

将加载节点组合成矩阵:

$$\mathbf{X}_{n \times n} = \begin{bmatrix} \mathbf{x}'_1 \\ \mathbf{x}'_2 \\ \vdots \\ \mathbf{x}'_n \end{bmatrix} \quad (15)$$

将目标响应组合矩阵:

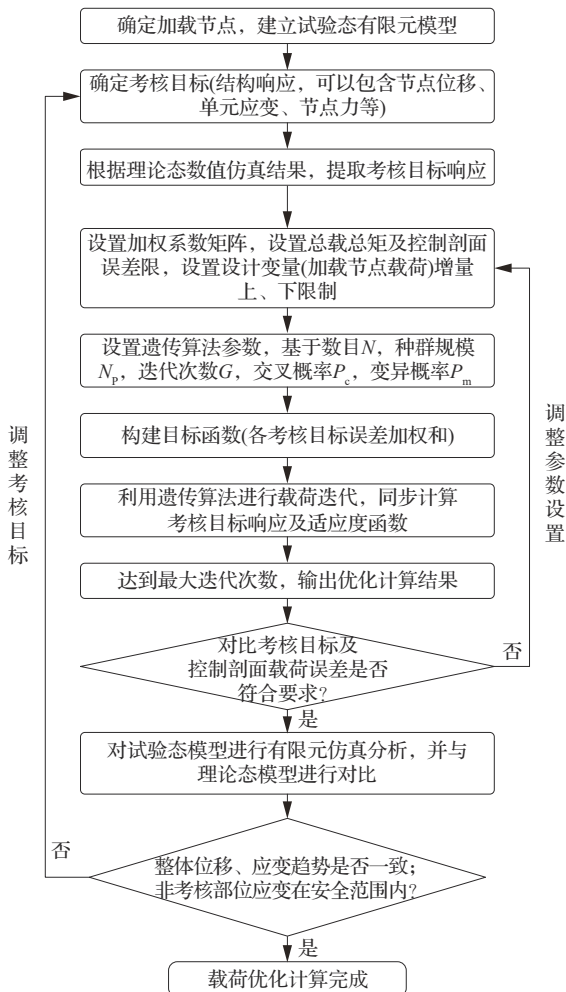


图2 基于遗传算法的载荷处理步骤

Fig. 2 Load handling process based on genetic algorithm

$$\mathbf{R}_{m \times n} = [\mathbf{r}_1 \ \mathbf{r}_2 \ \cdots \ \mathbf{r}_n] \quad (16)$$

对于任一染色体,可以表示为初始 n 种染色体的组合:

$$\mathbf{x}_{n \times 1} = \mathbf{X}_{n \times n} \cdot \mathbf{k}_{n \times 1} \quad (17)$$

计算组合向量:

$$\mathbf{k}_{n \times 1} = \mathbf{X}_{n \times n}^{-1} \cdot \mathbf{x}_{n \times 1} \quad (18)$$

则目标响应向量可表示为

$$\mathbf{r}_{m \times 1} = \mathbf{R}_{m \times n} \cdot \mathbf{k}_{n \times 1} \quad (19)$$

由此可以计算每一代群体的适应度函数。对于大模型的线弹性分析,可以节省计算资源,提高载荷处理效率。

1.3 优化目标病态改善

基于考核目标等效的试验载荷处理方法,优化目标为试验态与理论态模型响应误差最小化。当优化目标数量较多时,很难保证试验态所有目标响应与理论态一致,当不同的目标响应收敛存在冲突时,需要设置各目标响应权重系数来改善优化结果,保证主要考核目标。当目标响应类型较多时,由于各特征量(节点位移、节点载荷或单元应变等)存在数量级的差异,简单计算误差平方和的方法会导致部分目标不收敛,需要通过误差归一化、线性加权等方法改善目标函数,从而获得更优良的载荷处理结果。

1.3.1 灵敏度矩阵归一化

定义变换矩阵:

$$\mathbf{T}_x = \begin{bmatrix} 1/d_{x_1} & & & \\ & 1/d_{x_2} & & \\ & & \ddots & \\ & & & 1/d_{x_n} \end{bmatrix} \quad (20)$$

$$\mathbf{T}_f = \begin{bmatrix} 1/d_{f_1} & & & \\ & 1/d_{f_2} & & \\ & & \ddots & \\ & & & 1/d_{f_n} \end{bmatrix} \quad (21)$$

则灵敏度矩阵变换为

$$\bar{\mathbf{S}} = \mathbf{T}_f \cdot \mathbf{S} \cdot \mathbf{T}_x^{-1} \quad (22)$$

$$\bar{\mathbf{d}}_f = \mathbf{T}_f^{-1} \cdot \mathbf{d}_f \quad (23)$$

根据新的灵敏度矩阵和误差矩阵计算最优节点载荷增量 $\bar{\mathbf{d}}_x$,则实际加载节点载荷增量为

$$\mathbf{d}_x = \mathbf{S}^{-1} \cdot \mathbf{T}_f \cdot \mathbf{T}_f \cdot \mathbf{S} \cdot \mathbf{T}_x^{-1} \cdot \bar{\mathbf{d}}_x \quad (24)$$

1.3.2 误差向量归一化

当采用误差矩阵归一化方法时,当响应目标接近收敛时,归一化后的误差量级较小,可能会导致收敛不到最优结果,因此需要再同乘一个放大系数矩阵 \mathbf{W} 。

$$\bar{\mathbf{S}} = \mathbf{W} \cdot \mathbf{T}_f \cdot \mathbf{S} \quad (25)$$

$$\bar{\mathbf{d}}_f = \mathbf{W} \cdot \mathbf{T}_f \cdot \mathbf{d}_f \quad (26)$$

1.3.3 灵敏度矩阵平衡法

当考核目标中包含不同类型特征量时,灵敏度矩阵可以表示为

$$\mathbf{S} = \begin{bmatrix} \mathbf{S}_u \\ \mathbf{S}_f \\ \mathbf{S}_\varepsilon \end{bmatrix} \quad (27)$$

式中: \mathbf{S}_u 、 \mathbf{S}_f 、 \mathbf{S}_ε 分别代表位移、节点力和单元应变对加载节点载荷的灵敏度矩阵。

定义变化矩阵:

$$\mathbf{T} = \begin{bmatrix} \mathbf{I} & & \\ & \|\mathbf{S}_u\| / \|\mathbf{S}_f\| & \\ & & \|\mathbf{S}_u\| / \|\mathbf{S}_\varepsilon\| \end{bmatrix} \quad (28)$$

$$\bar{\mathbf{S}} = \mathbf{T} \cdot \mathbf{S} \quad (29)$$

$$\bar{\mathbf{d}}_f = \mathbf{T} \cdot \mathbf{d}_f \quad (30)$$

1.3.4 自定义加权法

实际载荷处理过程中,常常采用自定义的方法来调整不同响应之间的权重系数,并根据优化结果对权重系数进行适当调整。

$$\mathbf{W} = \begin{bmatrix} \mathbf{W}_u & & \\ & \mathbf{W}_f & \\ & & \mathbf{W}_\varepsilon \end{bmatrix} \quad (31)$$

式中: \mathbf{W}_u 、 \mathbf{W}_f 、 \mathbf{W}_ε 分别代表位移、节点力和单元应变的加权系数,且均为对角矩阵。结构的灵敏度系数矩阵和残差矩阵变为

$$\bar{\mathbf{S}} = \mathbf{W} \cdot \mathbf{S} \quad (32)$$

$$\bar{\mathbf{d}}_f = \mathbf{W} \cdot \mathbf{d}_f \quad (33)$$

1.3.5 分段加权法

在某些特殊的情况下,如为达到试验考核目的,对于结构关键考核部位,试验态的应变需要

覆盖理论态应变,此时可以接受微小正误差(试验态应变减理论态应变)的存在,而不允许负误差。对非考核部位,试验态应变可以与理论态一致,但为了避免结构出现非预期损伤,应变不能超过一个特定的范围,此时可以采用分段加权法。

$$\text{if } \begin{cases} W_i = 1 & d_{f_i} \geq 0 \\ W_i = 1 \times 10^{-8} & d_{f_i} < 0 \end{cases} \quad (34)$$

$$\text{if } \begin{cases} W_i = 1 & f_i \geq f_0 \\ W_i = 1 \times 10^{-8} & f_i < f_0 \end{cases} \quad (35)$$

基于灵敏度分析的载荷处理方法以加载节点载荷增量为设计变量,不需要实时迭代有限元模型,计算效率高,可以快速收敛得到最优解。基于遗传算法的载荷处理方法直接以加载节点载荷为设计变量,优化过程中需要实时迭代有限元模型进行仿真计算,对计算机性能有一定要求,大模型载荷计算效率较低。对于线弹性分析,可以先建立目标响应-节点载荷矩阵,再使用遗传算法进行加载节点载荷迭代,以提高大模型载荷处理效率。

2 载荷处理软件开发及应用

2.1 软件开发

在载荷处理理论分析的基础上,结合 MATLAB 强大的数学运算能力和 MSC. Nastran 有限元仿真计算能力,基于 MATLAB GUI 平台开发了试验载荷处理软件,可以实现灵敏度计算、目标响应-载荷矩阵计算,载荷优化计算、结果输出等功能。

软件采用模块化设计,具有良好的人机交互功能,方便进行数据交互,优化算法、加权系数设置、误差统计与筛选定位、优化参数日志记录,大幅提高了载荷处理效率。软件主界面见图 3。

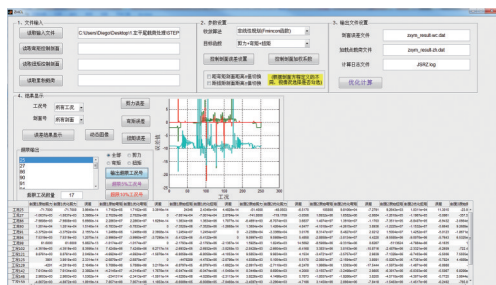


图 3 载荷处理软件主界面

Fig. 3 Main interface of load transacting software

2.2 某飞机升降舵载荷处理实例

某飞机升降舵为单梁式蜂窝结构,升降舵由 6 个铰链接头与 2 组作动器驱动接头与水平安定面相连接。根据升降舵结构形式和原始理论载荷分布,沿升降舵前缘和后缘各布置一排加载节点。传统的载荷处理方法是原始载荷等效到就近的加载节点上,保证累积到升降舵铰链轴总载总矩不变。由于处理后由分布载荷变为集中载荷,且升降舵为非静定支持方式,很难保证所有铰链接头和作动器驱动接头支反力与理论一致;对于一些结构重点考核部位,试验态的应变分布不能完全覆盖理论态分布,达不到试验考核目的;由于集中载荷的影响,试验态出现一些理论态中未出现的应变较大部位。

试验考核目标选取所有铰链接头和作动器驱动接头节点载荷、关键考核剖面单元应变。通过控制接头载荷保证试验态与理论态传力路径完全一致;通过控制关键考核剖面单元应变覆盖保证试验考核有效、准确。针对载荷处理过程出现的非预期高应变,增加部分非考核区域应变单元,控制其在安全的应变范围值内,以保证试验加载安全。

分别使用 2 种优化方法对试验态载荷进行修正和优化计算。2 种方法优化计算完成后,除了保证优化过程中考核目标满足条件外,还需对比试验态和理论态整体位移、变形趋势,观察有无新的大误差区域或试验态应力集中区域出现。如不满足要求,则可以调整考核目标、节点载荷设限、载荷误差范围等参数,重新进行优化计算,直到试验态载荷满足考核要求。

基于考核目标等效+灵敏度分析的载荷快速收敛方法,首先使用传统方法进行初步分载,并建立试验态有限元模型。计算结构目标响应(接头节点力、翼面应变)对设计变量(加载节点载荷增量)的灵敏度系数,组装灵敏度矩阵。根据理论态和初始试验态目标响应差值,建立误差矩阵。构造优化模型,建立总载总矩平衡方程,根据结构承载能力及设备加载能力建立加载节点载荷增量上、下限制,使用误差归一化方法设置各目标响应加权系数,使用二次规划优化算法

进行载荷迭代,获得加载节点载荷最优增量,叠加初始载荷后得到各加载节点载荷。

基于考核目标等效+遗传算法响应迭代的载荷优化计算方法,首先根据升降舵加载节点数量和结构考核目标响应(接头节点力、翼面应变),随机生成一组加载节点向量并对其进行数值仿真,提取目标响应后建立目标响应-载荷矩阵,以此计算每一代种群结构响应。搭建优化模型,设置加载节点载荷上、下限制,总载总矩平衡方程,使用误差归一化方法计算目标函数(各结构响应相对误差平方和最小)。设置遗传算法参数,基因数目 N (加载节点数)、种群规模 NP 、迭代次数 G 、交叉概率 P_c 和变异概率 P_m 。由于加载节点数量较多,为避免陷入局部最优解,将种群规模设置为200。通过载荷种群遗传、交叉变异,获得最优加载节点载荷。其适应度进化曲线如图4所示。

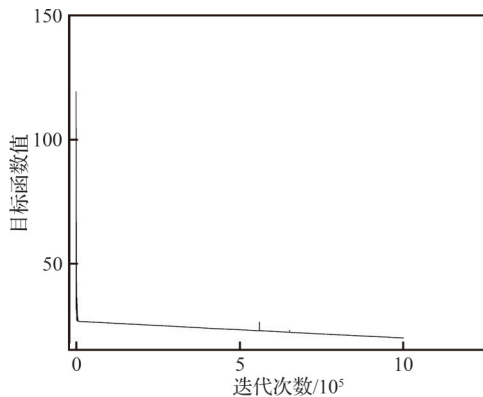


图4 遗传算法适应度进化曲线

Fig. 4 Fitness evolution curve of genetic algorithm

将从理论态、传统基于载荷等效方法(LE)、灵敏度分析方法(DSA)、遗传算法(GA)结果中提取的接头载荷进行对比,如图5所示。提取控制目标单元应变对比见表1。表1中,LE、DSA、GA分别为传统的基于载荷等效方法、灵敏度分析方法、遗传算法简称。表中3个单元均位于上壁板承载最严酷区域(控制目标)。理论态应变云图见图6,灵敏度分析方法试验态应变云图见图7,遗传算法试验态应变云图见图8。

根据图5,传统基于载荷等效方法与理论态对比最大误差为13.7%(5#接头);基于考核目标等效+灵敏度分析的结果,最大误差为2.3%(8、

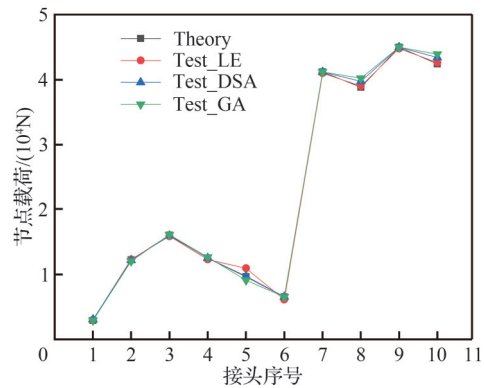


图5 试验态与理论态接头载荷对比

Fig. 5 Comparison between test state and theoretical state of joint forces

表1 控制区域应变对比

Table 1 Comparison of strain in control area

单元	理论态/ $\mu\epsilon$	试验态/ $\mu\epsilon$			备注
		LE	DSA	GA	
6 332 713	1 408	1 391	1 409	1 410	MISES
6 335 657	-1 618	-1 543	-1 617	-1 618	SHEAR
6 331 518	-1 476	-1 372	-1 476	-1 476	MINOR

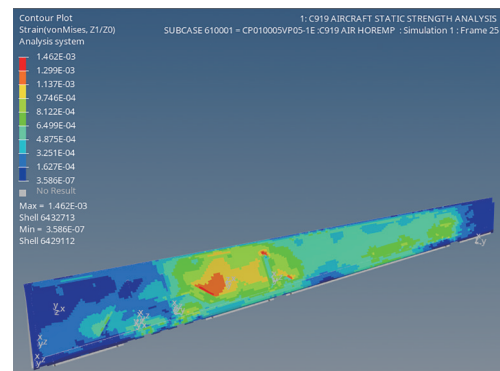


图6 理论态上壁板应变云图

Fig. 6 Strain contours of top wallboard in theoretical state

10#接头);基于考核目标等效+遗传算法的结果,最大误差为-5.66%(5#接头)。

根据表1,传统基于载荷等效方法与理论态对比最大误差为-7%,且上壁板承载最严重区域的应变绝对值均小于理论值(不满足考核要求);基于考核目标等效的2种方法,上壁板承载最严重区域(表中3个应变单元均为控制目标)应变误差最大为0.1%。

根据图6~图8,基于考核目标等效的2种方

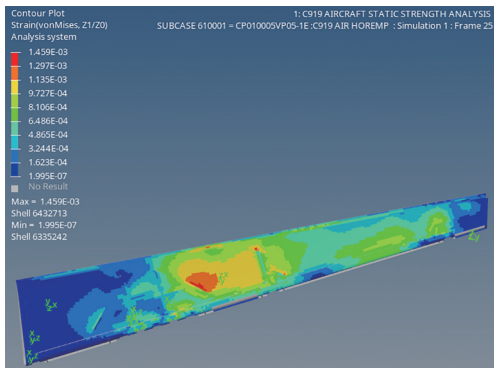


图7 基于灵敏度的试验态上壁板应变云图

Fig.7 Strain contours of top wallboard in test state based on sensitivity analysis

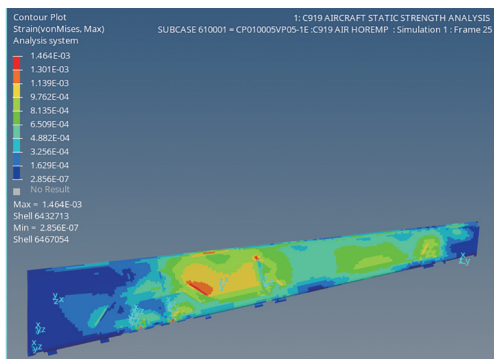


图8 基于遗传算法的上壁板应变云图

Fig.8 Strain contours of top wallboard in test state based on genetic algorithm

法得到的试验态升降舵上壁板应变云图与理论态分布基本一致。

优化过程中选择的接头节点载荷和应变单元都得到了精准控制,试验态传力路径准确,关键部位应变覆盖了理论态应变,试验考核精准有效。

3 结论

本文提出的基于考核目标等效的试验载荷处理方法,实现了考核区域节点载荷、位移、单元应变等目标响应的精准控制。搭建了载荷优化计算-试验态分析-考核效果评估的闭环架构,减化了载荷处理反复迭代过程,提高了载荷处理的精度和效率。尤其对于多传力路径结构,解决了传统载荷处理方法的痛点问题。

1) 研究了基于考核目标等效+灵敏度分析的试验载荷快速收敛方法,包括灵敏度矩阵计算

方法及优化模型构造方法。

2) 研究了基于考核目标等效+遗传算法响应迭代的试验载荷优化计算方法,并针对线弹性分析中大模型计算效率低问题,提出了改进的响应快速计算方法,构造模型响应-载荷矩阵替代迭代过程中模型分析和响应提取过程,提高了计算效率;

3) 针对结构响应类型多,数量级和优先级差异问题导致的收敛计算冲突难题,基于误差归一化、线性加权等方法提出了多种优化目标病态改善方法,使结构各类响应均能得到有效收敛。

4) 基于MATLAB GUI平台开发了载荷处理软件,并成功应用到某飞机升降舵结构试验中,验证了基于考核目标等效的2种计算方法的准确性和可靠性。

参 考 文 献

- [1] 强宝平. 全尺寸飞机结构试验技术[J]. 航空科学技术, 2012, 23(6): 10-13.
QIANG B P. Evaluation of full scale aircraft structure strength test technology [J]. Aeronautical Science & Technology, 2012, 23(6): 10-13 (in Chinese).
- [2] 郑建军, 唐吉运, 王彬文. C919飞机全机静力试验技术[J]. 航空学报, 2019, 40(1): 522364.
ZHENG J J, TANG J Y, WANG B W. Static test technology for C919 full-scale aircraft structure [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40 (1) : 522364 (in Chinese).
- [3] 王育鹏, 裴连杰, 李秋龙, 等. 新一代战斗机全机地面强度试验技术[J]. 航空学报, 2020, 41(6): 523482.
WANG Y P, PEI L J, LI Q L, et al. Full-scale aircraft strength test technology of next generation fighter [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(6) : 523482 (in Chinese).
- [4] 闫中午, 宗宁, 任文广, 等. 飞行载荷发展综述[J]. 航空工程进展, 2020, 11(6): 873-886.
YAN Z W, ZONG N, REN W G, et al. Development overview of flight loads [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2020, 11 (6) : 873-886 (in Chinese).
- [5] 卓轶, 吕媛波, 张文东. 飞机结构强度试验中拉压垫加载技术研究[J]. 科学技术与工程, 2016, 16(2): 244-248.
ZHUO Y, LÜ Y B, ZHANG W D. The research of tension/compression pad load technique in structure strength test [J]. Science Technology and Engineering, 2016, 16(2): 244-248 (in Chinese).

- [6] 郭琼, 刘玮, 裴连杰, 等. 全尺寸复合材料机身筒段静力/疲劳试验技术[J]. 航空学报, 2022, 43(6): 525816.
GUO Q, LIU W, PEI L J, et al. Static and fatigue test technology for full-scale composite fuselage barrels [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(6): 525816 (in Chinese).
- [7] 崔明, 冯建民, 米征, 等. 大型无人机主结构耐久性试验加载技术[J]. 航空学报, 2022, 43(6): 525887.
CUI M, FENG J M, MI Z, et al. Loading technology for main structure of large UAV durability test [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(6): 525887 (in Chinese).
- [8] 孙侠生, 苏少普, 孙汉斌, 等. 国外航空疲劳研究现状及展望[J]. 航空学报, 2021, 42(5): 524791.
SUN X S, SU S P, SUN H B, et al. Current status and prospect of overseas research on aeronautical fatigue [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(5): 524791 (in Chinese).
- [9] 王正平, 韩鸿源. 飞机结构试验载荷演算方法研究[J]. 西北工业大学学报, 1999, 17(4): 649-652.
WANG Z P, HAN H Y. A method for load calculation in aircraft structure test [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 1999, 17(4): 649-652 (in Chinese).
- [10] 王育鹏, 田文朋, 宋鹏飞, 等. 民机全机疲劳试验综合加速技术研究与验证[J]. 航空学报, 2022, 43(5): 224919.
WANG Y P, TIAN W P, SONG P F, et al. Research and verification of comprehensive acceleration technology for civil aircraft full-scale fatigue test [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(5): 224919 (in Chinese).
- [11] 刘冰, 张贇, 刘玮, 等. 基于误差控制的大展弦比机翼静强度试验载荷处理技术[J]. 科学技术与工程, 2017, 17(30): 356-360.
LIU B, ZHANG Y, LIU W, et al. Load process technology based on error control for static strength test of high-aspect ratio wing [J]. Science Technology and Engineering, 2017, 17(30): 356-360 (in Chinese).
- [12] 何志全, 刘杨, 李泽江. 大型民用飞机缝翼全尺寸静力试验载荷设计[J]. 航空学报, 2019, 40(2): 522197.
HE Z Q, LIU Y, LI Z J. Load design for full scale static test of slat on large civil aircraft [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(2): 522197 (in Chinese).
- [13] 刘玮, 滕青, 刘冰. 基于地板结构的机身双层双向加载技术[J]. 航空学报, 2018, 39(5): 221712.
LIU W, TENG Q, LIU B. Double-deck bi-directional loading technology based on airliner cabin floor structure [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(5): 221712 (in Chinese).
- [14] 袁伟. 基于地板梁系统的民机全尺寸静力试验机机身载荷处理研究[J]. 机械设计与制造工程, 2020, 49(11): 77-80.
YUAN W. Research on fuselage load transacting in civil aircraft full-scale static test based on floor beam system [J]. Machine Design and Manufacturing Engineering, 2020, 49(11): 77-80 (in Chinese).
- [15] 郭兰中, 王育鹏, 朱琪. 飞机结构疲劳试验载荷处理的工程优化[J]. 航空工程与维修, 2001(3): 19-20.
GUO L Z, WANG Y P, ZHU Q. Engineering optimization of load handling in fatigue test of aircraft structure [J]. Aviation Engineering & Maintenance, 2001(3): 19-20 (in Chinese).
- [16] 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 F P, WANG J B, LI L F, et al. Optimum design of fatigue testing loads for airplane structures [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2001, 22(6): 553-555 (in Chinese).
- [17] 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 C Y, TANG J Y, QIANG B P, et al. Simulation study on full-scale aircraft structure fatigue test load optimization technology [J]. Science Technology and Engineering, 2019, 19(7): 284-288 (in Chinese).
- [18] 黄勇, 李三平. 民用飞机结构强度设计中的全机精细有限元分析技术及其应用[J]. 计算机辅助工程, 2018, 27(3): 35-38, 53.
HUANG Y, LI S P. Global detailed finite element analysis technique and its application in structural strength design of civil aircraft [J]. Computer Aided Engineering, 2018, 27(3): 35-38, 53 (in Chinese).
- [19] 万春华, 段世慧, 聂小华, 等. 大型航空结构有限元数值模拟方法研究[J]. 机械科学与技术, 2018, 37(5): 816-820.
WAN C H, DUAN S H, NIE X H, et al. Study on finite element modeling for large aircraft structures [J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2018, 37(5): 816-820 (in Chinese).
- [20] 郭伟毅. 民机全机有限元计算方法研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2013(2): 18-20.
GUO W Y. Research on full-scale FEA method of civil aircraft [J]. Civil Aircraft Design & Research, 2013(2): 18-20 (in Chinese).
- [21] 赵峻峰, 李三平, 李强. 民用飞机机体结构静强度验证[J]. 民用飞机设计与研究, 2020(2): 1-5.
ZHAO J F, LI S P, LI Q. Static strength verification of civil aircraft body structure [J]. Civil Aircraft Design & Research, 2020(2): 1-5 (in Chinese).

- [22] 袁伟. 民用飞机机身节点载荷计算方法研究[J]. 机械设计与制造工程, 2021, 50(6): 43-46.
YUAN W. Research on calculation method of civil aircraft fuselage grid force[J]. Machine Design and Manufacturing Engineering, 2021, 50(6): 43-46 (in Chinese).
- [23] 魏腾飞, 吴强. 民用飞机襟翼有限元节点载荷计算方法研究[J]. 机械设计与制造工程, 2021, 50(3): 59-62.
WEI T F, WU Q. Research on finite element node loads calculation method for flap of civil aircraft[J]. Machine Design and Manufacturing Engineering, 2021, 50(3): 59-62 (in Chinese).
- [24] 袁伟, 李三平. 民机精细化模型紧固件载荷处理[J]. 中国科技信息, 2016(8): 52-53.
YUAN W, LI S P. Load treatment of fasteners in refined model of civil aircraft[J]. China Science and Technology Information, 2016(8): 52-53 (in Chinese).
- [25] 郭力, 李兆霞, 高效伟. 基于复域灵敏度分析的静力模型修正方法研究[J]. 工程力学, 2010, 27(8): 100-106.
GUO L, LI Z X, GAO X W. Static model updating method via complex domain sensitivity analysis[J]. Engineering Mechanics, 2010, 27(8): 100-106 (in Chinese).
- [26] 胡志远, 浦耿强, 高云凯. 轻型客车车身刚度灵敏度分析及优化[J]. 机械强度, 2003, 25(1): 67-70, 94.
HU Z Y, PU G Q, GAO Y K. Sensitivity analysis and optimization for light-bus body stiffness [J]. Journal of Mechanical Strength, 2003, 25(1): 67-70, 94 (in Chinese).
- [27] 丁玲, 孙辉, 贾宏光, 等. 应用遗传算法优化设计机翼复合材料蜂窝夹层结构蒙皮[J]. 光学精密工程, 2014, 22(12): 3272-3279.
DING L, SUN H, JIA H G, et al. Optimization design of composite wing skin with honeycomb sandwich by genetic algorithm [J]. Optics and Precision Engineering, 2014, 22(12): 3272-3279 (in Chinese).
- [28] 王平, 郑松林, 吴光强. 基于协同优化和多目标遗传算法的车身结构多学科优化设计[J]. 机械工程学报, 2011, 47(2): 102-108.
WANG P, ZHENG S L, WU G Q. Multidisciplinary design optimization of vehicle body structure based on collaborative optimization and multi-objective genetic algorithm [J]. Journal of Mechanical Engineering, 2011, 47(2): 102-108 (in Chinese).

(责任编辑: 张晗)

Testing load transacting method based on assessment target equivalent

WANG Bin¹, ZHENG Jianjun^{1,2,*}, LIU Wei¹, WANG Gaoli¹

1. *National Key Laboratory of Strength and Structural Integrity, Aircraft Strength Research Institute of China, Xi'an 710065, China*

2. *State Key Laboratory for Strength and Vibration of Mechanical Structures, School of Aerospace, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China*

Abstract: Transformation of the original theoretical load into the testing implementation load is necessary in the ground structure strength test, the results of which directly determine the authenticity and validity of the test. The traditional load transacting method compares the numerical analysis results after load transaction based on load equivalent, and the efficiency and accuracy of this open-loop control method are often reduced significantly when encountering complex structures and loads. We propose a testing load transaction method based on the assessment target equivalent, and combine the numerical simulation analysis with the load transacting process. A closed structure of load optimization, testing state simulated analysis and assessment target evaluation is established. The structural target response is taken as the evaluation criterion and optimization objective. Using the sensitivity analysis and genetic algorithm, this method significantly improves the efficiency and accuracy of load transacting. Furthermore, we develop load transacting software based on the MATLAB GUI platform, implementing a variety of functions modularized, such as the sensitivity analysis, load-response matrix calculation, and load optimization design. This method is then applied to the elevator structure load transacting process, realizing precise control of the assessment target error in the load transacting process.

Keywords: full scale aircraft test; load transacting; load equivalent; assessment target equivalent; sensitivity analysis; genetic algorithm

Received: 2022-09-28; **Revised:** 2023-01-10; **Accepted:** 2023-03-10; **Published online:** 2023-03-15 09:59

URL: <https://hkxb.buaa.edu.cn/CN/Y2023/V44/I17/228064>

* **Corresponding author.** E-mail: ylzjj_86@163.com