

文章编号: 1674-8190(2025)01-158-11

模块化机翼初步结构设计方法

樊福磊¹, 李毅¹, 陈春颖¹, 贾兆虎²

(1. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

(2. 西安爱生技术集团公司, 西安 710065)

摘要: 飞机模块化设计可以增加飞机的任务类型, 降低成本。在机翼模块化结构设计初期, 由于翼尖变形量不明确导致无法衡量不同展长机翼的结构刚度特征对系统目标函数(结构质量最小)的贡献差异。针对上述问题, 在灵敏度协调优化方法的基础上, 系统级中引入各子系统级的权重系数模拟实际设计工作中不同子系统对系统目标函数的贡献存在差别的现象, 并给出不同展长机翼结构(不同子系统级)的权重系数的计算方法, 形成含子系统级权重的灵敏度协调优化方法; 通过模块化桁架和模块化机翼结构优化算例的求解, 对模块化机翼初步结构设计方法进行验证。结果表明: 含子系统级权重的灵敏度协调优化方法能够获得既满足强度要求又具有一定刚度的模块化机翼初步结构。

关键词: 模块化飞机; 模块化结构; 结构优化; 灵敏度协调优化; 子系统权重

中图分类号: V214

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2025.01.19

Preliminary structural design method for modular wing

FAN Fulei¹, LI Yi¹, CHEN Chunying¹, JIA Zhaohu²

(1. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

(2. Xi'an Aisheng Technology Corporation, Xi'an 710065, China)

Abstract: Aircraft modular design can increase the types of missions and reduce costs. In the initial stage of wing modular structure design, the unclearness of wingtip deformation limits the ability to assess the contribution differences of structural stiffness characteristics among wings with different spans to the system objective function (minimal structural weight). Aiming at the above problems, the weight coefficients of each subsystem level in the system level is introduced on the basis of the sensitivity coordinated optimization method to simulate the phenomenon that different subsystems contribute differently to the objective function of the system in the actual design work, and the computation methods of weight coefficients of the wing structures with different spreading lengths (different subsystems levels) is given. The sensitivity coordinated optimization method with subsystem level weights is formed. The preliminary structure design method of modular wing is verified by solving the modular truss and modular wing structure optimization example. The results show that the sensitivity-coordinated optimization method that includes subsystem weights can obtain a modular wing preliminary structure that satisfies both strength requirements and a certain degree of stiffness.

Key words: modular aircraft; modular structure; structural optimization; sensitivity coordinated optimization; subsystem weights

收稿日期: 2023-08-29; 修回日期: 2023-12-11

通信作者: 李毅(1981-), 男, 博士, 副教授。E-mail: Liyi504@nwpu.edu.cn

引用格式: 樊福磊, 李毅, 陈春颖, 等. 模块化机翼初步结构设计方法[J]. 航空工程进展, 2025, 16(1): 158-168.

FAN Fulei, LI Yi, CHEN Chunying, et al. Preliminary structural design method for modular wing[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2025, 16(1): 158-168. (in Chinese)

0 引言

随着航空结构设计和制造水平的不断提高,追求任务的多样化和产品的经济性成为一大趋势。其中,模块化飞机设计作为一种可同时兼顾多任务需求和经济性的飞机设计思想,在航空航天领域引起了广泛关注^[1-6]。模块化飞机设计是指在飞机的初步设计阶段,考虑各个机型通用的部件,将通用的部件作为飞机平台,通过添加或替换专用模块形成相应的飞机型号^[7-9]。飞机模块化可以解决定制化生产和批量化生产之间的矛盾,降低飞机研发和制造成本;扩展飞机的用途和类型,满足不同的任务要求;降低飞机维修和维护费用,减少采购成本和库存等^[9-11]。

目前模块化飞机设计思想已在一部分飞机上得到了应用。如“海神号”飞机,可以根据不同的任务采用不同的机身模块和相应的外翼模块^[12];联合攻击机 JSF 计划为不同军种设计一个通用飞机平台,在此基础上衍生出 3 种不同的型号,零件通用性达到 80% 以上^[13-14];商用飞机的设计中也开始采用通用化策略,例如空客 A320 系列各机型之间具有驾驶舱和操作的通用性^[15]。

为实现飞机的模块化设计,需要开展飞机模块化结构设计。目前模块化结构参数优化设计方法分为单级优化方法和多级优化方法两类。对于较简单的产品优化设计,大多采用单级优化方法,该类方法基于某种优化算法,例如 D'Souza 等^[16]采用遗传算法完成了飞机族的概念设计;Willcox 等^[17]采用序列二次规划法完成了 BWB 模块化飞机设计。当优化问题较为复杂时,特别是子系统数量较多或产品较为复杂,此时有必要采用多级优化方法,该类方法通过问题分解降低了问题的复杂程度。雍明培^[18]提出了一个面向产品族设计的二级优化方法,并进行了模块化机翼的优化设计,但是子系统级优化嵌套于系统级优化,优化效率较低;Zou J 等^[19]提出了灵敏度协调优化方法,并用该方法进行了机翼的模块化结构优化设计,该方法的主要特点是利用灵敏度信息构建了一个系统协调级,消除了二级优化嵌套优化的问题。但是系统级在协调时还未考虑各个子系统级的权重。

作为飞机主要结构部件之一的机翼,在其初步结构设计阶段,翼尖变形量的设计要求通常根据设计者的经验来确定,并没有明确的取值,此时,若开展不同展长的模块化机翼结构设计,翼尖变形量无法作为子系统级优化问题的设计约束,由于不同展长机翼结构的弯曲刚度是不同的,其对系统目标函数(结构质量最小)的贡献也存在差异,在模块化机翼结构设计中需要模拟这种现象。比如在具有不同展弦比的模块化机翼初步结构设计中,大展弦比的机翼具有细长的几何特征,需要付出更多的结构质量代价来保证其翼尖变形量在可以接受的范围内;而小展弦比机翼具有粗短的几何特征,有利于其获得更好的结构刚度,其翼尖变形量也更小,能以较小的结构质量代价达到满足要求的翼尖变形量。

针对上述问题,本文在灵敏度协调优化方法的基础上,在系统级中引入各子系统级的权重系数,通过调整各子系统级的权重系数模拟不同子系统对系统目标函数的贡献差异,并根据机翼结构的受力特征,给出不同展长机翼结构的权重系数的计算方法,形成含子系统权重的灵敏度协调优化方法,并将含有子系统权重的灵敏度协调优化方法应用到模块化机翼初步结构设计中。

1 灵敏度协调优化方法

灵敏度协调优化方法是一种基于分解的多级优化方法,它将优化问题分解为多个子系统级优化问题和一个系统级协调问题。其中每个子系统级负责优化一个结构(即一个子系统),每个结构的构成如图 1 所示。

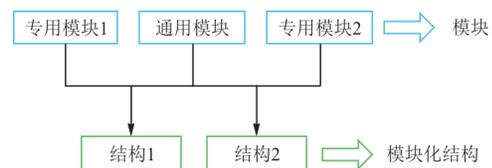


图 1 模块化结构实现方式

Fig. 1 Modular structure implementation

在灵敏度协调优化方法中,每个子系统级对一个子系统问题进行优化,优化变量包括共享变量(通用模块中的变量) x_{sj} 以及该子系统问题的局部变量(专用模块中的变量) x_{li} 。系统级在利用灵敏度信息的基础上对各个子系统级返回的不同共

共享变量进行一致性协调,然后将协调后的共享变量 x_s 返回给各子系统级。其求解过程是在系统级和各子系统级之间交替迭代进行,直到满足收敛条件^[9]。基本计算框架如图 2 所示。

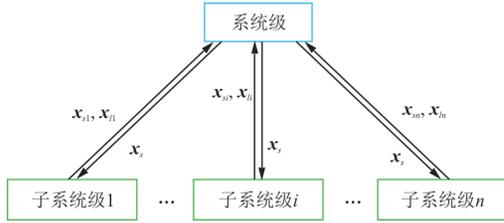


图 2 灵敏度协调优化方法基本计算框架
Fig. 2 Basic calculation framework of sensitivity coordination optimization method

1.1 系统级的构造

系统级的目标是使所有子系统级的共享变量达到相同的值,在利用灵敏度信息的基础上分析性能损失和约束违反。系统级是一个无约束最小化问题,定义如下:

$$\begin{cases} \text{find } x_s \\ \min \sum_{i=1}^n (\tilde{f}_i - f_i^*)^2 + \sum_{i=1}^n \sum_{g_{ij} \in G_i} \max^2(\tilde{g}_{ij}, 0) \\ \text{s. t. 无约束} \end{cases} \quad (1)$$

式中: f_i^* 为第 i 个子系统级返回的最优目标值; \tilde{f}_i 和 \tilde{g}_{ij} 分别为子系统级 i 的目标函数 f_i 和约束 g_{ij} 在同一个共享变量 x_s 处基于一阶线性近似模型的估计值。

$$\begin{cases} \tilde{f}_i \approx (\nabla f_i^{x_{si}^*, x_{li}^*})^\top (x_s - x_{si}^*) + f_i^*(x_{si}^*, x_{li}^*) \\ \tilde{g}_{ij} \approx (\nabla g_{ij}^{x_{si}^*, x_{li}^*})^\top (x_s - x_{si}^*) + g_{ij}^*(x_{si}^*, x_{li}^*) \end{cases} \quad (2)$$

式中: (x_{si}^*, x_{li}^*) 为子系统级 i 返回的最优解; $\nabla f_i^{x_{si}^*, x_{li}^*}$ 和 $\nabla g_{ij}^{x_{si}^*, x_{li}^*}$ 为子系统级 i 的目标函数 f_i 和约束 g_{ij} 在点 (x_{si}^*, x_{li}^*) 处的关于共享变量 x_s 的灵敏度导数向量。

1.2 子系统级的构造

子系统级的优化目标由两部分组成,一是子系统级目标(原灵敏度协调优化方法为全局目标,即各个子系统级目标的函数,由于每个子系统级中其他子系统级的目标为固定的常数项,故简化为子系统级目标),二是罚函数。每个子系统问题对应一个相应的子系统级,以子系统级 i 为例,子系统问题可以表述为

$$\begin{cases} \text{find } (x_{si}, x_{li}) \\ \min f_i(x_{si}, x_{li}) + \pi_i(c_i) \\ \text{s. t. } g_i(x_{si}, x_{li}) \leq 0 \end{cases} \quad (3)$$

式中: $\pi_i(c_i)$ 为罚函数,其作用是引导子系统级 i 的共享变量 x_{si} 趋于系统级经过协调后的共享变量 x_s , $c_i = x_s - x_{si}$; f_i 为子系统 i 的优化目标。

为使优化问题收敛且各子系统的共享变量满足一致性要求,罚函数的形式选择广义拉格朗日罚函数,表示为

$$\pi_i(c_i) = v_i^\top (x_s - x_{si}) + \|w_i^\circ (x_s - x_{si})\|_2^2 \quad (4)$$

式中: v_i 为乘子向量; w_i 为罚参数向量,符号 $^\circ$ 表示两个向量之间的每两个对应元素分别相乘。

每次循环后 v_i 和 w_i 按照以下公式进行更新:

$$\begin{cases} v_i^{k+1} = v_i^k + 2w_i^k \circ w_i^k c_i^k \\ w_i^{k+1} = \begin{cases} w_i^k & (\|c_i^k\| \leq \gamma \|c_i^{k-1}\|) \\ \beta w_i^k & (\|c_i^k\| > \gamma \|c_i^{k-1}\|) \end{cases} \end{cases} \quad (5)$$

其中 $\beta \geq 1, 0 < \gamma < 1$,为了加快收敛,通常选择 $2 \leq \beta \leq 3, \gamma = 0.25$ 。

灵敏度协调优化方法的求解过程是在系统级和各子系统级之间交替迭代进行,当满足收敛条件时,优化结束。收敛条件由两部分组成:一部分为全局目标收敛条件,另一部分为一致性协调容差收敛条件。

全局目标函数为各个子系统级目标的函数,表示为

$$F = F(f_1, \dots, f_n) \quad (6)$$

全局目标收敛条件为两次迭代中全局目标的相对变化值小于设定值,表示为

$$\left| \frac{F^k - F^{k-1}}{F^{k-1}} \right| \leq \epsilon_F \quad (7)$$

一致性协调容差收敛条件为系统级协调的共享变量与各子系统级优化的共享变量向量差的二范数小于设定的值,表示为

$$\max \|x_s - x_{si}\|_2 \leq \epsilon_x \quad (i = 1, \dots, n) \quad (8)$$

式中: ϵ_F 和 ϵ_x 分别为相应的收敛参数。当两个收敛条件同时满足,优化结束。

1.3 灵敏度分析

以子系统级 i 优化为例,当最优解 x_{si}^* 发生变化时,最优值处的 x_{li}^* 也会随之改变,此时可将局部变量 x_{li} 视为共享变量 x_{si} 的函数。这种情况下 $\nabla f_i^{x_{si}^*, x_{li}^*}$

的求解形式可以表示为

$$\nabla f^{x_{si}^*} = \left. \frac{\partial f_i}{\partial x_{si}} \right|_{x_{si}^*, x_{li}^*} = \left(\frac{\partial f_i}{\partial x_{si}} \right) + \left(\frac{\partial f_i}{\partial x_{li}} \right) \left(\frac{\partial x_{li}}{\partial x_{si}} \right) \quad (9)$$

$\frac{\partial f_i}{\partial x_{si}}$ 和 $\frac{\partial f_i}{\partial x_{li}}$ 可通过有限差分法求得,为了得到 $\frac{\partial x_{li}}{\partial x_{si}}$, 首先将最优共享变量 x_{si}^* 视作固定参数,不再作为设计变量,其次由于罚函数与局部变量无关,子系统级 i 可以退化为如下形式:

$$\begin{cases} \text{find } x_{li} \\ \min f_i(x_{si}^*, x_{li}) \\ \text{s. t. } g_i(x_{si}^*, x_{li}) \leq 0 \end{cases} \quad (10)$$

此时通过对 x_{si}^* 进行扰动,进行多次优化即可得到 $\frac{\partial x_{li}}{\partial x_{si}}$, 但缺点是计算代价较大。灵敏度分析通过利用最优点处的 K-T 条件、拉格朗日乘子向量 λ 和一些假设即可绕过求 $\frac{\partial x_{li}}{\partial x_{si}}$, 而得到灵敏度导数。

K-T 条件:若 (x_{si}^*, x_{li}^*) 为上述优化问题的局部最优点,且有效约束关于局部变量的雅克比矩阵 A 满秩,则存在由常数 $\lambda_j \geq 0$ 组成的列向量 λ 使得:

$$\frac{\partial f_i(x_{si}^*, x_{li}^*)}{\partial x_{li}^*} + \lambda^T \frac{\partial g_i(x_{si}^*, x_{li}^*)}{\partial x_{li}^*} = 0 \quad (11)$$

$g_i(x_{si}^*, x_{li}^*)$ 是有效约束,即 $g_{ij}(x_{si}^*, x_{li}^*) = 0$, 则有:

$$\lambda_j g_{ij}(x_{si}^*, x_{li}^*) = 0 \quad (12)$$

假设共享变量 x_{si}^* 发生扰动过程中有效约束集不发生改变,则有:

$$\frac{d[\lambda^T g_i(x_{si}^*, x_{li}^*)]}{dx_{si}^*} = 0 \quad (13)$$

因此有:

$$\frac{df_i(x_{si}^*, x_{li}^*)}{dx_{si}^*} = \frac{d[f_i(x_{si}^*, x_{li}^*) + \lambda^T g_i(x_{si}^*, x_{li}^*)]}{dx_{si}^*} \quad (14)$$

根据复合函数求导法展开式(14),并结合 K-T 条件,即可求得:

$$\frac{df_i(x_{si}^*, x_{li}^*)}{dx_{si}^*} = \frac{\partial [f_i(x_{si}^*, x_{li}^*)]}{\partial x_{si}^*} + \lambda^T \frac{\partial g_i(x_{si}^*, x_{li}^*)}{\partial x_{si}^*} \quad (15)$$

此时,已求得灵敏度导数向量 $\nabla f^{x_{si}^*}$ 为

$$\nabla f^{x_{si}^*} = \frac{\partial [f_i(x_{si}^*, x_{li}^*)]}{\partial x_{si}^*} + \lambda^T \frac{\partial g_i(x_{si}^*, x_{li}^*)}{\partial x_{si}^*} \quad (16)$$

$\frac{\partial [f_i(x_{si}^*, x_{li}^*)]}{\partial x_{si}^*}$ 和 $\frac{\partial g_i(x_{si}^*, x_{li}^*)}{\partial x_{si}^*}$ 通过有限差分法

即可求得,最优拉格朗日乘子向量 λ 可通过下式求得。

$$\lambda^T = - \frac{\partial f_i(x_{si}^*, x_{li}^*)}{\partial x_{li}} \cdot A^T \cdot (A \cdot A^T)^{-1} \quad (17)$$

$$A = \frac{\partial g_i(x_{si}^*, x_{li}^*)}{\partial x_{li}} \quad (18)$$

在上述的灵敏度分析假设中,当共享变量发生扰动时,有效约束集不发生改变,故 $\nabla g_{ij}^{x_{si}^*}$ 的求解形式采用一般的灵敏度形式,即局部变量不再看作共享变量的函数。

$$\nabla g_{ij}^{x_{si}^*} = \frac{\partial g_{ij}(x_{si}^*, x_{li}^*)}{\partial x_{si}^*} \quad (19)$$

经过分析后, $\nabla f^{x_{si}^*}$ 和 $\nabla g_{ij}^{x_{si}^*}$ 仅通过有限差分法便可求得,不需要再对优化问题(式(10))进行多次优化。

1.4 模块化桁架结构优化算例

3 个模块化桁架结构如图 3 所示,其中杆 1~杆 6 是桁架的通用模块,杆 7 和杆 8 是桁架的专用模块,杆 1~杆 6 和不同的杆 7、杆 8 分别组成桁架 1、桁架 2 和桁架 3 结构。3 个结构的载荷情况为: $L_1 = 11.5 \text{ kN}$, $L_2 = 10.3 \text{ kN}$, $L_3 = 9.4 \text{ kN}$,材料许用拉应力 585.7 MPa ,许用压应力 489.2 MPa ,根部固支。设计上述 3 种桁架,使其在满足强度约束下结构质量最小。

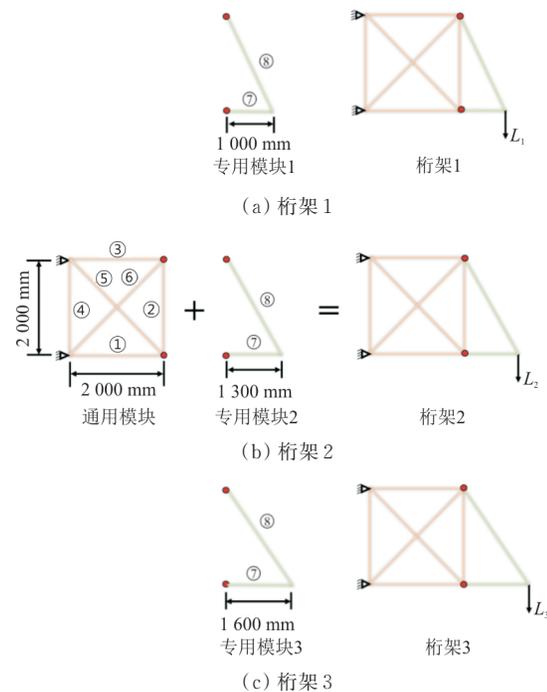


图 3 模块化桁架结构

Fig. 3 Modular truss structures

将桁架中各杆的截面积作为设计变量,优化目标为总质量最小。采用多学科优化平台 Isight 软件分别构建单独优化和灵敏度协调优化方法的优化流程,其中灵敏度协调优化方法中的罚函数

初始参数设置为 $v^1 = 0, w^1 = 0.1, \beta = 2, \gamma = 0.1$, 系统级和子系统级均采用序列二次规划算法,计算得到的结果如表 1 所示。

表 1 模块化桁架结构优化结果(序列二次规划算法)
Table 1 Optimization results for modular truss structures (sequential quadratic planning algorithm)

方法		通用模块面积/mm ²					
		杆 1	杆 2	杆 3	杆 4	杆 5	杆 6
单独优化	桁架 1	21.97	11.70	22.81	2.00	14.75	21.64
	桁架 2	21.73	11.13	22.94	2.00	13.56	19.27
	桁架 3	22.16	9.33	23.66	2.00	12.36	18.04
灵敏度协调优化方法	桁架 1	23.16	12.42	24.15	2.00	16.05	21.08
	桁架 2	23.16	12.42	24.15	2.00	16.05	21.08
	桁架 3	23.16	12.42	24.15	2.00	16.05	21.08

方法		专用模块面积/mm ²		质量/kg	质量增加/%	加载端变形/mm
		杆 7	杆 8			
单独优化	桁架 1	11.79	21.98	0.759		
	桁架 2	13.69	21.05	0.747		
	桁架 3	15.61	20.63	0.751		
灵敏度协调优化方法	桁架 1	11.79	21.98	0.781	2.90	79.27
	桁架 2	13.69	21.05	0.801	7.23	86.35
	桁架 3	15.61	20.63	0.827	10.12	95.78

与各桁架单独优化相比,采用灵敏度协调优化方法进行模块化设计,3种桁架都付出了一定的质量代价(通用模块的质量增加),但杆 1~杆 6 的通用性却可以带来制造成本和生产时间上的优势。

另外,桁架 3 在满足强度要求的前提下加载端有较大的变形(95.78 mm)。在设计初期,加载端变形量的设计要求不明确,无法将其作为各桁架系统的设计约束。但结构设计的目标是获得强度、刚度都较好的结构。为了减小桁架 3 的加载端变形量,可以通过增加其桁架的截面尺寸,提高弯曲刚度,同时需要付出一定的结构质量代价。

为了实现上述功能,在使用灵敏度协调优化方法进行优化时,需要在系统级中降低对桁架 3 轻量化设计的要求,减弱其对系统目标(结构质量最小)的贡献,使其刚度得到增强,从而减小加载端变形。

2 含子系统级权重的灵敏度协调优化方法

2.1 权重系数的加入方式

在灵敏度协调优化方法中,系统级利用各子系统级返回的信息构建了各子系统级的性能损失和约束违反模型。对于模块化机翼结构设计,展长较长的机翼结构可以适当增加结构质量以获得较小的翼尖变形,也就是在优化时该子系统性能损失可以大一些,同时约束违反仍然要尽可能小。因此,权重系数仅加入到性能损失模型,此时的系统级优化问题描述为

$$\begin{cases} \text{find } \mathbf{x}_s \\ \min \sum_{i=1}^n \alpha_i (\tilde{f}_i - f_i^*)^2 + \sum_{i=1}^n \sum_{g_j \in G_i} \max^2(\tilde{g}_{ij}, 0) \\ \text{s. t. 无约束} \end{cases} \quad (20)$$

根据方程(20),当目标函数接近最小值时,权

重系数大的子系统级,系统级在协调的时候将偏向该子系统级,会优先考虑该子系统级返回的共享变量,该子系统的性能损失便会减小;相反,权重系数小的子系统级,其性能损失便会增加。

2.2 权重系数的计算方法

机翼结构在气动、惯性载荷作用下发生弯曲变形的力学行为与悬臂梁结构受外载荷发生弯曲变形类似,可以以悬臂梁结构为研究对象,采用工程梁理论推导这一类问题的权重系数。

悬臂梁结构如图 4 所示, b 为悬臂梁的长度, D 为悬臂梁在外载作用下产生的自由端挠度。以端部受集中载荷的悬臂梁为研究对象,其沿挠度方向的结构刚度 K 为

$$K = \frac{L}{D} \quad (21)$$

式中: L 为作用在悬臂梁自由端的集中载荷,根据材料力学弯曲梁挠度计算公式可知其表达式为

$$D = \frac{Lb^3}{3EI} \quad (22)$$

式中: E 为材料的弹性模量; I 为横截面对弯曲中性轴的惯性矩。

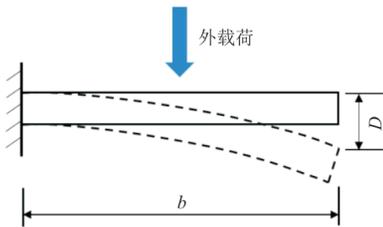


图 4 悬臂梁结构

Fig. 4 Modular truss structures

设优化对象为具有两个专用模块的悬臂梁结构,通过改变专用模块后,可获得两个长度分别为 b_1 和 b_2 的悬臂梁,自由端都作用大小为 L 的集中载荷,此时由式(21)~式(22)可知两个悬臂梁结构刚度 K_1 、 K_2 为

$$\begin{cases} K_1 = \frac{3EI_1}{b_1^3} \\ K_2 = \frac{3EI_2}{b_2^3} \end{cases} \quad (23)$$

故两个悬臂梁系统的刚度比值为

$$\frac{K_1}{K_2} = \frac{b_2^3 I_1}{b_1^3 I_2} \quad (24)$$

为了得到 K_1 与 K_2 的比值,需要知道 I_1 与 I_2 的比值,在悬臂梁截面尺寸未知的情况下,无法得知

I_1 与 I_2 的值,因此引入悬臂梁的应力计算公式:

$$\sigma = \frac{Lbh}{I} \quad (25)$$

当存在强度约束时,经过迭代计算后,各子系统中的最大应力都会达到许用应力。此时,两个子系统的应力关系表示为

$$\sigma_2 = \eta \sigma_1 \quad (26)$$

即:

$$\frac{Lb_2h}{I_2} = \eta \frac{Lb_1h}{I_1} \quad (27)$$

式中: η 为两个悬臂梁结构中许用应力的比值,由于模块化结构通用模块拥有相同的尺寸,因此可以认为两个悬臂梁结构的高度 h 是相同的。

根据式(27)可得:

$$\frac{I_1}{I_2} = \eta \frac{b_1}{b_2} \quad (28)$$

联立式(24)、式(28)可得两个悬臂梁结构的刚度比值为

$$\frac{K_1}{K_2} = \eta \frac{b_2^2}{b_1^2} \quad (29)$$

由此便得到两个悬臂梁结构的权重系数比值 $\frac{\alpha_1}{\alpha_2}$ 为

$$\frac{\alpha_1}{\alpha_2} = \frac{K_1}{K_2} = \eta \frac{b_2^2}{b_1^2} \quad (30)$$

当两个悬臂梁结构采用相同的许用应力时,即 $\eta = 1$,长度越长的悬臂梁对应的权重系数就越小。

对于有 n 个子系统的问题,各子系统级的权重系数分别为 $\alpha_1, \alpha_2, \dots, \alpha_n$,进行归一化处理,作为各个子系统级的权重系数。

$$\alpha_i = \frac{\alpha_i}{\sum_{j=1}^n \alpha_j} \quad (31)$$

2.3 模块化桁架结构优化算例

对模块化桁架结构进行优化后,桁架 3 加载端挠度较大。采用含子系统权重的优化方法再次对该优化问题进行优化,以获得刚度更好的桁架结构设计。根据公式(30)、公式(31)计算出桁架 1、桁架 2 和桁架 3 的权重系数分别为 0.397、0.328、0.275。采用 Isight 软件构建含子系统权重的灵敏度协调优化方法的优化流程,计算得到结果如表 2 所示。

表2 模块化桁架结构优化结果(灵敏度协调优化方法)
Table 2 Optimization results for modular truss structures (sensitivity coordination optimization method)

方法		通用模块面积/mm ²					
		杆1	杆2	杆3	杆4	杆5	杆6
灵敏度协调优化方法	桁架1	23.16	12.42	24.15	2.00	16.05	21.08
	桁架2	23.16	12.42	24.15	2.00	16.05	21.08
	桁架3	23.16	12.42	24.15	2.00	16.05	21.08
含子系统级权重的灵敏度协调优化方法	桁架1	22.30	11.33	23.30	2.00	19.73	24.71
	桁架2	22.30	11.33	23.30	2.00	19.73	24.71
	桁架3	22.30	11.33	23.30	2.00	19.73	24.71

方法		专用模块面积/mm ²		质量/kg	质量增加/%	加载端变形/mm	变形减小/%
		杆7	杆8				
灵敏度协调优化方法	桁架1	11.79	21.98	0.781		79.27	
	桁架2	13.69	21.05	0.801		86.35	
	桁架3	15.61	20.63	0.827		95.78	
含子系统级权重的灵敏度协调优化方法	桁架1	11.79	21.98	0.822	5.25	76.68	3.27
	桁架2	13.69	21.05	0.842	5.12	84.32	2.35
	桁架3	15.61	20.63	0.868	4.96	94.22	1.63

优化完成后,桁架3质量增加4.96%,加载端变形减小1.63%。但同时,其他桁架的质量也会有所增加,而且其他桁架质量增加比例要高于桁架3,这是因为系统级通过协调通用模块(共享变量)减小了桁架3的性能损失,由于通用模块被各桁架所共享,且位于各桁架根部,加载端挠度对此区域的设计变量的灵敏度最大,首先通过增加此区域的截面尺寸来减小加载端挠度(表中只有通用模块尺寸发生改变),因此各桁架质量都会有所增加。同时,通用模块质量在桁架3的质量中所占比例要小于桁架1和桁架2,因此桁架1和桁架2的质量增加比例要高于桁架3。

3 模块化机翼结构优化

某型模块化无人机有两个型号,型号A为小展弦比高速飞机,最大起飞质量为2000kg,过载系数是6g;型号B为大展弦比低速型飞机,最大起飞质量为2200kg,过载系数是2.5g。机翼有关参数和主要外形尺寸如表3和图5所示。

表3 模块化机翼参数
Table 3 Parameters of modular wing

型号	最大起飞质量/kg	翼展/m	最大过载/g	展弦比
型号A	2000	6	6.0	4.0
型号B	2200	14	2.5	10.5

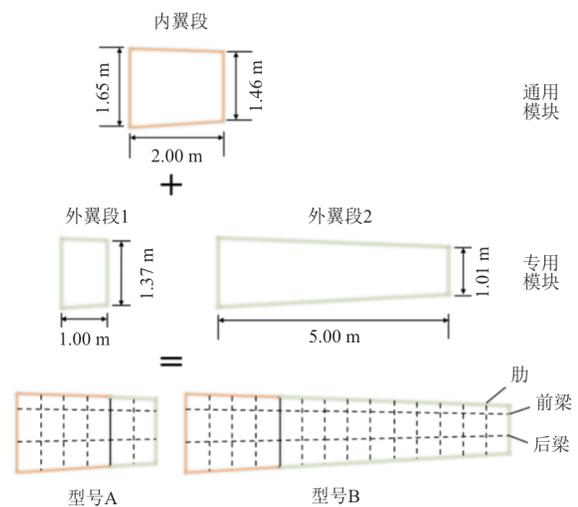


图5 模块化机翼尺寸
Fig. 5 Size of modular wing

采用MSC Patran建模,Nastran作为求解器。两种机翼结构的有限元分析计算模型包含组成承力盒段的翼梁、蒙皮、翼肋以及机翼的前后缘,蒙皮、梁腹板、翼肋和内翼段梁缘条都是壳单元,外翼段梁缘条为杆单元。两型号机翼都采用双梁式布局,其中前梁布置在20%弦长处,后梁布置在70%弦长处,内翼段(通用模块)梁为口字梁,与外翼段外伸梁腹板通过螺栓连接。机翼有限元模型如图6所示。

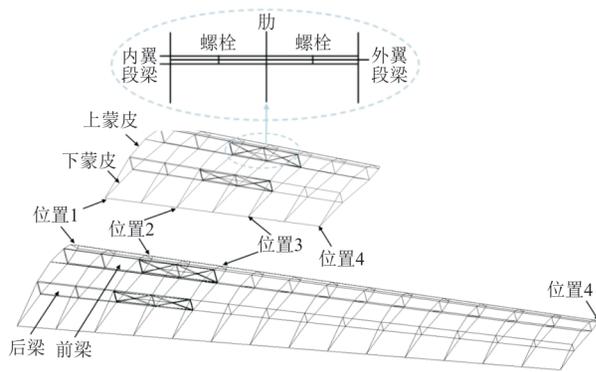


图6 模块化机翼有限元模型
Fig. 6 Modular wing finite element model

根据图6对机翼变量进行定义。蒙皮: 延展向分割为6块, 位置1和位置2之间的上蒙皮厚度为 T_1 , 下蒙皮厚度为 T_2 ; 位置2和位置3之间的上蒙皮厚度为 T_3 , 下蒙皮厚度为 T_4 ; 位置3和位置4之间的上蒙皮厚度为 T_5 , 下蒙皮厚度为 T_6 。前后梁腹板及缘条: 位置1和位置2之间的前梁腹板及缘条厚度分别为 H_1 和 t_1 , 后梁腹板及缘条厚度分别为 H_2 和 t_2 ; 位置2和位置3之间的前梁腹板及缘条厚

度分别为 H_3 和 t_3 , 后梁腹板及缘条厚度分别为 H_4 和 t_4 ; 位置3和位置4之间的前梁腹板厚度为 H_5 ; 前梁缘条截面积为 S_1 , 后梁腹板厚度为 H_6 , 后梁缘条截面积为 S_2 。

载荷为最大过载与最大起飞质量乘积的一半(一侧机翼分担50%的气动载荷), 展向升力分布采用 Schrenk 分布, 加载至25%弦长处。机翼根部前后梁节点固支。

型号B机翼(大展弦比机翼)的强度约束为253 MPa, 考虑到型号A需要做机动动作, 适当增强型号A机翼的刚度, 降低型号A子系统的应力约束, 为190 MPa, 刚度约束未知。

1) 灵敏度协调优化方法

采用多学科优化平台 Isight 软件分别构建单独优化和灵敏度协调优化方法的优化流程, 其中灵敏度协调优化方法中的罚函数初始参数设置为 $v^1 = 0, \omega^1 = 0.1, \beta = 2, \gamma = 0.1$, 系统级和子系统级均采用序列二次规划算法, 优化结果如表4~表6所示。

表4 通用模块优化结果
Table 4 Optimization results for common module

方法		蒙皮厚度/mm				梁腹板厚度/mm				梁缘条厚度/mm			
		T_1	T_2	T_3	T_4	H_1	H_2	H_3	H_4	t_1	t_2	t_3	t_4
单独优化	型号A	2.52	2.00	1.00	1.00	1.21	1.00	1.00	1.00	3.03	2.00	3.02	2.00
	型号B	2.40	2.00	1.00	1.00	1.12	1.02	3.50	3.66	3.02	2.00	3.91	2.00
灵敏度协调优化方法	型号A	2.36	2.00	1.00	1.00	1.81	1.00	3.30	4.00	5.51	5.90	3.31	3.34
	型号B	2.36	2.00	1.00	1.00	1.81	1.00	3.30	4.00	5.51	5.90	3.31	3.34

表5 专用模块优化结果
Table 5 Optimization results for individual module

方法		蒙皮厚度/mm		梁腹板厚度/mm		梁缘条面积/mm ²	
		T_5	T_6	H_5	H_6	S_5	S_6
单独优化	型号A	1.00	1.00	1.00	1.00	50.00	50.00
	型号B	1.00	1.00	1.06	1.00	165.50	160.50
灵敏度协调优化方法	型号A	1.00	1.00	1.00	1.00	50.00	50.00
	型号B	1.03	1.03	1.00	1.00	188.00	184.50

表6 机翼结构优化结果对比
Table 6 Comparison between optimization results for wing structure

方法		质量/kg	质量增加/%	翼尖变形/mm
单独优化	型号A	47.80		
	型号B	95.28		
灵敏度协调优化方法	型号A	56.07	17.3	49.7
	型号B	99.20	4.1	414.6

从表 4~表 6 可以看出:采用灵敏度协调优化方法进行模块化设计,型号 A 机翼质量增加了 17.3%,型号 B 机翼质量仅增加 4.1%,说明为了共享内翼段模块,型号 A 需要付出更多的质量代价。型号 A 和型号 B 的变形云图如图 7 所示。

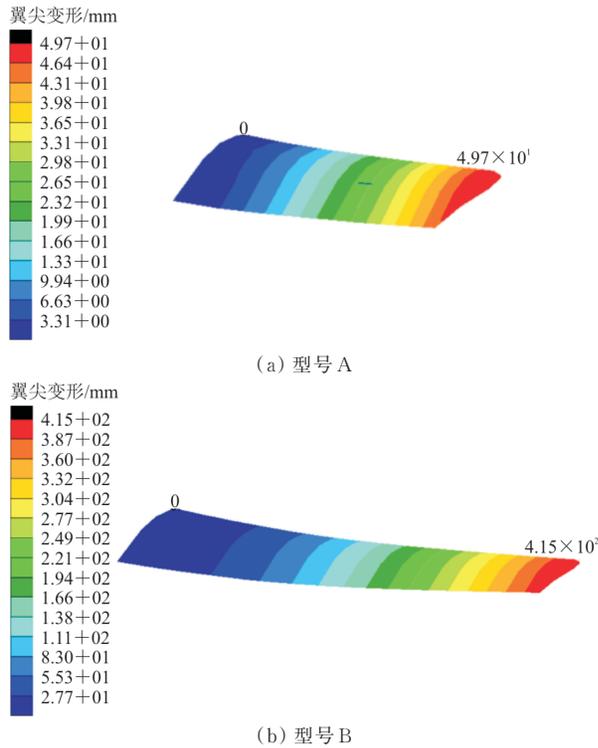


图 7 灵敏度协调优化方法下的变形云图
Fig. 7 Deformation clouds under the sensitivity coordination optimization method

2) 含子系统级权重的灵敏度协调优化方法

在满足强度要求的前提下,型号 B 有着较大的翼尖变形(414.6 mm),采用含子系统级权重的灵敏度协调优化方法再次进行优化,由于型号 B 机翼结构采用了强度更好的材料,此时公式(30)中 η 比值为型号 B 机翼和型号 A 机翼结构许用应力的比值 1.332,从而得到型号 A 机翼和型号 B 机翼的权重系数分别为 0.879、0.121。采用 Isight 软件构建含子系统级权重的灵敏度协调优化方法的优化流程,优化结果如表 7~表 9 所示。

优化完成后,型号 B 机翼质量增加 13.1%,翼尖变形减小 10.4%。但是存在与模块化桁架优化设计类似的问题,采用含子系统级权重的灵敏度协调优化方法在减弱型号 B 机翼轻量化程度的同时,型号 A 机翼的轻量化程度也会减弱,两型号机翼的质量都会增加,而且型号 A 机翼质量增加比例(19.9%)大于型号 B(13.1%)。

通过对比通用模块与专用模块优化结果,可以看出质量的增加主要是由于通用模块质量的增加引起的,由于通用模块质量在型号 B 机翼质量中所占比例要小于型号 A,因此型号 B 机翼的质量增加比例小于型号 A。型号 A 和型号 B 的变形云图如图 8 所示。

表 7 通用模块优化结果
Table 7 Optimization results for common module

方法		蒙皮厚度/mm				梁腹板厚度/mm				梁缘条厚度/mm			
		T_1	T_2	T_3	T_4	H_1	H_2	H_3	H_4	t_1	t_2	t_3	t_4
灵敏度协调优化方法	型号 A	2.36	2.00	1.00	1.00	1.81	1.00	3.30	4.00	5.51	5.90	3.31	3.34
	型号 B	2.36	2.00	1.00	1.00	1.81	1.00	3.30	4.00	5.51	5.90	3.31	3.34
含子系统级权重的灵敏度协调优化方法	型号 A	2.80	2.81	1.64	1.64	1.53	1.69	4.00	3.52	4.17	3.90	3.11	2.99
	型号 B	2.80	2.81	1.64	1.64	1.53	1.69	4.00	3.52	4.17	3.90	3.11	2.99

表 8 专用模块优化结果
Table 8 Optimization results for individual module

方法		蒙皮厚度/mm		梁腹板厚度/mm		梁缘条面积/mm ²	
		T_5	T_6	H_5	H_6	S_5	S_6
灵敏度协调优化方法	型号 A	1.00	1.00	1.00	1.00	50.00	50.00
	型号 B	1.03	1.03	1.00	1.00	188.00	184.50
含子系统级权重的灵敏度协调优化方法	型号 A	1.00	1.00	1.01	1.01	50.50	50.00
	型号 B	1.09	1.09	1.06	1.06	185.00	175.00

表 9 机翼结构优化结果对比
Table 9 Comparison between optimization results for wing structure

方法		质量/kg	质量增加/%	翼尖变形/mm	变形减小/%
灵敏度协调优化方法	型号 A	56.07		50.3	
	型号 B	99.20		412.5	
含子系统级权重的灵敏度协调优化方法	型号 A	67.27	19.9	42.8	13.9
	型号 B	112.16	13.1	371.4	10.4

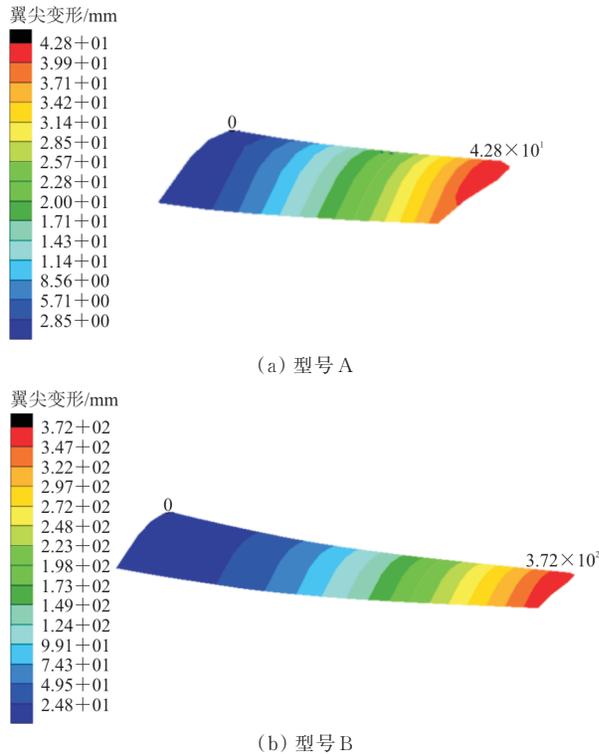


图 8 含子系统级权重的灵敏度协调优化方法下的变形云图
Fig. 8 Deformation clouds under the sensitivity coordination optimization method with subsystem level weights

4 结 论

1) 在模块化机翼初步结构设计阶段,由于翼尖变形量的设计要求不明确,无法作为各子系统级的约束,进而收敛到结构刚度较弱的设计。然而,含子系统级权重的灵敏度协调优化方法可以获得既满足强度要求又具有一定刚度的模块化机翼初步结构。

2) 针对模块化机翼结构设计,本文将机翼结构简化为悬臂梁结构,给出了悬臂梁这一类结构的子系统级权重系数的计算方法,并将权重系数加入到系统级当中,帮助在模块化机翼初步结构设计中获得强度、刚度更优的设计。

参考文献

- [1] 范林,王哲. 模块化技术在飞机研制中的应用[J]. 航空科学技术, 2010(3): 19-21.
FAN Lin, WANG Zhe. Application of modular technology in aircraft development[J]. Aeronautical Science & Technology, 2010(3): 19-21. (in Chinese)
- [2] 罗利龙,郭文杰,常亮. 模块化可重构无人机机翼结构优化方法研究[J]. 航空工程进展, 2023, 14(3): 164-170.
LUO Lilong, GUO Wenjie, CHANG Liang. Research on optimization method of modular reconfigurable UAV wing structure[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2023, 14(3): 164-170. (in Chinese)
- [3] FUNK J, HARBER J, MORAN L. Future military common aircraft development opportunities: AIAA-2006-1514 [R]. Reston: AIAA, 2006.
- [4] BROWN R B. Low cost innovative design for new commercial transport family: AIAA-2002-5830 [R]. Reston: AIAA, 2002.
- [5] SIMPSON T W. Product platform design and customization: Status and promise[J]. Artificial Intelligence for Engineering Design, Analysis and Manufacturing, 2004, 18(1): 3-20.
- [6] De WECK O L, NADIR W D, WONG J G. Modular structures for manned space exploration: the truncated octahedron as a building block: AIAA-2005-2764 [R]. Reston: AIAA, 2005.
- [7] WILLCOX K, WAKAYAMA S. Simultaneous optimization of a multiple aircraft family [J]. Journal of Aircraft, 2003, 40(4): 616-622.
- [8] 张立丰,姚卫星,邹君. 模块化飞机结构优化设计的等效多工况法[J]. 航空学报, 2015, 36(3): 834-839.
ZHANG Lifeng, YAO Weixing, ZOU Jun. Equivalent multiple condition method for optimal design of modular aircraft structure [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(3): 834-839. (in Chinese)
- [9] 王毅,姚卫星,刘梦. 机翼结构布局优化的并行子空间方法[J]. 航空工程进展, 2019, 10(5): 593-600,627.
WANG Yi, YAO Weixing, LIU Meng. Parallel subspace method for wing structure layout optimization[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(5): 593-600,627. (in Chinese)

- [10] SIMPSON T W, MARION T, De WECK O, et al. Platform-based design and development: current trends and needs in industry [C] // International Design Engineering Technical Conference. US: IEEE, 2006: 1-12.
- [11] DURAY R, WARD P T, MILLIGAN G W, et al. Approaches to mass customization: configurations and empirical validation[J]. Journal of Operations Management, 2000, 18(6): 605-625.
- [12] 李有浩. 奇特的“海神号”飞机[J]. 航空知识, 2001(9): 38-39.
LI Youhao. Peculiar "Poseidon" aircraft[J]. Aviation Knowledge, 2001(9): 38-39. (in Chinese)
- [13] 张振华. F-35 联合攻击战斗机研制过程中的几个特点[J]. 现代军事, 2007(9): 52-54.
ZHANG Zhenhua. Several features of the development of the F-35 joint strike fighter[J]. Modern Military, 2007(9): 52-54. (in Chinese)
- [14] BEVILAQUA P M. Future applications of the JSF variable propulsion cycle: AIAA-2003-2614 [R]. Reston: AIAA, 2003.
- [15] Airbus. A320 serials [EB/OL]. (2016-03-30) [2023-08-29]. <http://www.airbus.com.cn/cn-aircraft-families/passengeraircraft/a320>.
- [16] D'SOUZA B S, SIMPSON T W. A genetic algorithm based method for product family design optimization[J]. Engineering Optimization, 2003, 35(1): 1-18.
- [17] WILLCOX K, WAKAYAMA S. Simultaneous optimization of a multiple-aircraft family [J]. Journal of Aircraft, 2003, 40(4): 616-622.
- [18] 雍明培. 基于模块化通用平台策略的飞机族设计优化方法[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2008.
YONG Mingpei. Aircraft family design optimization method based on modular universal platform strategy [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008. (in Chinese)
- [19] ZOU J, YAO W, XIE J, et al. An improved sensitivity-based coordination method using optimum sensitivity and its application to structural optimization of an unmanned aerial vehicle family[J]. Engineering Optimization, 2021, 53(3): 425-439.

(编辑:丛艳娟)

(上接第 157 页)

- ZHANG Yanjun, WANG Bintuan, NING Yu, et al. Research progress on strain monitoring technology for aircraft structures[J]. Aeronautical Science and Technology, 2020, 31(7): 109-114. (in Chinese)
- [13] 尚琳, 何发东, 杨华保, 等. 基于神经网络的垂尾飞行载荷模型研究[J]. 强度与环境, 2011, 38(5): 49-53.
SHANG Lin, HE Fadong, YANG Huabao, et al. Research on flight loads model of vertical tail based on neural networks[J]. Structure & Environment Engineering, 2011, 38(5): 49-53. (in Chinese)
- [14] 顾宇轩, 隋福成, 宋恩鹏. 神经网络技术在单机应变寿命监控中的应用研究[J]. 装备环境工程, 2018, 15(12): 74-77.
GU Yuxuan, SUI Fucheng, SONG Enpeng. Application of neural network technique in individual strain life monitoring [J]. Equipment Environmental Engineering, 2018, 15(12): 74-77. (in Chinese)
- [15] 曹善成, 殷之平, 黄其青, 等. 基于遗传神经网络的飞行载荷参数识别[J]. 航空计算技术, 2013, 43(1): 61-64.
CAO Shancheng, YIN Zhiping, HUANG Qiqing, et al. Development of a parametric flight loads identification method using genetic improved BP neural networks[J]. Aeronautical Computing Technique, 2013, 43(1): 61-64. (in Chinese)
- [16] 曹善成, 宋笔锋, 殷之平, 等. 基于支持向量机回归的飞行载荷参数识别研究[J]. 西北工业大学学报, 2013, 31(4): 535-539.
CAO Shancheng, SONG Bifeng, YIN Zhiping, et al. Establishing a flight load parameter identification model with support vector machine regression[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2013, 31(4): 535-539. (in Chinese)

(编辑:丛艳娟)