

DOI:10.16356/j.1005-2615.2020.03.007

## 复杂布局机翼结构多约束优化设计

王彬文, 罗利龙, 聂小华

(中国飞机强度研究所, 西安, 710065)

**摘要:** 机翼结构需要同时满足强度、刚度、气弹和设备安装等要求, 布置多个外挂设备的机翼结构设计约束更加复杂, 传统方法难以得到最优方案。本文提出了通过约束机翼剖面弯曲刚度和扭转刚度来控制气动弹性的方法, 研究了稳定性和位移敏感度计算理论, 结合工程准则法和数学规划法, 搭建了适用于复杂布局机翼结构的多约束优化流程, 以国产结构分析软件 HAJIF 为平台进行了程序实现, 并结合工程机翼案例进行了方法验证。优化结果表明, 本文方法能够以静力分析模型为基础, 同时考虑强度、刚度和稳定性等多种约束形式, 在有限计算机时内给出最优设计方案, 具有一定的工程应用价值。

**关键词:** 剖面刚度; 稳定性; 位移敏感度; 多约束优化

**中图分类号:** V214      **文献标志码:** A      **文章编号:** 1005-2615(2020)03-0401-07

## Optimization of Complex Layout Wing-Structures Under Multi-constraints

WANG Binwen, LUO Lilong, NIE Xiaohua

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

**Abstract:** Wing structures with multiple plug-ins should meet the requirements of strength, stiffness, aeroelastic and assembly of equipment, it is difficult to get the optimal solution with traditional methods. In this paper, an analytical method is proposed to control the aeroelastic characteristics of the wing by restricting the bending and torsion stiffness of the wing section. The displacement and stability constraints sensitivity theories have been researched simultaneously. Then the new multi-constraints optimization process is developed and programmed based on the HAJIF platform. The method is verified by using a real wing model, and the results show that the proposed method can give the optimal design scheme on the unique static analysis model while the strength, stiffness and stability constraints are considered synchronously.

**Key words:** section stiffness; stability; displacement sensitivity; multi-constraints optimization

机翼是飞机升力的最主要来源, 气动设计总是期望机翼表面光滑并且刚度连续, 但总体往往需要在机翼上布置很多功能结构, 如发动机、副油箱、导弹、电子吊舱以及水上飞机的浮筒等。这种复杂多外挂布置加剧了机翼气动和结构耦合效应, 局部结构构型和刚度非常复杂, 设计过程需要权衡多种约束, 必须借助先进高效的优化设计技术才有可能得到最优设计方案。近些年, 国内外学者围绕机翼结构多约束优化问题开展了持续深入的研究: 朱华光

等<sup>[1]</sup>采用高精度计算流体力学(Computational fluid dynamics, CFD)与计算结构动力学(Computational structure dynamics, CSD)方法得到了耦合分析模型, 采用模糊聚类优化策略进行了优化设计, 得到了可行的优化结果; 蒙文巩等<sup>[2]</sup>探讨了机翼气动优化设计过程的稳健性问题, 建立了同时考虑速度和机翼扭转角两个不确定性因素的气动特性鲁棒性约束优化模型, 并采用启发式神经网络算法给出了具有更好气动特性的优化方案; 姜志平<sup>[3]</sup>采用解

**基金项目:** 国家自然科学基金面上(91730305)资助项目; 航空科学基金(20183723009)资助项目。

**收稿日期:** 2019-06-15; **修订日期:** 2019-12-25

**通信作者:** 罗利龙, 男, 高级工程师, E-mail: lilongluo@hotmail.com。

**引用格式:** 王彬文, 罗利龙, 聂小华. 复杂布局机翼结构多约束优化设计[J]. 南京航空航天大学学报, 2020, 52(3): 401-407. WANG Binwen, LUO Lilong, NIE Xiaohua. Optimization of complex layout wing-structures under multi-constraints [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2020, 52(3): 401-407.

析计算理论建立了考虑机翼弯扭耦合效应的梁分析模型,完成了考虑弯扭耦合的复材机翼静气动弹性结构多约束优化设计;董永朋等<sup>[4]</sup>通过有限元分析得到屈曲因子作为稳定性约束指标,实现了考虑稳定性的优化设计。国内外学者<sup>[5-11]</sup>还在模型技术、算法和约束处理等方面开展了广泛的研究。

已有研究多采用CFD与CSD相结合的方法搭建多约束优化流程,优化以启发式算法为主,建模和计算代价较大,稳定性也通常只在完成优化后进行校核,这有可能导致设计过程反复。飞机设计初期设计师希望能快速得到方案的性能参数,对精度要求相对较低,本文通过约束机翼剖面弯曲刚度和扭转刚度代替了耗时的气动建模和分析过程,研究引入了稳定性评估和位移约束算法,构建了考虑工程约束的复杂布局机翼结构优化设计流程,并结合工程算例进行了技术验证。

## 1 优化问题描述

本文优化对象定义为金属机翼结构,需要在满足主要设计指标的前提下给出结构最优尺寸参数。

给出一组设计变量  $x = \{x_1, x_2, \dots, x_{NDV}\}$ , 使得

$$\min: F(X) = \text{OBJ}(X) \quad (1)$$

同时满足以下约束条件

$$g_j(X) = Y(X) - Y_{\max} \leq 0 \quad (2)$$

$$k_j(X) = Z_{\max} - Z(X) \leq 0 \quad (3)$$

$$x_i^L \leq x_i \leq x_i^U \quad (4)$$

式中:  $\text{OBJ}(X)$  为优化目标函数(在本文中为机翼结构重量);  $g_j(X)$  为响应约束函数; 要求工作值  $Y(X)$  不能超过最大许用值  $Y_{\max}$ , 本文中主要为强度、翼尖位移和稳定性约束;  $k_j(X)$  为机翼剖面刚度约束函数, 要求工作值  $Z(X)$  不能低于最大许用值  $Z_{\max}$ ;  $x_i^L$  和  $x_i^U$  分别表示设计变量  $x_i$  的下限与上限约束。

## 2 结构响应及敏度计算理论

在机翼结构设计时, 强度指标一般取材料强度许用值, 刚度指标取翼尖位移占半翼展长的百分比, 两者均可以通过静力分析得到。稳定性和气弹特性多采用有限元方法, 建模复杂且计算耗时, 难以适用于优化迭代过程。本文将采取工程常用的折衷办法: 对稳定性约束, 根据结构初始设计参数用工程方法计算, 然后对强度许用值进行修正; 对气弹约束, 通过机翼剖面弯曲刚度和扭转刚度指标进行约束, 这种简化方法在实际型号初始设计阶段被大量使用。按照与结构的关联范围, 本文优化约束可分为两类: 一类是强度和稳定性约束, 属于局

部约束, 通常数量较大, 工程准则法解决此类优化问题非常有效; 另一类是位移和剖面刚度约束, 属于全局约束, 通常数量很少, 如果能得到其敏度信息, 数学规划法能够以很高的效率和收敛性解决此类约束优化问题。因此, 下文将研究强度和稳定性许用值以及相应的应力比计算方法, 供工程准则法优化使用, 研究位移和剖面刚度响应及敏度计算方法, 供数学规划法迭代寻优。

### 2.1 机翼剖面刚度及其敏度计算方法

机翼剖面刚度主要用于表征机翼受载时局部结构抵抗弯曲和扭转变形的能力。对于由前后梁隔成的三闭室机翼剖面, 以左机翼为例, 定义坐标系  $x$  为展向,  $y$  为逆航向,  $z$  为升力方向, 如图1所示。每个肋站位的机翼剖面按长桁站位进行自然分割, 假设相邻长桁之间的蒙皮厚度用1个设计变量关联, 蒙皮厚度调整后中性面位置不变, 也即机翼剖面形状和面积不发生变化。基于上述坐标系和基本假设详细推导了剖面弯曲刚度和扭转刚度计算公式。

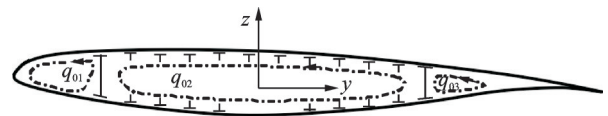


图1 多闭室机翼剖面剪流

Fig.1 Shear flow on multi-chamber wing section

根据材料力学理论容易得到剖面弯曲刚度  $R_y$  计算公式为

$$R_y = EI_y = \sum_{i=1}^n E_i [(I_{y_0})_i + (y_0)_i^2 A_i] \quad (5)$$

式中:  $A_i$  为各离散部分截面面积;  $E_i$  为结构所用材料的弹性模量;  $y_0$  为离散面积的形心坐标(相对于形心主轴);  $I_{y_0}$  为离散面积相对于自身平行于总截面形心主轴的惯性矩, 根据前文假设, 机翼剖面离散成1组截面为矩形的单元, 因此  $I_{y_0}$  计算公式为

$$(I_{y_0})_i = \int_{-\frac{t_i}{2}}^{\frac{t_i}{2}} z^2 b_i dz = \frac{b_i t_i^3}{12} \quad (6)$$

式中:  $t_i$  为第  $i$  个单元剖面的厚度;  $b_i$  为单元宽度。

由于剖面弯矩是用解析公式计算, 效率很高, 本文敏度计算选用差分法, 这样直接嵌套使用剖面刚度计算程序即可得到其敏度值, 大大减少了理论推导和编程工作量。第  $j$  个机翼剖面弯曲刚度关于第  $i$  个设计变量的差分法敏度计算为

$$S_{ij}^{(R)} = \frac{R_{x_i}^{(j)} - R_{(x_i + \Delta x)}^{(j)}}{\Delta x} \quad (7)$$

式中:  $\Delta x$  表示差分分析时的摄动量, 文中取当前变量值的1%;  $R_{x_i}^{(j)}$  和  $R_{(x_i + \Delta x)}^{(j)}$  分别表示对变量  $x_i$  做摄

动前后第  $j$  个机翼剖面的弯曲刚度值。

剖面扭转刚度  $C$  计算过程相对复杂。对于图 1 双梁三闭室结构的截面剪流可表示为

$$q = \tilde{q} + \sum_{i=1}^n q_{0i} \quad (8)$$

式中:  $\tilde{q}$  表示开剖面上的剪流;  $q_{0i}$  为第  $i$  个闭室壁上的剪流;  $n$  为闭室个数。用平衡思想的平面图表示的剪流形式如图 1 所示。

另外,剪流  $q$  还应满足整体力矩平衡方程。本文取剖面修正面积的形心作为力矩中心,得到的平衡方程为

$$M_0 = \int_s q \rho ds \quad (9)$$

式中:  $M_0$  为剖面上的全部外力矩(包括剪力和扭矩对力矩中心的力矩);  $\rho$  为力矩中心到剖面元件的距离。将式(8)代入式(9)得到力矩平衡方程

$$\begin{aligned} M_0 &= \int_s \tilde{q} \rho ds + \sum_{i=1}^n \int_s q_{0i} \rho ds = \\ &\int_s \tilde{q} \rho ds + \sum_{i=1}^n q_{0i} \int_s \rho ds = \\ &\int_s \tilde{q} \rho ds + \sum_{i=1}^n q_{0i} \Omega_i \end{aligned} \quad (10)$$

式中:  $\Omega_i$  为第  $i$  个闭室周线所围成的截面面积的 2 倍。

为了计算得到剪流  $q_{0i}$ , 需要补充结构变形的协调条件: 既同一剖面上各闭室的相对扭角  $\theta_i$  需要保持相等, 均等于整个剖面的相对扭角  $\theta$  (即  $\theta = \theta_i$ )。

最终得到各闭室相对扭角  $\theta_i$  的表达式

$$\begin{cases} \theta_1 = \frac{1}{\Omega_1} \left[ \oint_1 \frac{\tilde{q}}{Gt} ds + q_{01} \oint_1 \frac{ds}{Gt} - q_{02} \int_{1,2} \frac{ds}{Gt} \right] \\ \vdots \\ \theta_i = \frac{1}{\Omega_i} \left[ \oint_i \frac{\tilde{q}}{Gt} ds - q_{i-1} \int_{(i-1),i} \frac{ds}{Gt} + \right. \\ \left. q_{0i} \oint_i \frac{ds}{Gt} - q_{0(i+1)} \int_{i,(i+1)} \frac{ds}{Gt} \right] \\ \vdots \\ \theta_n = \frac{1}{\Omega_n} \left[ \oint_n \frac{\tilde{q}}{Gt} ds - q_{0(n-1)} \int_{(n-1),n} \frac{ds}{Gt} + q_{0n} \oint_n \frac{ds}{Gt} \right] \end{cases} \quad (11)$$

式中:  $\theta_i = \theta, i = 1, 2, \dots, n$ , 式中包括  $n+1$  个未知变量。

施加单位扭矩时翼盒扭角变化率可表示为

$$\frac{d\theta}{dx} = \frac{M_x}{GJ} \quad (12)$$

式(12)中  $M_x$  取 1, 并与式(11)联立后得到扭转刚度为

$$C = GJ = \frac{4\tilde{A}^2}{\sum_{i=1}^n \frac{s_i}{G_i t_i}} \quad (13)$$

式中:  $\tilde{A}$  为封闭剖面厚度中线所围成的总面积;  $G_i$  为离散片段材料的剪切模量;  $s_i$  为沿周线离散片段的长度;  $t_i$  为离散片段的平均厚度。

同样地, 机翼剖面扭转刚度敏度计算也采用差分法

$$S_{ij}^{(c)} = \frac{C_{x_i}^{(j)} - C_{(x_i + \Delta x)}^{(j)}}{\Delta x} \quad (14)$$

式中的各符号含义与弯曲刚度敏度类似, 不再重复解释。

### 2.2 位移约束敏度解析求解

位移约束是工程结构优化中广泛使用的一种全局刚度约束形式, 其可以通过静力分析直接得到, 但位移敏度如果采用差分法就需要反复的静力分析, 计算机时难以接受, 本文位移敏度采用解析算法, 静力平衡方程<sup>[12]</sup>一般表达式为

$$KU = F \quad (15)$$

假设载荷与变量无关, 并引入虚载荷法代替刚度矩阵求逆, 最终得到位移敏度的解析式为

$$\frac{\partial U_r}{\partial x_i} = -U^T \frac{\partial K}{\partial x_i} U_{\text{pse}} \quad (16)$$

详细推导和验证详见文献[12]。

### 2.3 壁板稳定性计算及强度许用值确定方法

在飞机机翼结构设计时, 需要合理控制蒙皮和长桁的刚度, 使用载荷下结构不失稳, 且同一工况下长桁晚于蒙皮失稳, 以避免机翼壁板过早出现全局失稳。这就需要对机翼壁板的蒙皮、长桁和梁肋腹板等进行稳定性评估, 本文采用文献[13]中的工程法分别计算蒙皮、长桁和腹板的失稳临界应力。

对于机翼蒙皮, 承受均匀轴向压缩载荷时临界应力为

$$\sigma_{cr} = \frac{k_c \pi^2 E}{12(1 - \nu_e^2)} \left( \frac{t}{b} \right)^2 \quad (17)$$

式中:  $\sigma_{cr}$  为压缩屈曲应力;  $E$  为面板材料的弹性模量;  $\nu_e$  为弹性泊松比;  $t$  为板厚度, 也是设计变量;  $b$  为板的宽度;  $k_c$  为压缩屈曲系数, 可由文献[13]中的“矩形平板的压缩临界系数图”查得, 本文对该图进行了程序化, 程序根据实际优化参数自动完成查表, 支持边界取四边简支。

当蒙皮受均匀剪切载荷作用时, 弹性失稳临界应力计算公式为

$$\tau_{cr} = \frac{k_s \pi^2 E}{12(1 - \nu_e^2)} \left( \frac{t}{b} \right)^2 \quad (18)$$

式中： $\tau_{cr}$ 为压缩屈曲应力； $k_s$ 为剪切屈曲系数，需要从文献[13]的“矩形平板剪切临界应力系数”表查得，本文同样对其进行了程序化，其余参数定义同式(17)。

腹板结构主要承受剪切载荷，因此其临界屈曲应力按式(18)计算。对长桁进行稳定性计算时，将长桁与相邻蒙皮一起考虑，构成一个典型单元，总体屈曲应力为

$$\sigma_e = \pi^2 E / \left( \frac{KL}{\rho} \right)^2 \quad (19)$$

式中： $E$ 为弹性模量； $L$ 为杆长； $K$ 为有效长度系数，同样需要从参考文献[13]查表得到； $\rho$ 为最小剖面惯性半径， $\rho = \sqrt{I/\bar{A}}$ ； $I$ 为组合剖面惯性矩，根据式(6)得到每个离散单元的惯性矩后叠加得到 $I$ ； $\bar{A}$ 为组合剖面总面积。

在得到各离散单元临界失稳应力后，需要结合强度许用值来确定工程准则法优化所需的应力比。实际结构单元经常处于复合受载状态，在计算应力比时考虑复合受载的情况，单元拉剪复合受载时，应力比计算公式为

$$\xi = \sqrt{(\sigma_{\text{工作}}/\sigma_{\text{max}})^2 + 3(\tau_{\text{工作}}/\tau_{\text{max}})^2} \quad (20)$$

式中： $\sigma_{\text{工作}}$ 和 $\tau_{\text{工作}}$ 为实际载荷下单元应力(面内两个方向单元应力取最大拉伸)； $\sigma_{\text{max}}$ 和 $\tau_{\text{max}}$ 为材料许用应力。

当单元为压剪复合受载时，应力比计算公式为

$$\xi = R/R_{AL} \quad (21)$$

$$R = \overline{OM} = (R_c^2 + R_s^2)^{1/2} \quad (22)$$

$$R_{AL} = \overline{ON} \quad (23)$$

$$R_c = \frac{|\sigma_{\text{工作}}|}{\sigma_{cr}} \quad (24)$$

$$R_s = \frac{|\tau_{\text{工作}}|}{\tau_{cr}} \quad (25)$$

式中： $\sigma_{\text{工作}}$ 和 $\tau_{\text{工作}}$ 为实际载荷下单元应力(面内两个方向单元应力取最大压缩)； $\sigma_{\text{max}}$ 和 $\tau_{\text{max}}$ 为临界失稳应力； $\overline{OM}$ 和 $\overline{ON}$ 从文献[13]查表得到。

梁、肋和长桁的腹板主要受剪切载荷，其应力比计算公式为

$$\tau_{AL} = \min\{\tau_{\text{max}}, \tau_{cr}\} \quad (26)$$

$$\xi = \frac{|\tau_{\text{工作}}|}{\tau_{AL}} \quad (27)$$

式中： $\tau_{\text{max}}$ 表示材料剪切许用应力； $\tau_{cr}$ 表示剪切临界失稳应力。

对长桁凸缘，其应力比计算公式为

$$\xi = \begin{cases} \sigma_{\text{工作}}/\sigma_{\text{max}} & \sigma_{\text{工作}} \geq 0 \\ |\sigma_{\text{工作}}|/\sigma_{AL} & \sigma_{\text{工作}} < 0 \end{cases} \quad (28)$$

$$\sigma_{AL} = \min(\bar{\sigma}_f, \sigma_{cy}) \quad (29)$$

$$\bar{\sigma}_f = \beta \left[ \frac{ft^2}{A} \left( \frac{E}{\sigma_{cy}} \right)^{1/2} \right]^m \sigma_{cy} \quad (30)$$

式中： $\sigma_{cy}$ 为材料破坏强度； $\beta, f, m$ 为与凸缘截面形式相关的参数，由于本文截面形式并不作为变量，只改变厚度，因此按照长桁最初的T形截面， $\beta, f, m$ 分别取定值0.67, 3和0.4。

上述稳定性计算理论在文献[13]中已经过验证，本文将直接引用，应力比计算公式正确性将结合本文工程机翼优化结果进行验证。在完成上述理论推导以后可以得到工程准则法所需的响应和应力比以及数学规划法所需的响应和敏度，下文将合理设计优化流程，把上述计算环节有效组织起来，高效完成机翼的多约束优化设计。

### 3 结构多约束优化设计流程

本文优化问题的目标为重量最小，包含强度、翼尖位移、剖面刚度和稳定性共4类约束，设计变量为蒙皮厚度、梁和长桁的截面面积。如前所述，为了消除算法本身的准确性和稳定性对优化问题带来的影响，本文选择非常成熟的工程准则法和数学规划法来解决该多约束优化问题，这两类算法的理论详见文献[14]。本文的多约束优化流程如图2所示。

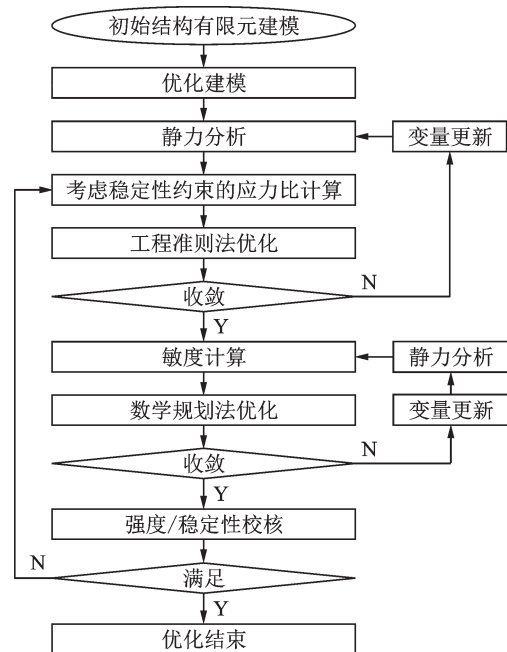


图2 优化设计流程

Fig.2 Optimization flow chart

基于国产CAE软件航空结构分析系统HA-JIF<sup>[15]</sup>对图2所示优化流程进行了程序实现，下文将结合工程案例对优化流程进行验证。



### 4 工程机翼多约束优化设计

图 3 所示的双梁式工程机翼结构沿展向布置了 31 根翼肋,根肋编号为 0,且不参与设计。前后梁之间布置 T 形长桁,下壁板布置检修口。0#肋到 10#肋为平直段,10#肋以后为梯形段。分别在 10#肋、20#肋和 25#肋站位布置了 3 个外挂点,这 3 个机翼剖面的弯曲刚度和扭转刚度需要严格约束,

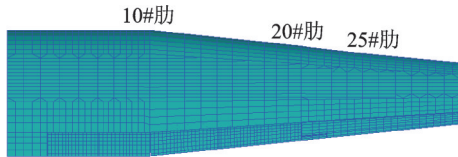


图 3 多挂载机翼有限元模型

Fig.3 Finite element model of the wing with multiple plug-ins

在有限元模型中采用梁单元和集中质量的形式对外挂物引入的载荷进行模拟。翼肋缘条、前后梁缘条和长桁采用梁单元模拟,蒙皮和各结构腹板采用壳单元模拟。优化区域为主翼盒部分的所有壳单元厚度和梁单元横截面面积,共包括 1 154 个设计变量。上下蒙皮厚度:TH1-TH544;梁肋腹板厚度:TH544-TH862;梁肋缘条及长桁截面面积:AE863-AE1154。设计约束包括:材料强度:拉伸强度 300 MPa,压缩强度 300 MPa,剪切强度 162 MPa,实际使用时根据稳定性约束进行修正;翼尖变形(升力方向): $\leq 900$  mm(半翼展的 5%);10#,20#和 25#肋站位机翼剖面的扭转刚度和弯曲刚度与约束值误差 $\leq 5\%$ ,其余剖面误差 $\leq 10\%$ ,且不能低于约束值(见表 1 第 2 列和第 5 列)。

表 1 机翼剖面刚度优化结果

Table 1 Results of wing section stiffness

剖面 站位	弯曲刚度约束值/ ( $10^{13}$ N·mm <sup>2</sup> )	弯曲刚度优化值/ ( $10^{13}$ N·mm <sup>2</sup> )	误差/%	扭转刚度约束值/ ( $10^{13}$ N·mm <sup>2</sup> )	扭转刚度优化值/ ( $10^{13}$ N·mm <sup>2</sup> )	误差/%
1	109.60	112.60	2.74	98.70	102.70	3.89
2	95.10	96.10	1.05	80.50	85.50	5.85
3	83.20	85.20	2.40	68.60	72.60	5.51
4	79.90	81.90	2.50	63.50	65.50	3.05
5	74.10	78.70	6.21	59.60	64.50	7.60
6	67.90	68.80	1.33	52.90	53.30	0.75
7	52.90	55.80	5.48	40.60	41.00	0.98
8	42.40	43.50	2.59	32.10	33.20	3.31
9	37.20	37.50	0.81	27.50	28.80	4.51
10	27.10	28.40	4.80	21.20	21.80	2.75
11	21.70	22.90	5.53	15.60	15.90	1.89
12	17.90	18.30	2.23	12.20	12.30	0.81
13	14.30	14.50	1.40	9.02	9.53	5.35
14	11.90	12.40	4.20	7.43	7.68	3.26
15	9.31	9.46	1.61	5.91	6.07	2.64
16	7.51	7.74	3.06	4.84	4.86	0.41
17	6.19	6.79	9.69	4.02	4.19	4.06
18	4.96	5.43	9.48	3.37	3.42	1.46
19	3.92	3.97	1.28	2.71	2.78	2.52
20	2.97	3.06	3.03	2.14	2.14	0.00
21	2.32	2.34	0.86	1.67	1.69	1.18
22	1.82	1.85	1.65	1.28	1.32	3.03
23	1.37	1.38	0.73	0.96	1.00	4.00
24	1.08	1.11	2.78	0.72	0.78	7.80
25	0.84	0.84	0.12	0.54	0.56	3.04
26	0.66	0.69	4.09	0.43	0.45	4.71
27	0.50	0.51	3.43	0.32	0.35	8.81
28	0.38	0.39	3.71	0.25	0.25	0.81
29	0.30	0.32	7.43	0.19	0.20	6.06
30	0.25	0.26	4.44	0.15	0.16	4.35

优化过程在12次迭代后收敛,最终实现减重213 kg,占初始结构质量的7.2%。对所有站位的剖面刚度结果进行了统计,如表1所示,各剖面刚度都处于要求的误差范围。由于多约束导致可行解空间复杂,个别剖面的优化结果与约束值差异较大。从图4,5的曲线可以看出,优化后机翼各剖面弯曲刚度和扭转刚度明显改善。

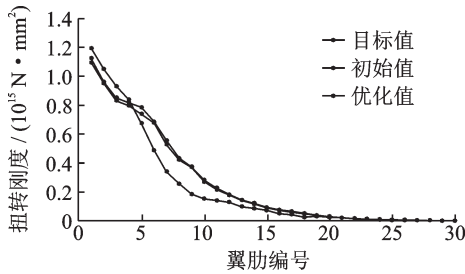


图4 剖面弯曲刚度优化结果

Fig.4 Results of bending stiffness

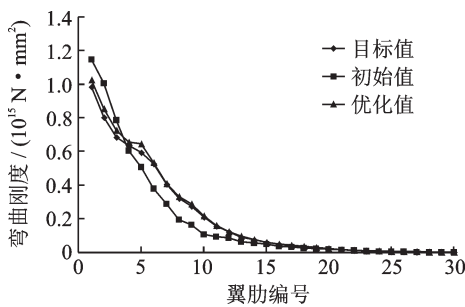


图5 剖面扭转刚度优化结果

Fig.5 Results of torsion stiffness

为了对本文稳定性和剖面刚度算法的有效性进行验证,采用控制变量思想,在不考虑稳定性约束和剖面刚度约束的条件下分别进行了优化,上翼面壁板部分变量以及总体减重率的对比结果如表2所示。

表2 考虑不同约束时的优化结果对比分析

Table 2 Comparative analysis of optimization results with different constraints

变量号	初始方案	本文算法	mm	
			不考虑稳定性	不考虑剖面刚度
TH15	4.50	4.15	4.03	4.11
TH16	4.50	4.12	3.92	4.12
TH18	4.50	4.01	3.81	3.97
TH19	4.50	3.96	3.82	3.94
TH20	4.50	3.96	3.74	3.91
TH21	4.50	3.85	3.7	3.85
TH22	4.00	3.81	3.43	3.82
TH23	4.00	3.54	3.25	3.53
TH24	4.00	3.52	3.21	3.49
减重率/%	—	7.19	11.34	7.22

从表2统计结果来看,不考虑稳定性时减重率最大,这是由于初始设计的机翼根部弯曲刚度和扭转刚度裕度较大,但是对不考虑稳定性约束的优化结果进行校核,发现上壁板靠近翼根的部分区域无法满足压剪耦合稳定性约束。对不考虑剖面刚度约束的优化结果进行分析时发现与考虑所有约束的优化结果比较接近,这是由于初始方案的单元尺寸已经考虑了机翼传载的特点,稳定性约束在其优化过程中起到了关键作用。进一步分析发现,优化后同一剖面中部蒙皮比靠近前后梁的蒙皮厚,根据式(5)和式(13)可知,距离剖面零点(图1坐标系)越远的结构对弯曲刚度和扭转刚度贡献越大。

## 5 结 论

本文开展了考虑工程约束的多外挂机翼结构优化设计方法研究,通过采用约束机翼剖面弯曲刚度和扭转刚度来控制机翼气弹特性的方法,实现了统一模型下的多约束优化,研究了稳定性评估和位移敏度算法,搭建了适用于复杂布局机翼结构的多约束优化流程,基于HAJIF系统进行了程序实现,并结合工程机翼完成了方法验证。结论如下:

(1)采用本文方法在满足约束的前提下机翼实现减重7.2%,优化后机翼剖面刚度能很好地逼近约束值,说明了方法可行性。

(2)通过控制变量思想验证了各约束计算方法在优化过程中的有效性,对翼根蒙皮的细节分析表明优化后结构尺寸更加符合机翼承载特点。

(3)整个优化共迭代12步,单机耗时3.5 h,相比基于精细CFD和CSD分析的优化,虽然精度有差距,但效率很高,非常适合于初步设计阶段使用。

目前只针对本文研究对象推导了相应机翼剖面刚度和稳定性计算理论,而且创建优化模型时需要定义很多参数以及变量与约束之间的关联,限制了本文优化方法的推广。笔者将持续研究更广泛的约束评估算法和更快捷的优化建模技术,提高本文多约束优化方法的工程实用性。

## 参考文献:

- [1] 朱华光,刘莉,龙腾,等. 机翼气动结构多学科设计优化研究[J]. 北京理工大学学报, 2011, 31(10): 1147-1152.  
ZHU Huaguang, LIU Li, LONG Teng, et al. Research of wings aero-structural multidisciplinary design optimization[J]. Transactions of Beijing Institute of Technology, 2011, 31(10): 1147-1152.
- [2] 蒙文巩,马东立,楚亮. 基于神经网络响应面的机翼气动稳健性优化设计[J]. 航空学报, 2010, 31(6):

- 1134-1140.  
MENG Wengong, MA Dongli, CHU Liang. Wing aerodynamic robustness optimization based on neural network response surface[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2010, 31(6): 1134-1140.
- [3] 姜志平. 弯扭耦合复合材料机翼的静气动弹性结构优化设计[D]. 南京:南京航空航天大学,2014.  
JIANG Zhiping. Static aeroelasticity structure optimization for composite wing structures with bend-twist coupling [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014.
- [4] 董永朋,王佩艳,王富生,等. 考虑稳定性的复合材料机翼盒段优化分析[J]. *机械设计与制造*, 2011(6): 195-197.  
DONG Yongpeng, WANG Peiyan, WANG Fusheng, et al. Optimization analysis on box of composite wing based on stability[J]. *Machinery Design & Manufacture*, 2011(6): 195-197.
- [5] HEINRICH R, KROLL N. Fluid structure coupling for aerodynamic analysis and design—A DLR perspective: AIAA 2008-561 [R]. [S.l.]: AIAA, 2008.
- [6] 王宇,欧阳星,余雄庆. 采用等效有限元模型的复合材料机翼结构优化[J]. *复合材料学报*, 2015, 32(5): 1487-1495.  
WANG Yu, OUYANG Xing, YU Xiongqing. Structural optimization of composite wing using equivalent finite element model[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2015, 32(5): 1487-1495.
- [7] PIPERNI P, ABDO M, KAFYEKE F. Preliminary aerostructural optimization of a large business jet [J]. *Journal of Aircraft*, 2008(5): 1422-1438.
- [8] 招启军,张威,原昕,等. 共轴刚性旋翼气动外形优化设计[J]. *南京航空航天大学学报*, 2019, 51(2): 160-165.  
ZHAO Qijun, ZHANG Wei, YUAN Xin, et al. Optimization design of coaxial rotor aerodynamic planform [J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2019, 51(2): 160-165.
- [9] 邱良骏. 两栖飞机综合气动性能优化设计[D]. 上海:上海交通大学,2013.
- [10] 武明建,朱建辉. 某支线客机总体方案中增升装置的设计与优化[J]. *南京航空航天大学学报*, 2017, 49(3): 411-419.  
WU Mingjian, ZHU Jianhui. Design and optimization of high-lift device in overall design of civil aircraft [J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2017, 49(3): 411-419.
- [11] 张明明,吴宏伟. 蜂窝机翼结构计算与优化设计[J]. *机械强度*, 2017, 39(5): 1151-1157.  
ZHANG Mingming, WU Hongwei. Simulation and optimization design of airfoil honeycombs structure [J]. *Journal of Mechanical Strength*, 2017, 39(5): 1151-1157.
- [12] 罗利龙,常亮,王立凯,等. 超大规模变量结构敏感度求解技术研究[J]. *机械科学与技术*, 2017, 36(5): 816-820.  
LUO Lilong, CHANG Liang, WANG Likai, et al. Study on the sensitivity analysis of super large-scale optimization [J]. *Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering*, 2017, 36(5): 816-820.
- [13] 崔德刚. 结构稳定性设计手册[M]. 北京:航空工业出版社,1996.  
CUI Degang. Structure stability design manual [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1996.
- [14] 李为吉,宋笔锋,孙侠生,等. 飞行器结构优化设计[M]. 北京:国防工业出版社,2005.  
LI Weiji, SONG Bifeng, SUN Xiasheng, et al. Aircraft structure optimization [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2005.
- [15] 孙侠生,段世慧,陈焕星. 坚持自主创新实现航空CAE软件的产业化发展[J]. *计算机辅助工程*, 2010, 19(1): 1-6.  
SUN Xiasheng, DUAN Shihui, CHEN Huanxing. Keeping independent innovation, implementing industrialization development of aviation CAE software [J]. *Computer Aided Engineering*, 2010, 19(1): 1-6.

(编辑:孙静)