

<http://bhxb.buaa.edu.cn> jbuaa@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0343

曲线梁肋机翼结构气动弹性优化设计

周泉知, 杨佑绪*, 孙录斌, 张兴翠, 吴逸飞, 霍梦文

(南昌航空大学 飞行器工程学院, 南昌 330063)

摘 要: 传统飞机机翼内部一般采用直线梁肋结构, 使用曲线梁肋 (SpaRibs) 结构能够大大拓展机翼结构设计空间, 进一步提升机翼的气动弹性性能。针对链接形状法 (LSM) 不易自动建模问题, 提出使用投影映射方法进行 2 次空间转换, 实现曲线梁肋机翼自动建模。基于遗传算法提出 1 种曲线梁肋机翼气动弹性综合优化设计方法。使用超声速偶极子格网法计算非定常气动力, 采用模态法进行静气动弹性分析, 在考虑颤振速度、静气动弹性变形约束的情况下, 开展优化设计。某飞翼飞行器综合优化设计算例表明, 使用曲线梁肋结构的机翼在重量增幅为 1.321% 的基础上, 颤振速度可提高 20.34%; 在曲线梁肋构型的基础上进一步进行尺寸参数优化, 在满足特定约束条件下, 相较于初始构型减重 21.76%; 综合曲线梁肋构型参数和尺寸参数进行综合 (一步) 优化, 相较于初始构型减重可达 26.44%。使用曲线梁肋设计优化和尺寸优化相结合的情况下机翼能够有效地减轻机翼重量, 为飞翼式飞行器的结构总体设计提供了一种快速有效的气动弹性综合优化设计方法。

关 键 词: 曲线梁肋; 气动弹性; 飞翼; 优化设计; 构型设计; 初步设计

中图分类号: V221.47

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2025)06-2148-09

在满足特定约束的前提下, 减轻重量始终是飞机结构设计的终极目标。传统飞机机翼一般采为直线梁/肋结构, 通过螺栓、铆钉或焊接等方式将梁、肋、蒙皮等典型组件连接起来形成整体, 在设计和制造中具有零部件数量较多、制造工艺复杂等局限性。Mulani 等^[1]于 2010 年提出曲线梁肋 (curvilinear spars and ribs, SpaRibs) 新型机翼结构概念, 将曲线梁肋机翼当作一个整体部件进行设计, 利用摩擦焊、电子束自由成形和增材制造等新的加工方式, 在兼顾成本的同时开展曲线梁肋机翼的一体化设计和制造。使用曲线梁肋结构不仅能减少机翼组件数量、节约制造时间和制造成本, 而且能增加设计灵活性, 拓展机翼结构设计空间。

国外对曲线梁肋机翼相关技术进行了持续研究。Locatelli 等^[2]提出使用 B 样条曲线表达曲线梁

肋结构的 3 种参数化方法, 分别是边界盒基曲线法 (bounding box and base curves method, BBCM)、链接形状法 (linked shape method, LSM) 和独立形状法 (independent shape method, ISM)。使用边界盒基曲线法在考虑屈曲和应力的情况下开发了 EBF3SSWingOpt 两级优化框架。使用链接形状法对 EBF3SSWingOpt 进行改进, 开发了全局-局部优化框架^[3-6]。

Liu 等^[7-8]进一步探究曲线梁肋这一概念的潜力, 考虑静气动弹性、颤振和屈曲等约束, 基于 Python 语言和粒子群优化方法在全局-局部优化框架下对美国航空航天局 (National Aeronautics and Space Administration, NASA) 的亚音速机翼模型 (common research model, CRM) 进行优化。结果显示, 与基准模型相比减重 40%, 并且所用计算时间

收稿日期: 2023-06-12; 录用日期: 2023-10-27; 网络出版时间: 2023-11-29 10:21

网络出版地址: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20231128.1320.002

基金项目: 江西省“双千计划”人才项目 (CK202006470)

*通信作者. E-mail: zgdy_1@163.com

引用格式: 周泉知, 杨佑绪, 孙录斌, 等. 曲线梁肋机翼结构气动弹性优化设计 [J]. 北京航空航天大学学报, 2025, 51 (6): 2148-2156.

ZHOU Q Z, YANG Y X, SUN L B, et al. Aeroelastic optimization design of SpaRibs wing structure [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2025, 51 (6): 2148-2156 (in Chinese).

减少了 89%。

美国 M4 工程公司的 Robinson 等^[9]提出了集合曲线梁肋结构参数化定义、建模、分析和优化的设计方法,研究了曲线梁肋机翼所带来的气动弹性收益。通过对 NASA ATw4 模型的直线梁肋和曲线梁肋版本的对比发现,在重量相当的情况下,曲线梁肋 ATw4b 机翼的颤振速度高 6%,同时最大应力降低 4.5%。

Zhao 等^[10-12]提出一种用四节点非均匀有理 B 样条 (NURBS) 曲线参数化曲线梁肋的广义数学模型。将曲线梁肋和复合材料铺层结构综合考虑进行优化设计,通过优化多控制面偏转角组合实现翼根载荷最小,与基准模型相比,重量减小 21.8%,与直梁/肋机翼相比,重量下降 7.3%。

De 等^[13]在 EBF3WingOpt 优化框架的基础上提出了一种新的参数化方法,在创建曲线梁肋时可以从翼盒的任何边缘开始并在任何其他边缘结束,大大拓展了曲线梁肋的设计空间。

国内对于曲线梁肋相关研究较少,徐元铭和王东^[14]、张坤鹏等^[15]对曲线加筋壁板相关技术开展研究,尚未有曲线梁肋机翼相关的文献发表。

综上所述,相较于直线梁肋,曲线梁肋具有更大的设计空间,能有效提升机翼气动弹性性能,在机翼减重方面具有良好的表现,因而探究曲线梁肋概念的潜力和发展相关技术具有必要性。本文使用曲线梁肋设计飞行器机翼,研究参数化方法和优化设计方法,进一步探究曲线梁肋在机翼设计中的潜力,为飞机新结构形式提供理论支持和预先研究。

1 理论基础

1.1 参数化方法

参数化方法是进行曲线梁肋机翼内部结构设计的基础。基于 LSM 参数化方法^[5],使用三阶 B 样条曲线在单位空间内参数化表达曲线梁肋。三阶 B 样条曲线是二次分段连续多项式函数,根据文献^[16]可以用矩阵形式表示:

$$P(t)=\frac{1}{2}\begin{bmatrix}t^2&t&1\end{bmatrix}N\begin{bmatrix}P_0\\P_1\\P_2\end{bmatrix}\quad(1)$$

式中: $P(t)$ 为曲线的参数方程; t 为无量纲参数,取值范围: $t\in(0,1)$; P_0 、 P_1 和 P_2 为控制 B 样条曲线的 3 个点;矩阵 N 为混合函数系数矩阵,其具体形式为

$$N=\begin{bmatrix}1&-2&1\\-2&2&0\\1&1&0\end{bmatrix}\quad(2)$$

将矩阵 N 代入式 (1),将式 (1) 在二维空间内展开并整理后得

$$P(t)=\begin{cases}(t^2-2t+1)x_A+(-2t^2+2t)x_{P_1}+(t^2)x_B\\(t^2-2t+1)y_A+(-2t^2+2t)y_{P_1}+(t^2)y_B\end{cases}\quad(3)$$

式 (3) 是定义曲线梁肋形状的 B 样条的数学形式,B 样条曲线如图 1 所示。

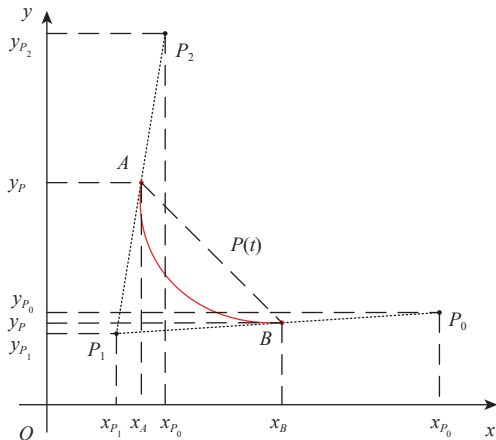


图 1 B 样条曲线
Fig. 1 B-spline curve

图 1 中,点 A 为线段 P_1P_2 的中点,点 B 为线段 P_1P_0 的中点,A、B 和 P_1 三点构成一条 B 样条曲线,点 A、B 为该曲线的起始点和终点,点 P_1 为该曲线的控制点。

在 LSM 参数化方法中,单位空间内多条 B 样条曲线组合形成一组曲线梁肋,单位空间内曲线梁肋布置方式如图 2 所示。

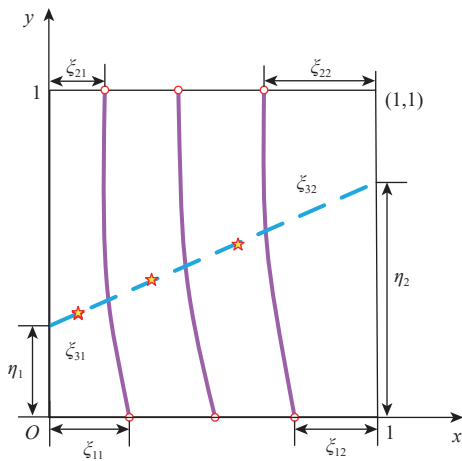


图 2 单位空间内曲线梁肋布置方式
Fig. 2 Layout of SpaRibs in unit space

曲线的起始点和终点分别在不同的边上,所有控制点位于控制点连线上,包括端点在内所有相邻点的间距按照等比数列的方式排列。LSM 参数化方法以 6 个参数定义一组曲线梁肋,表 1 为参数的

表 1 定义一组曲线梁肋与单位空间关系的参数

Table 1 Parameters defining relationship between a set of SpaRibs to unit space

参数	定义
p_1	曲线梁肋的数量
p_2	η_1
p_3	η_2
p_4	ξ_{12}/ξ_{11}
p_5	ξ_{22}/ξ_{21}
p_6	ξ_{32}/ξ_{31}

定义。

p_1 为一组曲线梁肋的数量, p_2 和 p_3 定义了控制点连线的位置, p_4 、 p_5 和 p_6 定义了起始点、控制点和终点的间距。

1.2 转换矩阵

LSM 参数化方法提出的建模方式是从单位矩形向物理空间直接转换。这种直接从单位空间生成几何模型的方法难度较大, 在实际转换过程中复杂程度较高, 不易实现。本文提出一种两次空间转换方法, 两次转换方法包括单位矩形向机翼平面四边形的转换和机翼平面四边形向三维空间的转换。

单位矩形向机翼平面四边形的转换方法如图 3 所示。

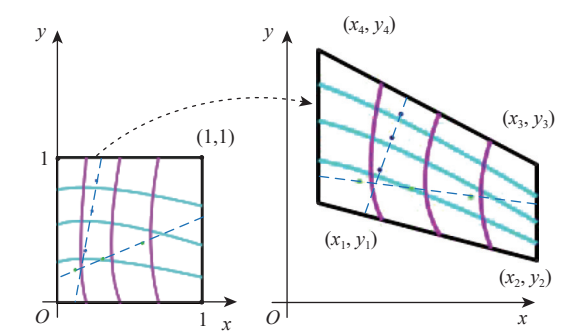


图 3 单位空间向机翼平面空间转换

Fig. 3 Transformation from unit space to wing plane space

将实际机翼平面形状简化成一个四边形, 单位空间内的曲线梁肋布置通过透视变换 (perspective transformation) 方法转换到实际机翼四边形内。透视变换^[17]方法包含的转换方式如图 4 所示, 包括平移、旋转、斜切、缩放和透视。

透视变换公式为

$$[x' \quad y' \quad w'] = [u \quad v \quad w] \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中: (u, v) 为单位矩形内的坐标; (x, y) 为机翼平面四边形内点的坐标, 其中: $x = x'/w'$, $y = y'/w'$ 。

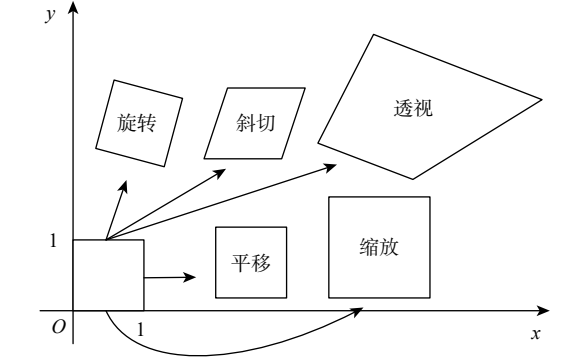


图 4 透视变换

Fig. 4 Perspective transformation

$$T = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} T_1 & T_2 \\ T_3 & T_4 \end{bmatrix} \quad (5)$$

其中,

$$T_1 = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} \\ a_{21} & a_{22} \end{bmatrix}$$
$$T_2 = \begin{bmatrix} a_{13} & a_{23} \end{bmatrix}^T$$
$$T_3 = \begin{bmatrix} a_{31} & a_{31} \end{bmatrix}$$
$$T_4 = [a_{33}]$$

式中, T 为透视变换矩阵, 可拆分为 4 部分。其中, T_1 表示线性变换, 比如缩放、斜切和旋转; T_3 表示平移; T_2 表示透视变换; $T_4=1$ 。将式 (4) 展开后得

$$x = \frac{x'}{w'} = \frac{a_{11}u + a_{21}v + a_{31}}{a_{13}u + a_{23}v + a_{33}} \quad (6)$$

$$y = \frac{y'}{w'} = \frac{a_{12}u + a_{22}v + a_{32}}{a_{13}u + a_{23}v + a_{33}} \quad (7)$$

透视变换矩阵 T 中存在 8 个未知量, 在机翼平面四边形内选择 4 个已知点 (一般是角点) 和单位矩形上的 4 个点形成对应关系代入式 (6) 和式 (7), 组合形成方程组, 求出方程组的解即得变换矩阵, 完成由单位矩形向机翼平面四边形的变换。

机翼平面空间向三维空间的转换如图 5 所示, 主要方法是将机翼平面内的点和线投影至机翼上下蒙皮, 由上下蒙皮上的相关点线连接生成曲线梁肋面, 其中机翼上下蒙皮由机翼的翼型和翼展弦长

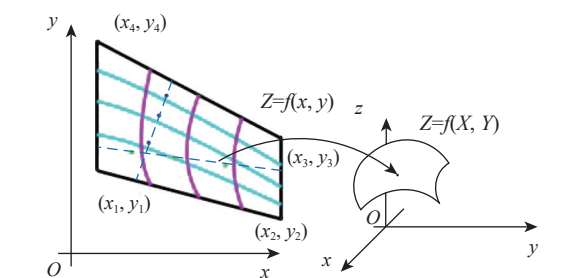


图 5 机翼平面空间向三维空间的转换

Fig. 5 Transformation from wing plane space to three-dimensional space

等参数构成。

1.3 模态分析

频率和振型通过求解特征值问题得到, 模态分析方程一般表示为

$$(\mathbf{K}-\lambda \mathbf{M}) \mathbf{x}=\mathbf{0} \quad (8)$$

式中: $\mathbf{K}$ 为结构刚度矩阵; $\mathbf{M}$ 为结构质量矩阵; λ 为特征值, $\lambda=\omega^2$, ω 为圆频率; $\mathbf{x}$ 为特征向量。

1.4 静气动弹性分析

静气动弹性方程一般表示为

$$\left[\mathbf{K}-\frac{1}{2} \rho V^2 \mathbf{Q}_u\right] \bar{\mathbf{u}}+\mathbf{M} \ddot{\mathbf{u}}_R=\mathbf{P}_0 \quad (9)$$

式中: $\mathbf{K}$ 为结构刚度矩阵; ρ 为飞行高度对应的大气密度; V 为来流速度; $\mathbf{Q}_u$ 为结构弹性变形引起的气动力影响系数矩阵; $\mathbf{M}$ 为结构质量矩阵; $\ddot{\mathbf{u}}_R$ 为结构刚体自由度的加速度; $\mathbf{P}_0$ 为外部载荷。

1.5 颤振分析

典型颤振分析方程为

$$\bar{\mathbf{M}} \ddot{\mathbf{q}}+\bar{\mathbf{K}} \mathbf{q}=\frac{1}{2} \rho V^2 \mathbf{A} \mathbf{q} \quad (10)$$

式中: $\bar{\mathbf{M}}$ 为模态坐标下的广义质量矩阵; $\bar{\mathbf{K}}$ 为广义刚度矩阵; $\mathbf{q}$ 为广义坐标列阵; $\mathbf{A}$ 为广义气动力影响系数矩阵。广义非定常气动力矩阵 $\mathbf{A}$ 为关于马赫数与减缩频率 $k=\frac{\omega b}{V}$ 的复函数, b 为参考半弦长。

利用 p-k 法求解颤振方程, 令

$$\mathbf{q}=\mathbf{q}_0 \mathrm{e}^{s t} \quad (11)$$

式中: $s=(\gamma+i) \omega$; γ 为衰减率。将式 (11) 代入式 (10) 中得到如下广义特征值问题:

$$\left[s^2 \bar{\mathbf{M}}+\bar{\mathbf{K}}-\frac{1}{2} \rho V^2 \mathbf{A}\right] \mathbf{q}_0=\mathbf{0} \quad (12)$$

在不同速度下求解该广义特征值问题可得到颤振速度 ($\gamma=0$ 时对应的速度) 和颤振频率。

2 优化方法

遗传算法是 1962 年美国 Michigan 大学 Holland 教授提出的模拟自然界遗传机制和生物进化论而成的一种并行随机搜索最优化方法^[18]。遗传算法具有全局搜索能力强、通用性好的特点。遗传算法具体流程如图 6 所示。

采用遗传算法进行寻优, 以质量最小为目标, 以颤振速度和气动弹性变形为约束, 包括翼尖变形和扭角, 优化曲线梁肋机翼的构型参数和尺寸参数, 包括曲线梁肋位置分布、曲线梁肋腹板和蒙皮的厚度、凸缘的横截面积等。采用罚函数法^[19]将优化问题转化为无约束优化问题:

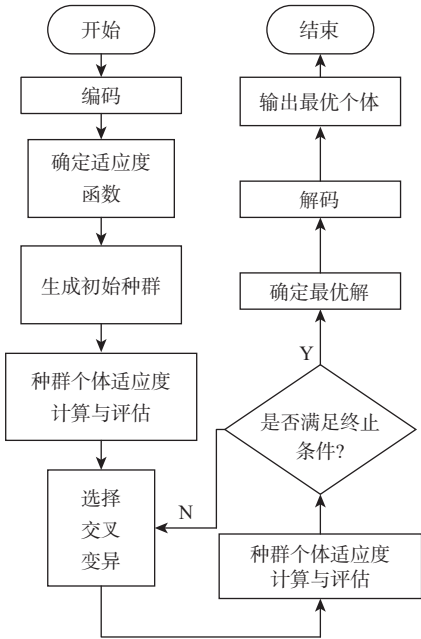


图 6 遗传算法流程

Fig. 6 Process of genetic algorithm

$$\left\{\begin{array}{l} \min \phi f(x, r)=f(x)+ \\ \sum_{i=1}^{n_c} r_i^e h_i^2(x)+\sum_{j=1}^{n_g} r_j^g[\max \left(g_j(x), 0\right)]^2 \\ \text { s. t. } x_i^{\text {lower }} \leq x_i \leq x_i^{\text {upper }} \quad i=1,2, \cdots, n_d \end{array}\right. \quad (13)$$

式中: r_i^e 和 r_i^g 分别为等式和不等式约束的罚值; $x_i^{\text {lower }}$ 和 $x_i^{\text {upper }}$ 分别为第 i 个设计变量的上下界; n_d 为设计变量的数量。

在优化中, 外部罚函数法的惩罚量是和约束的背离程度成正比的, 并且随着优化的进行, 优化变量在不可行区域不断接近最优解。

在遗传算法中, 罚函数法用于在每一代中维持一定数量的不可行解, 从而使遗传搜索从可行区域和不可行区域 2 个方向搜索最优解^[20]。

遗传算法采用实数编码, 以式 (13) 的目标函数直接作为适应度函数。在优化过程中, 当曲线梁肋的位置发生变化时, 机翼曲线梁肋结构会发生变化, 必然影响计算结构质量和结构动力学特性的数据输入。这种情况具体体现在优化过程中每生成一个个体, 曲线梁肋结构模型都要更新变化, 需要程序不断修改输入文件。同样的, 在尺寸参数优化过程中需要程序不断修改变化的参数。以上参数修改过程都通过程序自动进行, 使得优化程序能够顺利进行。

3 优化算例

3.1 结构与气动模型

美国当地时间 2022 年 12 月 2 日, 由诺斯罗普·格鲁曼公司研制的美国新一代 B-21“突袭者”战

略轰炸在加利福尼亚州亮相,与现役 B-2 隐形轰炸机相似,采用飞翼布局^[21-23]。使用曲线梁肋对飞翼布局飞行器机翼进行设计,曲线梁肋在结构上不同于直线梁肋,其典型特征是不严格区分梁肋,并且梁肋甚至是蒙皮的加筋在翼盒内以曲线形式存在,在提供更有效的承载机制的同时,其梁肋曲率的存在便于耦合机翼的弯曲和扭转变形。

在建立有限元模型时,上下蒙皮、曲线梁肋采用板单元,前后梁缘条、上下桁条采用杆单元,根据文献[24-26]构造基准模型,飞翼初始构型如图 7 所示,其内外翼有明显的转折,气动网格如图 8 所示。

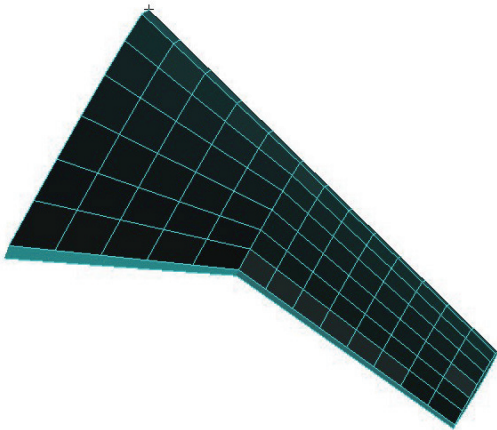


图 7 飞翼有限元模型

Fig. 7 Finite element model of flying wing

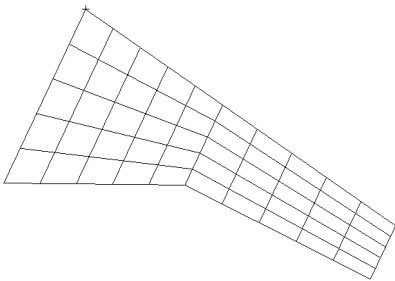


图 8 飞翼气动网格

Fig. 8 Aerodynamic mesh of flying wing

按照设计变量组合的复杂性,将飞翼结构优化设计问题分为

- 1) 机翼曲线梁肋形状优化设计。
- 2) 基于最优形状构型的尺寸优化设计。
- 3) 机翼曲线梁肋形状和尺寸综合优化。

为减轻计算复杂程度,本模型为简化模型,仅考虑曲线梁肋、蒙皮和凸缘等基本结构。模型采用 NACA0012 对称翼形,采用多梁式结构,一共有 7 个梁,其中内外翼段分别布 6 个翼肋和 9 个翼肋。蒙皮、梁肋腹板的厚度均设定为 1.5×10^{-3} m,凸缘截面积为 7.9×10^{-6} m²。材料属性:质量密度=2 700 kg/m³,弹性模量=70 GPa,泊松比=0.3,初始构

型的总质量为 960 kg。其他数据如表 2 所示。

表 2 飞翼平面形状几何参数

Table 2 Geometric parameters of flying wing plane shape

定义	参数
半翼展/m	4.57
翼根弦长/m	5.53
转折处弦长/m	2.55
翼尖弦长/m	1.7
转折处翼展/m	2.02
前缘后掠角/(°)	35

在优化中主要考虑机翼的颤振和静气动弹性特性,设定工况:动压为 2.59×10^5 Pa,迎角为 3°。基准模型的颤振速度大约为 815.24 m/s,在给定的飞行状态下翼尖静变形大约为翼展的 3.512%,翼尖扭角大约为-1.273 4°(低头),单元最大应力约为 216.6 MPa。

在以下的优化算例中,遗传参数设置为:交叉概率为 0.4,变异概率为 0.2,群体大小和进化代数根据不同的优化算例有所不同,终止条件为运行到最大代数。

3.2 算例 1 曲线梁肋形状优化

结合表 1,针对基准模型内外翼段,分成 4 组曲线梁肋,机翼的平面形状和曲线梁肋数量不变,仅改变机翼内部曲线梁肋形状,即每一组曲线梁肋中的 p_1 为常数,参考文献[27-28],其余每个变量的变化范围如表 3 所示。

表 3 曲线梁肋形状参数变化范围

Table 3 Boundary of shape parameters of SpaRibs

数值类型	p_1	p_2	p_3	p_4	p_5	p_6
最小值	定值	0.05	0.05	0.25	0.25	0.25
最大值	定值	0.95	0.95	4	4	4

注: p_1 表示曲线梁肋的数量,是预先设定的定值,没有变化范围,具体值根据翼盒中梁肋的数量来确定。

此次优化中种群大小为 20,进化代数为 40,计算动压为 2.59×10^5 Pa,迎角为 3°,翼梢静变形小于翼梢弦长的 5%、翼梢扭转角小于 1.5°和单元应力小于材料许用应力为约束。满足约束条件的情况下适应度等于颤振速度,在不满足约束的情况下还包括背离约束的加权叠加,在优化迭代结束后,得到最优个体,最优的曲线梁肋构型如图 9 所示。

优化后重量为 972.685 6 kg,颤振速度为 981.160 4 m/s,翼梢变形为半展长的 3.471%,翼梢扭转角为-1.294 4°,单元最大应力为 205.987 MPa。最优构型相较于初始构型重量增加 12.685 6 kg,在重量增幅为 1.321%的基础上,颤振速度的增幅为 20.34%。很明显,仅仅将直线梁肋更换为曲线梁肋,必然导致结构重量的增加。通过此优化,在尽

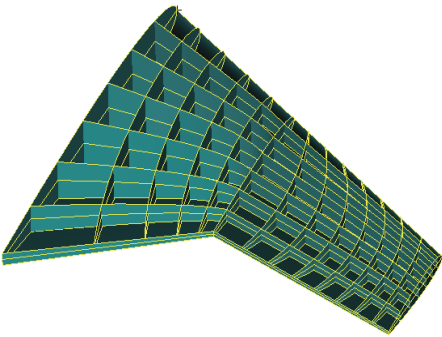


图 9 最优的曲线梁肋构型图
Fig. 9 Optimal SpaRibs configuration

可能增加较少的结构重量或者重量相当的前提下, 曲线梁肋相较于直线梁肋明显提升了飞翼的颤振速度, 与文献 [29] 的结论一致。

3.3 算例 2 曲线梁肋尺寸优化

基于算例 1 最优构型, 进一步优化梁肋腹板厚度和凸缘截面积。将机翼的蒙皮、梁肋和凸缘等分成 28 个区域, 每个区域采用不同的尺寸参数, 具体分块区域如图 10 所示, 将曲线梁肋区域分成 12 块, 蒙皮区域分成 4 块, 凸缘区域分成 12 块, 每个部分参数的取值范围如表 4 所示。

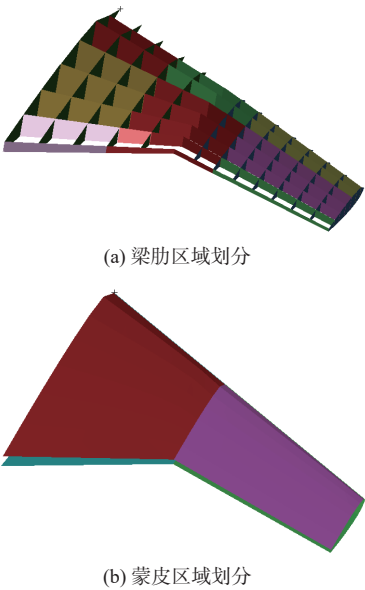


图 10 机翼结构部分划分
Fig. 10 Division of aircraft wing structure

种群大小为 20, 进化代数 40, 计算动压为 2.59×10^5 Pa, 迎角为 3° , 以飞翼重量最小为目标, 颤振速度大于 800 m/s、翼梢静变形小于翼梢弦长的 5%、翼梢扭转角小于 1.5° 和单元应力小于材料许用应力为约束开展优化设计。

个体适应度进化历程如图 11 所示, 优化后其最小重量为 751.141 3 kg, 颤振速度为 801.266 45 m/s, 翼梢变形为半展长的 4.290%, 翼梢扭转角为 -1.446° ,

表 4 尺寸参数参考范围
Table 4 Boundary of size parameters mm

类型	最小值	最大值
曲线梁肋	0.5	3
蒙皮	0.5	2.5
凸缘	0.5	3

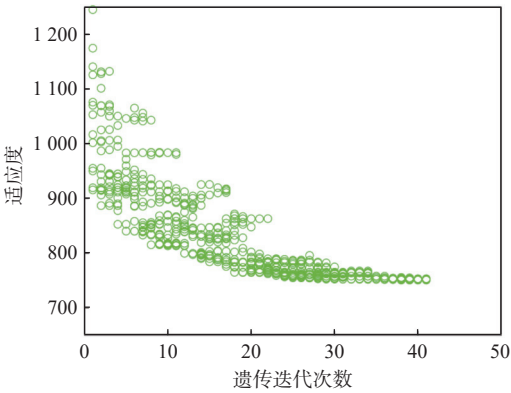


图 11 个体适应度进化历程
Fig. 11 Fitness evaluation history of individuals

单元最大应力为 267.626 MPa。重量相较于初始构型减少 208.858 7 kg, 减重了 21.76%, 减重效果明显。

3.4 算例 3 曲线梁肋形状尺寸综合优化

算例 1 和算例 2 将飞翼的形状和尺寸参数分成两步独立进行, 在最优形状构型的基础上开展尺寸优化, 相当于两步优化。

开展曲线梁肋形状和尺寸综合(一步)优化。曲线梁肋形状参数数量仍然选取算例 1 的参数; 尺寸参数仍按照算例 2 的分区方式, 同样采用表 4 的尺寸参数变化范围。分别对种群数量和进化代数进行分类组合。挑选出 4 组组合方式, 这 4 种方式的计算成本均比算例 1 和算例 2 要高很多, 并且种群数量和进化代数越多计算成本越高。同时, 进行曲线梁肋构型和尺寸参数优化相对于初始构型能得到良好的曲线梁肋构型和尺寸参数组合。为了避免陷入局部最优解, 在整个优化过程中需要进行多次优化取最优结果。表 5 为 4 次综合优化的最佳结果, 图 12 为优化 D 的最优曲线梁肋构型。

随着进化代数的增加, 减重效果更加明显, 优化 D 显示当遗传代数增加到 70 时, 能够得到比遗传代数少的优化更优的结果, 即能在满足气动弹性要求的前提下, 可以得到更轻的结构重量。但付出的计算成本约是优化 C 的 2 倍, 约是优化 B 的 3 倍, 约是优化 A 的 5 倍。

最优结果的颤振速度为 800.49 m/s, 翼梢变形为半展长的 4.03%, 翼梢扭转角为 -1.46° , 最终的结构重量为 706.17 kg, 相对于初始构型减重达 26.44%, 相较于算例 2 减重 5.99%。

表 5 形状尺寸综合优化最优个体

Table 5 Optimal individual of comprehensive shape and size optimization

优化结果	最大遗传代数	种群大小	颤振速度/(m·s ⁻¹)	翼尖变形/%	翼尖扭角/(°)	质量/kg	最大应力/MPa
A	20	20	816.09	4.24	-1.47	741.90	270.60
B	40	20	800.71	4.14	-1.41	780.08	261.38
C	40	30	802.27	4.07	-1.44	715.47	238.10
D	70	30	800.49	4.03	-1.46	706.17	280.63

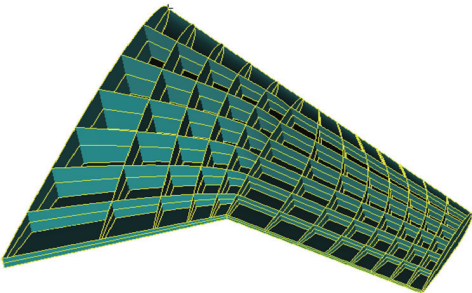


图 12 优化 D 的最优曲线梁肋构型

Fig. 12 Optimal SpaRibs configuration of optimization D

4 结 论

本文发展了一种使用曲线梁肋结构构型综合设计方法,以飞翼飞行器为例,在早期设计阶段考虑气动弹性约束,综合气动结构的耦合影响,减小结构重量。设计空间同时包括曲线梁肋构型参数和尺寸参数,结果显示:

- 1) 在梁肋数量不变的前提下,使用曲线梁肋结构的机翼在重量增幅为 1.321% 的基础上,颤振速度可提高 20.34%;
- 2) 在曲线梁肋构型的基础上进一步进行尺寸参数优化,在满足特定约束条件下,相较于初始构型减重 21.76%;
- 3) 进行曲线梁肋构型参数和尺寸参数综合(一步)优化,相较于初始构型减重可达 26.44%。

使用曲线梁肋形状优化和尺寸优化相结合的情况下机翼能够有效地减轻机翼重量,为曲线梁肋机翼的结构设计提供了一种快速有效的气动弹性综合优化设计方法。

参考文献 (References)

[1] MULANI S, LOCATELLI D, KAPANIA R. Algorithm development for optimization of arbitrary geometry panels using curvilinear stiffeners[C]// Processings of the th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Reston: AIAA, 2010.

[2] LOCATELLI D, MULANI S B, KAPANIA R K. Wing-Box weight optimization using curvilinear spars and ribs (SpaRibs)[J]. *Journal of Aircraft*, 2011, 48(5): 1671-1684.

[3] LOCATELLI D, MULANI S, KAPANIA R, et al. A multidisciplinary analysis optimization (MDAO) environment for wings having

SpaRibs[C]//Processings of the 53th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. Reston: AIAA, 2012.

[4] LOCATELLI D. Optimization of supersonic aircraft wing-box using curvilinear SpaRibs[D]. Blacksburg: Virginia Polytechnic Institute and State University, 2012: 22-75.

[5] LOCATELLI D, MULANI S B, KAPANIA R K. Parameterization of curvilinear spars and ribs for optimum wing structural design[J]. *Journal of Aircraft*, 2014, 51(2): 532-546.

[6] LOCATELLI D, YEILAGHI TAMIJANI A, MULANI S B, et al. Multidisciplinary optimization of supersonic wing structures using curvilinear spars and ribs (SpaRibs)[C]// Processings of the 54th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Reston: AIAA, 2013.

[7] LIU Q, MULANI S B, KAPANIA R K. Global/local multidisciplinary design optimization of subsonic wing[C]// Processings of the 10th AIAA Multidisciplinary Design Optimization Conference. Reston: AIAA, 2014.

[8] LIU Q, JRAD M, MULANI S B, et al. Integrated global wing and local panel optimization of aircraft wing[C]// Processings of the 56th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Reston: AIAA, 2015.

[9] ROBINSON J H, DOYLE S, OGAWA G, et al. Aeroservoelastic optimization of wing structure using curvilinear spars and ribs (SpaRibs) [C]// Processings of the 17th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference. Reston: AIAA, 2016.

[10] ZHAO W, KAPANIA R K. Multiobjective optimization of composite flying-wings with SpaRibs and multiple control surfaces[C]// Processings of the 2018 Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference. Reston: AIAA, 2018.

[11] ZHAO W. Optimal design and analysis of Bio-Inspired, curvilinearly stiffened composite flexible wings[D]. Blacksburg: Virginia Polytechnic Institute and State University, 2017.

[12] ZHAO W, KAPANIA R K. Bilevel programming weight minimization of composite flying-wing aircraft with curvilinear spars and ribs[J]. *AIAA Journal*, 2019, 57(6): 2594-2608.

[13] DE S, JRAD M, KAPANIA R K. Structural optimization of internal structure of aircraft wings with curvilinear spars and ribs[J]. *Journal of Aircraft*, 2019, 56(2): 707-718.

[14] 徐元铭, 王东. 曲线片型加筋壁板的稳定性优化设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(4): 567-573.

[15] XU Y M, WANG D. Design and optimization of improving stability of curvilinear blade-stiffened panels[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2015, 41(4): 567-573 (in Chinese).

[15] 张坤鹏, 郝鹏, 段于辉, 等. 基于深度学习的多级曲线加筋壁板布

局优化设计[J]. 中国舰船研究, 2021, 16(4): 86-95.

ZHANG K P, HAO P, DUAN Y H, et al. Layout optimization design of hierarchical curvilinearly stiffened panels based on deep learning[J]. Chinese Journal of Ship Research, 2021, 16(4): 86-95 (in Chinese).

[16] SALOMON D. Curves and surfaces for computer graphics[M]. New York: Springer, 2006.

[17] 李一航, 周东兴, 韩东升. 一种基于透视变换的远距离双目测距方法[J]. 电子测量技术, 2021, 44(7): 93-99.

LI Y H, ZHOU D X, HAN D S. Long-distance binocular ranging method based on perspective transformation[J]. Electronic Measurement Technology, 2021, 44(7): 93-99 (in Chinese).

[18] HOLLAND J H. Adaptation in natural and artificial systems[M]. Cambridge: The MIT Press, 1992: 1-50.

[19] HAFTHA R T, GURDAL Z. Penalty function method, elements of structural optimization [M]. London: Kluwer Academic Publishers, 1992: 186-198.

[20] GEN M, CHENG R. Genetic algorithm and engineering design[M]. New York: John Wiley&Sons, 1997: 21-30.

[21] 陆依斐. 美新型轰炸机 B-21 亮相[N]. 解放日报, 2022-12-05(008).

LU Y F. US new bomber B-21 appears[N]. Liberation Daily, 2022-12-05(008)(in Chinese).

[22] 马俊, 郭媛丹, 李雪, 等. 美防长冲着中国炫耀军力[N]. 环球时报, 2022-12-05(1).

MA J, GUO Y D, LI X, et al. US defense minister showing off military power to China [N]. Global Times, 2022-12-05(1)(in Chinese).

[23] 魏伟, 肖东风. 大国争相研制新一代隐形轰炸机[N]. 环球时报, 2022-12-03(4).

WEI W, XIAO D F. Great powers vying to develop a new generation of stealth bombers[N]. Global Times, 2022-12-03(4)(in Chinese).

[24] 杨佑绪, 吴志刚, 杨超. 飞翼结构构型气动弹性优化设计方法[J]. 航空学报, 2013, 34(12): 2748-2756.

YANG Y X, WU Z G, YANG C. An aeroelastic optimization design approach for structural configuration of flying wings[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(12): 2748-2756 (in Chinese).

[25] YANG Y X, WU Z G, YANG C. Equivalent plate modeling for complex wing configurations[J]. Procedia Engineering, 2012, 31: 409-415.

[26] 杨佑绪. 面向机翼构型的气动弹性综合设计方法研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2013: 57-58.

YANG Y X. Wing Configuration oriented aeroelastic integrated design method study[D]. Beijing: Beihang University, 2013: 57-58(in Chinese).

[27] 万志强, 刘东岳, 唐长红, 等. 大型飞机翼梁位置对气动弹性优化的影响研究[J]. 中国科学: 技术科学, 2012, 42(3): 352-358.

WAN Z Q, LIU D Y, TANG C H, et al. Study on the influence of wing beam position on aeroelastic optimization of large aircraft[J]. Scientia Sinica (Technologica), 2012, 42(3): 352-358 (in Chinese).

[28] JRAD M, DE S, KAPANIA R K. Global-local aeroelastic optimization of internal structure of transport aircraft wing[C]// Processings of the 18th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference. Reston: AIAA, 2017.

[29] LIU Q. EBF3GLWingOpt: a framework for multidisciplinary design optimization of wings using SpaRibs[D]. Blacksburg: Virginia Polytechnic Institute and State University, 2017.

Aeroelastic optimization design of SpaRibs wing structure

ZHOU Quanzhi, YANG Youxu*, SUN Lubin, ZHANG Xingcui, WU Yifei, HUO Mengwen

(School of Aircraft Engineering, Nanchang Hangkong University, Nanchang 330063, China)

Abstract: Traditionally, the internal structure of aircraft wings is generally straight spars and ribs. The use of curvilinear spars and ribs (SpaRibs) can greatly broaden the design space of the aircraft wing structure and further improve the aeroelastic performance of the aircraft wing. Since the linked shape method (LSM) is not easy to automatically model, the projection mapping method was proposed to perform two space transformations to realize the automatic modelling of the SpaRibs. Based on genetic algorithm, an aeroelastic comprehensive optimization design method was proposed for aircraft wings with SpaRibs. The supersonic doublet-lattice method was used to calculate the unsteady aerodynamics, and the modal method was used for the static aeroelastic analysis. The optimal design was carried out by considering the flutter velocity and static aeroelastic deformation constraints. A comprehensive optimization design calculation example of a flying wing aircraft shows that the flutter velocity can be increased by 20.34% on the basis of a weight increase of 1.321% for a wing with a SpaRibs structure. The size parameters are further optimized on the basis of the SpaRibs configuration. Under certain constraints, the weight reduction is 21.76% compared with the initial configuration; the comprehensive (one-step) optimization of the SpaRibs configuration parameters and size parameters is combined, and the weight reduction can reach 26.44% compared with the initial configuration. The weight of the aircraft wing can be effectively reduced by combining SpaRibs design optimization and size optimization, which provides a fast and effective aeroelastic comprehensive optimization design method for the overall design of the flying wing aircraft structure.

Keywords: curvilinear spars and ribs; aeroelasticity; flying wing; optimization design; configuration design; preliminary design

Received: 2023-06-12; **Accepted:** 2023-10-27; **Published Online:** 2023-11-29 10:21

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20231128.1320.002

Foundation item: Jiangxi province "Double Thousand Plan" talent project (CK202006470)

* **Corresponding author.** E-mail: zgdy_1@163.com