

非确知气动激励组合飞行器单体机翼拓扑优化*

张青松¹, 牛 枫², 贾 山^{1,3,4}, 陈金宝^{1,3,4}, 龚子轩¹

(1. 南京航空航天大学航天学院 南京, 210016)

(2. 英国思克莱德大学工程学院 英国格拉斯哥, G1 1XQ)

(3. 深空星表探测机构技术工信部重点实验室 南京, 210016)

(4. 航天进入减速与着陆技术航天科技重点实验室 南京, 210016)

摘要 面向组合式新概念飞行器领域的发展需要, 提出了一种固定销式单体机翼的组合式飞行器设计方案, 采用尺寸参数优化和稳健性拓扑优化方法, 研究了在外载荷作用位置非确定条件下, 单体机翼承力结构的最优构型设计。首先, 建立单体机翼结构有限元模型, 基于 Navier-Stokes 方程和尺寸参数优化方法, 分析了气动载荷下连接固定销的最优布局, 固定销最大局部应力降低了 6.30%; 其次, 采用变密度法对单体机翼进行稳健性拓扑优化, 对优化结果进行参数化模型重构; 最后, 通过二次尺寸优化, 完善了单体机翼最优承力结构设计, 与初始机翼模型质量相比, 优化后质量降低了 89.13%。结果表明: 相较于静力下的拓扑优化, 所提方法更加贴合实际工况; 研究结果为组合式飞行器机翼结构设计与优化提供了技术支持。

关键词 组合式飞行器; 机翼结构设计; 稳健性拓扑优化; 气动特性; 结构参数优化

中图分类号 TH122

0 引言

组合式飞行器这一新概念已获得广泛推广^[1], 其主要目的是通过连接多架飞机的机翼来增大展弦比^[2], 提高飞机飞行力学特性和燃油消耗效率^[3]。得益于良好的升阻特性, 组合式飞行器在民用和军用领域均展现出广阔的应用前景^[4]。英国布里斯托大学^[5]、美国佐治亚理工学院^[6]和美国航空航天局^[7]均提出并论证了组合式飞行器的研究和应用价值。然而, 随着组合式飞行器展弦比逐渐增大, 传统铰接方式的机翼会产生较大的结构变形, 从而影响飞行安全^[8-9]。组合式刚性连接系统可有效避免机翼变形, 但该连接方式对机翼内部传力路径结构设计提出了更高的要求^[10]。

采用拓扑优化进行结构设计是飞行器设计的重要优化方法之一^[11], 该技术广泛应用于航空航天工业^[12], 通过不断优化迭代, 获得最优结构构型和传力路径, 既不影响飞行器力学性能, 又能减轻结构重量^[13]。在飞行器拓扑优化领域, 国内外学者通过计算流体力学 (computational fluid dynamics, 简称 CFD) 与拓扑优化有效结合^[14], 为机翼的轻量化设计提供了技术方案。目前, 机翼拓扑优化研究多是

在确定的外载荷、材料参数、目标函数和边界条件下开展, 所得结构构型均为理想状态下的计算结果, 且鲜有考虑真实环境中的不确定变量, 这降低了拓扑优化分析结果的可信度^[15]。

在实际工况下, 由于突风载荷等气动环境不确定性因素, 使机翼所受气动载荷具有一定的随机性^[16], 对最终机翼结构拓扑优化结果的可靠度有较大影响。在这一问题上, 稳健性拓扑优化方法是非确定性载荷加载下的新型优化手段。本研究在固体各向同性材料惩罚模型的基础上, 提出一种适用于飞行器机翼结构设计的混合优化流程, 结合稳健性拓扑优化理论与尺寸参数优化模型, 建立非确定气动载荷激励下的拓扑优化模型。通过对重构模型的二次尺寸参数进行优化, 获得最优结构的承力模型。通过对比典型算例的优化结果, 分析稳健性拓扑优化方法的可靠性, 并验证该方法的可信度与准确性。

1 组合式飞行器构型设计

1.1 构型设计

组合式飞行器主要由主体飞行器和单体飞行器

* 国家科技专项计划资助项目 (2021-JCJQ-JJ-0233, 23-TQ01-04-ZT-01-017, D050202); 国家自然科学基金面上资助项目 (52075242); 中央高校基本科研业务费资助项目 (NT2022026)

收稿日期: 2024-03-27; 修回日期: 2024-04-24

两部分构成,其中主体飞行器包括机身、两侧主翼和尾翼;单体飞行器包括机身两侧多组模块化翼型飞行器。单体飞行器与主体飞行器通过翼端的固定销实现稳固连接。组合式飞行器构型设计如图 1 所示。主体飞行器具备自主飞行能力,单体飞行器作为主体机翼的展向延伸,为主体飞行器提供额外气动升力,提升并改善组合式飞行器的升阻特性,实现更大的续航里程。当组合式飞行器飞抵至特定目标区域后,单体机翼逐次分离,可在短时间内形成“一主体+多单体”的组合飞行单元,实现大空域多点位信息传递、地面侦测等协同任务。

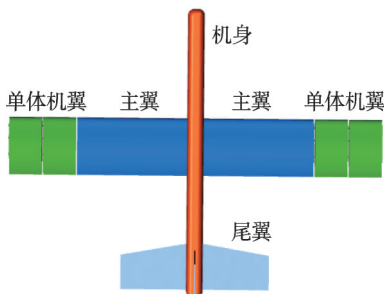


图 1 组合式飞行器构型设计
Fig.1 Configuration design of combined aircraft

1.2 单体飞行器结构模型建立

相较于传统固定翼飞行器,空中稳定连接与快速解锁分离是组合式飞行器的核心关键技术。单体机翼在组合状态下须具有刚性连接属性,以满足非常突风载荷作用和空中操控时的机身稳定性;在分离动作开始时,则需满足快速分离要求,实现组合式飞行器从整体状态向单体协同状态转变,以达到预期的集群飞行效果。因此,单体机翼的分离结构设计非常重要。在本研究中,单体机翼和主翼以固定销作为传力结构。固定销分布情况如图 2 所示。为避免分离过程的非同步性导致的销孔卡死情况,本研究采用 3 组固定销的布局方式,进一步提高分离过程中的同步性。3 组固定销与主翼上的 3 组固定孔通过销孔配合方式稳定连接,当需要分离时,内

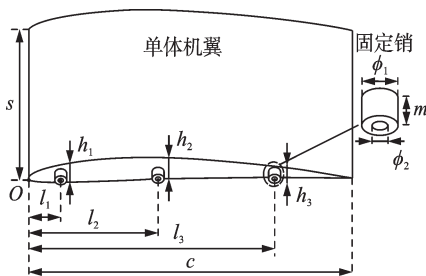


图 2 固定销分布情况
Fig.2 Distribution of fixed pins

部分离力向外推动单体机翼,实现固定销和固定孔的快速分离,从而实现单体机翼与主翼的快速分离。

固定销作为单体机翼唯一的外结构,其力学特性直接影响机翼连接的耐久性和稳固性,因此有必要针对固定销进行力学特性分析。此外,在航空航天结构设计领域,轻量化设计至关重要^[17]。通过建立多参数尺寸参数优化模型,对单体机翼固定销进行优化设计,可有效降低固定销敏感区域的集中应力,且能保证单体在组合状态下稳定的力学性能。对于单翼的设计,本研究选用具有良好升阻比和气动稳定性的 NACA4409 翼型,机翼材料参数如表 1 所示。

表 1 机翼材料参数
Tab.1 Parameters of wings

参数	铝合金-7075 机翼材料
弹性模量/GPa	71
剪切模量/MPa	26 900
泊松比	0.33
屈服强度/MPa	455
抗拉强度/MPa	524
密度/(kg·m ⁻³)	2 810

本研究中,组合式飞行器规定巡航速度和巡航高度与常规固定翼无人机相同。为进一步增大展弦比和巡航状态下的气动稳定性,整机翼型选为平直翼构型设计,单体机翼固定销参数如表 2 所示。

表 2 单体机翼固定销参数
Tab.2 Parameters of single wing fixed pin

参数	初始参数/mm	范围/mm	步长/mm
l_1	50	50~100	10
l_2	200	150~200	10
l_3	380	350~400	10
h_1	0	0~4	1
h_2	0	0~4	1
h_3	0	0~4	1
φ_1	15	15~18	1
φ_2	5	5~8	1

2 优化方法与模型建立

2.1 组合式飞行器优化流程设计

本研究以翼型实体单元为初始优化模型,首先,通过构建尺寸参数优化对结构进行一次优化;其次,构建机翼 CFD 分析模型,明确全工况下气动载荷作

用规律,作为稳健性拓扑优化的输入条件;然后,基于材料属性的有理近似(rational approximation of material properties, 简称 RAMP)模型,开展机翼承力结构的拓扑优化分析和模型重构,实现对结构的二次优化;最后,通过对重构模型的参数提取优化,实现载荷区间内最优机翼结构设计。组合式飞行器机翼优化流程如图 3 所示。

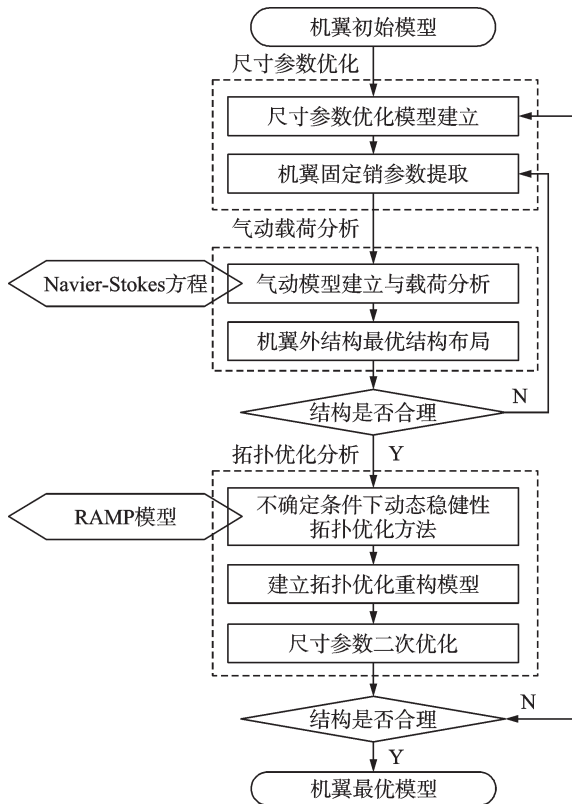


图 3 组合式飞行器机翼优化流程

Fig.3 Optimization process for wings of combined aircraft

2.2 机翼气动载荷模型

获得单体机翼的气动载荷是开展尺寸参数优化和拓扑结构优化与重构的必要前提,本研究利用不可压缩常三维连续方程和动量 Navier-Stokes 方程对单体机翼进行气动载荷分析,明确最大载荷下单体机翼的应力分布情况,实现固定销的参数优化。Navier-Stokes 方程为

$$\begin{cases} \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} = 0 \\ u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\mu}{\rho} \nabla^2 u \\ u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\mu}{\rho} \nabla^2 v \\ u \frac{\partial w}{\partial x} + v \frac{\partial w}{\partial y} + w \frac{\partial w}{\partial z} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial z} + \frac{\mu}{\rho} \nabla^2 w \end{cases} \quad (1)$$

其中: u, v, w 分别为 x, y, z 坐标的速度; ρ 为流体密度; μ 为流体黏度系数; ∇^2 为拉普拉斯算子。

气动升力和气动阻力计算方程为

$$F_L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \quad (2)$$

$$F_D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \quad (3)$$

其中: F_L 为气动升力; F_D 为气动阻力; V 为来流速度; S 为有效升力面积; C_L 为升力系数; C_D 为阻力系数。

2.3 尺寸参数优化模型

为进一步确保固定销布局合理性,分别对初始模型和重构模型进行参数优化,优化模型为

$$\begin{cases} \text{find: } Y = \{y_i\} \quad (i = 1, 2, \dots, x) \\ \text{min: } M(y) \text{ or } \text{min: } P(y) \\ \text{s.t. } y_{\min} \leq y_i \leq y_{\max}, \sigma_{\max} \leq \sigma_d \end{cases} \quad (4)$$

其中: y_i 为设计单元尺寸参数; x 为设计变量个数; $M(y)$ 为模型质量; $P(y)$ 为模型顺应性; $y_{\min}, y_{\max}$ 分别为设计变量的上、下限,表示尺寸约束,具体取值如见表 2; $\sigma_{\max}$ 和 σ_d 为米塞斯最大应力和设计许用应力,表示应力约束。

2.4 稳健性拓扑优化模型

2.4.1 简谐振动系统稳态响应模型

无阻尼受迫振动微分方程为

$$M\ddot{U}(t) + KU(t) = f(t) \quad (5)$$

其中: K 为系统刚度矩阵; M 为系统质量矩阵; $U(t)$ 为结构位移列阵; $\ddot{U}(t)$ 为结构加速度列阵; $f(t)$ 为系统所受外激励列阵。

由傅里叶级数可知,一般周期性外激励可简化为多组简谐激励的叠加,本研究假设结构受到外力为简谐力为

$$f(t) = F(s)e^{j\omega t} \quad (t > 0) \quad (6)$$

其中: $F(s)$ 为外激励幅值 N 维列阵; s 为外激励作用位置; ω 为外激励频率。

由于激励为简谐载荷,因此线性系统的稳态响应也为同频简谐运动,即

$$U(t) = Ue^{j\omega t} \quad (t > 0) \quad (7)$$

其中: U 为位移响应结构列阵。

2.4.2 结构拓扑优化模型

在实际飞行工况下,气动载荷激励具有一定随机性,因此机身结构在激励作用下的响应也具有不确定性。在载荷不确定性的前提下,以结构有限元

单元密度为设计变量,以结构最小柔顺度作为目标函数,稳健性拓扑优化模型为

$$\begin{cases} \text{find: } \boldsymbol{\rho} = [\rho_1, \rho_2, \dots, \rho_n]^T \\ \text{min: } R(\boldsymbol{\kappa}, i) = |F^T(s)U| \\ \text{s.t. } \begin{cases} D(\omega)U = F(s) \\ \sum_{r=1}^n \lambda_r \sigma_r / \sum_{r=1}^n \sigma_r \leq E \quad (r=1, 2, \dots, n) \\ i \in i^l = [i, \bar{i}] \\ 0 < \lambda_{\min} \leq \lambda_r \leq 1 \end{cases} \end{cases} \quad (8)$$

其中: R_d 为动态柔顺度; i 为区间变量; $\boldsymbol{\kappa}$ 为拓扑变量列阵; $\lambda_{\min}=0.001$,以避免结构刚度矩阵奇异的极小值; σ_e 为单元体积; E 为材料体积比。

本研究采用RAMP模型对结构的单元质量和刚度矩阵进行插值^[18],即

$$\begin{cases} M_r = \sigma_r M_0 \\ K_r = \frac{\lambda_r}{1+q(1-\lambda_r)} K_0 \end{cases} \quad (9)$$

其中: q 为惩罚因子; M_0 为质量矩阵; K_0 为刚度矩阵。

2.4.3 动柔顺度一阶灵敏度分析模型

由于载荷激励位置是在有界区间内随机变化的,因而只需在理想作用点进行载荷加载,并计算结构的动态响应^[19],单元动柔顺度表示为

$$R_0 = R(s_0) = |F^T(s_0)U| = \left| \sum_{r=1}^n G_r^T d_r G_r \right| \quad (10)$$

其中: s_0 为理想外激励作用位置,取区间中间值; G_r 为单元动响应幅值列阵; d_r 为单元动刚度矩阵。

由RAMP模型材料插值函数,可得单元动柔顺度对相对密度的一阶导数为

$$\frac{\partial R_0}{\partial \lambda_r} = \frac{1+q}{[1+q(1-\lambda_r)]^2} K_0 - \omega^2 M_0 \quad (11)$$

$$s_0 = \frac{s + \bar{s}}{2} \quad (12)$$

2.4.4 载荷位置不确定对动柔顺度影响分析

在实际载荷中,外部激励的作用位置也具有不确定性,导致结构的传力路径发生一定变化,即动柔顺度发生变化。通过对结构动柔顺度进行泰勒级数二阶展开,得到的显性表达式为

$$R(s) \approx R + \frac{\partial R_0}{\partial s} \Delta s + \frac{1}{2} \frac{\partial^2 R_0}{\partial s^2} \Delta s^2 \quad (13)$$

其中: Δs 为载荷加载位置区间。

为方便求解,将 R_0 改写为

$$R_0 = |F^T(s_0)U| = \sqrt{|F^T(s_0)U|^2} \quad (14)$$

载荷位置的一阶导数和二阶导数表示为

$$\frac{\partial R_0}{\partial s} = \frac{2(F^T(s_0)U)}{R_0} U^T \frac{\partial F(s_0)}{\partial s} \quad (15)$$

$$\frac{\partial^2 R_0}{\partial s^2} = \frac{2(F^T(s_0)U)}{R_0} \frac{\partial U^T}{\partial s} \frac{\partial F(s_0)}{\partial s} \quad (16)$$

将式(14)~(16)代入式(13),可得动柔顺度对载荷激励位置的变化值,对结构单元相对密度 ρ_r 的一阶导数为

$$\frac{\partial R(s)}{\partial \rho_r} \approx \frac{R_0}{\partial \rho_r} + \frac{\partial^2 R_0}{\partial s \partial \rho_r} \Delta s + \frac{1}{2} \frac{\partial^3 R_0}{\partial s^2 \partial \rho_r} \Delta s^2 \quad (17)$$

3 数值仿真验证

3.1 算例1简支平板构型

简支平板构型是拓扑优化典型验证模型,本研究采用的简支平板尺寸长为900 mm、高为400 mm、厚为10 mm。在载荷确定工况下,在底部中心位置加载集中简谐力 $f(t)=10e^{j\omega t}$ kN,频率 $\omega=2\pi \times 150$ rad/s。但由于载荷加载环境的复杂性,实际载荷的作用位置位于中点位置 ± 10 mm的某个不确定点。仿真工况分为确定集中载荷加载和非确定区间载荷加载,简支平板优化模型如图4所示。本研究设置优化迭代步长为150,确定载荷下、不确定载荷下简支平板优化分别如图5、图6所示。

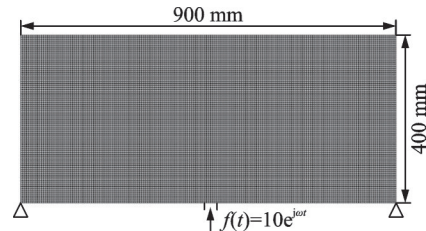


图4 简支平板优化模型

Fig.4 Optimization model for simply supported flat plate

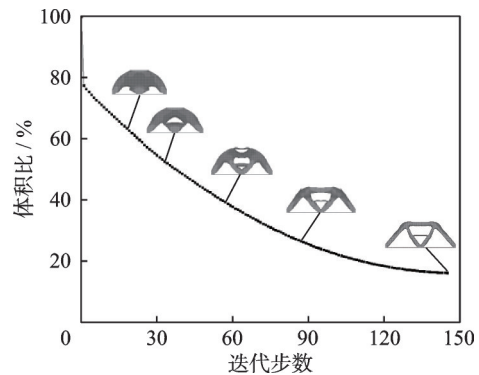


图5 确定载荷下简支平板优化

Fig.5 Optimization of simply supported plate under determined load

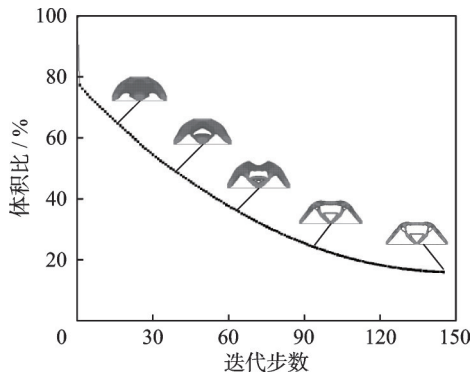


图6 不确定载荷下简支平板优化

Fig.6 Optimization of simply supported flat plates under uncertain load

由上述拓扑优化结果可知,在确定集中载荷优化结果中,上端支撑部位为常规性杆结构;在非确定区间载荷优化结果中,上端支撑部位为分叉式杆结构。此外,在中间横梁处亦出现分叉式结构,这表明结构传力路径沿不同方向传递至结构边缘,进而抵消外激励作用位置变化对整体结构动柔顺度的影响。2种载荷下优化结果如图7所示,图中研究结果与文献[19]相吻合,有效验证了本研究仿真分析的正确性。

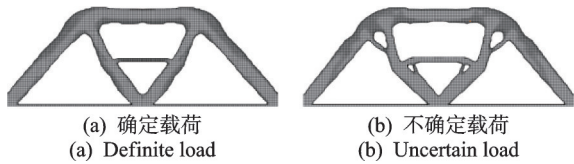


图7 2种载荷下优化结果

Fig.7 Optimization results under 2 different load

3.2 算例2单体机翼尺寸优化及拓扑优化

算例1的仿真结果验证了拓扑优化模型的可靠性,在此基础上,进一步开展单体机翼的全工况全流程的优化分析。首先,通过分析气动载荷,获取单体机翼所受到的气动载荷激励,采用参数优化模型,对单体机翼固定销进行最优分布仿真计算;其次,采用稳健性拓扑优化模型,开展单体机翼传力结构的拓扑优化仿真,对仿真结果进行模型重构后,再次开展参数优化分析,最终获得单体机翼在非确定载荷激励下的最优传力路径,即最优结构构型分布。

3.2.1 气动载荷分析与尺寸优化

为获得单体机翼气动受力情况,在全工况条件下对整机进行仿真分析,组合飞行器气动仿真分析结果如图8所示。

在正常飞行条件下,雷诺数 $Re=1.4\times10^6$,机翼表面为湍流,采用计算精度较高的剪切应力传输

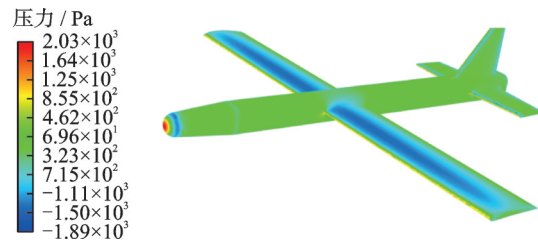


图8 组合飞行器气动仿真分析结果

Fig.8 Aerodynamic simulation analysis results of combined aircraft

(shear stress transfer,简称SST)模型,计算网格为非结构化网格。数值模拟巡航状态为:飞行高度为1 000 m,飞行速度为100 m/s,空气密度为 0.414 kg/m^3 ,动态黏度系数为 $1.446\times10^{-5}\text{ Pa}\cdot\text{s}$ 。为保证飞机具有良好的巡航航程,飞机需具备较大的升阻比。选择升阻比8为作为临界值,所对应的飞行攻角为 10° ,攻角与升阻比关系曲线如图9所示。获得气动升力 $F_L=79.49\text{ N}$,气动阻力 $F_D=12.89\text{ N}$ 。

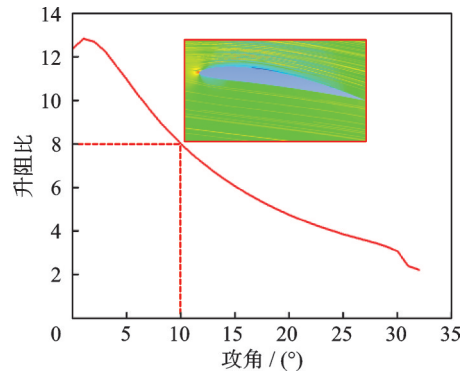
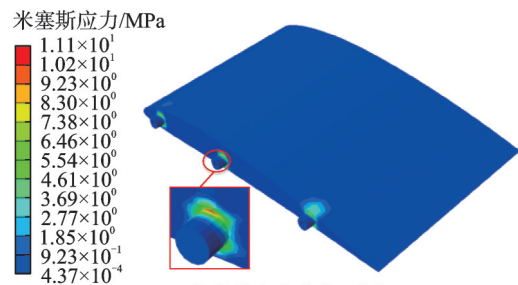


图9 攻角与升阻比关系曲线

Fig.9 Relationship curve of attack angle and lift drag ratio

在参数优化过程中,以单体机翼柔顺度为目标函数,以气动升力 F_L 和气动阻力 F_D 为外力载荷,对固定销的空间布局进行优化。参数取值范围见表2,共有432 000个设计变量。在既定气动载荷作用下,得到最终优化参数: $l_1=70\text{ mm}$, $l_2=170\text{ mm}$, $l_3=350\text{ mm}$, $h_1=1\text{ mm}$, $h_2=1\text{ mm}$, $h_3=1\text{ mm}$, $\varphi_1=18\text{ mm}$, $\varphi_2=5\text{ mm}$ 。固定销优化结果如图10所示,固定销的最大应力由11.1 MPa降至10.4 MPa,结构



(a) 优化前应力分布云图
(a) Optimized pre-stress distribution

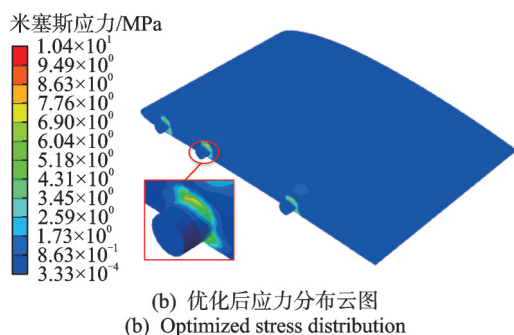


图10 固定销优化结果

Fig.10 Optimization results of fixed pin

应力降低 6.30%, 为后续疲劳寿命设计等工作提供了优化区间。

3.2.2 拓扑优化与模型重构

单体机翼和主翼通过固定销实现稳定连接, 机身主体质量远大于单体机翼质量。因此, 本研究将机身主体在机身坐标系中设为固定状态, 即固定销边界条件为完全固定状态。根据稳健性拓扑优化方法对单体机翼初始模型进行分析, 以最小动柔顺度为目标函数, 以相对密度为设计变量, 选取单体机翼体积优化指标为约束条件, 体积比为 30%, 迭代步数设定为 20。单体机翼优化过程如图 11 所示。

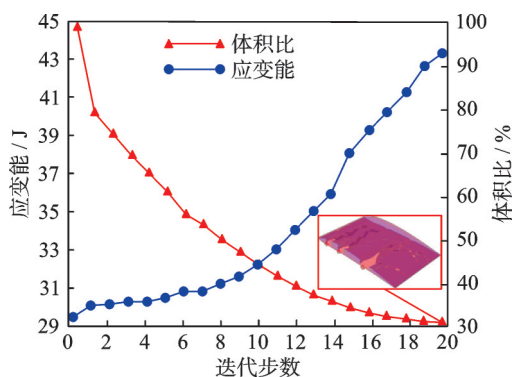


图11 单体机翼优化过程

Fig.11 Optimization process of single wing

为更好对计算结果进行参数化分析, 基于上述拓扑优化结果和机翼传力路径对单体机翼模型进行重构。以固定销位置为起始点, 初步设置 3 个主翼梁与 4 个主翼肋, 主翼梁和主翼肋之间的交点为承力节点。优化模型重构如图 12 所示。

模型重构过程如图 13 所示。根据上述初步设定, 对优化后模型重构过程进行梳理, 主要分为 3 个步骤: ①分割梁, 从固定销位置开始, 延伸至机翼右端面; ②分割翼肋, 从翼梁平面图中可以看出, 每根梁均为空心, 选择梁与机翼表面的交点作为翼肋的连接点, 与翼梁一起形成机翼的承力结构框架; ③重建模型。根据步骤①和步骤②的分析结果, 对单体机翼模型进

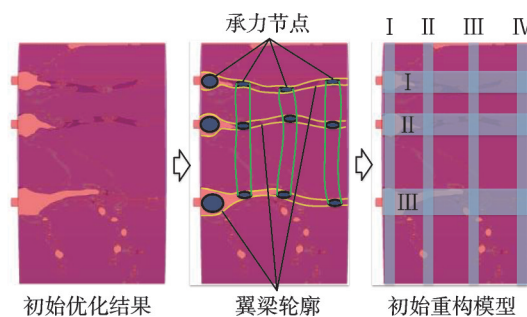


图12 优化模型重构

Fig.12 Construction of the optimized model

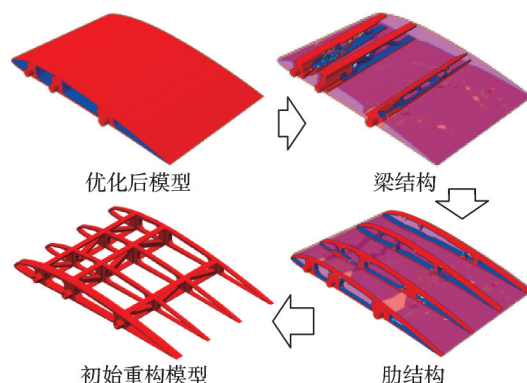


图13 模型重构过程

Fig.13 Process of model reconstruction

行参数化分析, 有利于后续的尺寸优化, 便于进一步减轻单体重量, 实现单体机翼的轻量化设计。

通过上述分析得到单体机翼的初始重构模型。对该模型的翼梁和翼肋赋予初始参数, 并设定参数取值范围和取值步长。利用本研究建立的参数优化模型, 进行重构模型参数优化, 得到单体机翼的最优尺寸布局。重构模型参数提取如图 14 所示。

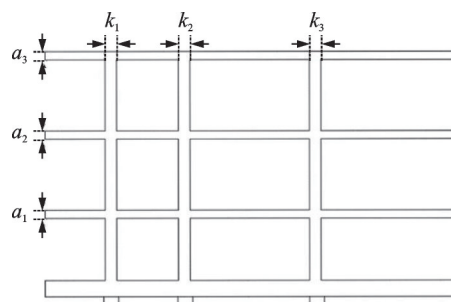


图14 重构模型参数提取

Fig.14 Extraction of parameters from reconstructed model

单体机翼的重构模型参数如表 3 所示, 重构模型优化如图 15 所示。优化后参数为: $a_1=5$ mm, $a_2=4$ mm, $a_3=3$ mm, $k_1=8$ mm, $k_2=10$ mm, $k_3=7$ mm。根据翼尖升力方向上最大变形须小于翼展 5% 的刚度要求^[20], 优化后重构模型翼尖的最大变形为 0.067 mm, 远小于允许刚度标准。

表 3 重构模型参数

Tab.3 Parameters of reconstructed model

参数	初始值/mm	参数区间/mm	步长/mm
a_1	5	2~10	1
a_2	5	2~10	1
a_3	5	2~10	1
k_1	10	5~15	1
k_2	10	5~15	1
k_3	10	5~15	1

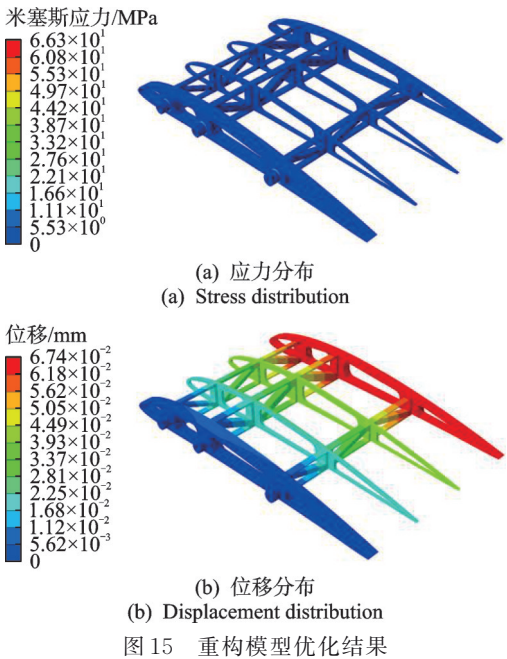


图 15 重构模型优化结果

Fig.15 Optimization results of reconstructed model

经过尺寸优化—稳健性拓扑优化—重构模型优化的全流程迭代分析,单体机翼由初始翼型实体模型优化为翼梁-翼肋交叉的轻量化承力框架结构,初始模型质量为 13.15 kg,最终模型质量为 1.43 kg。单体机翼质量优化比如表 4 所示。在更符合实际工程中载荷加载位置非确定的载荷作用下,实现了单翼的轻量化结构优化设计。

表 4 单体机翼质量优化比

Tab.4 Mass optimization proportion of single wing

模型	质量/kg	优化质量比/%
初始模型	13.15	—
重构模型	1.64	87.53
优化后重构模型	1.43	12.80
轻量化指标	—	89.13

4 结 论

1) 开展了组合式飞行器的单体机翼轻量化设

计与研究,涉及机翼结构参数优化、考虑载荷作用位置不确定的稳健性拓扑优化,以及重构模型的二次尺寸优化。

2) 基于整体稳固连接和单体快速分离的关键需求,建立了具备良好承力特性的固定销连接机构,通过提取单体机翼参数与建立优化模型,实现了单体固定销的最优化分布。

3) 相较于传统静载荷作用下的拓扑优化,本研究建立的稳健性拓扑优化模型更符合工程实际,并通过典型算例验证了其准确性。在此基础上,对单体机翼施加气动载荷进行优化分析,并对分析结果进行参数化分解,构建了单体机翼的重构参数化模型。

4) 对重构模型进行了二次参数优化,与初始模型相比,二次优化结果进一步减重 12.8%。经过最大应力和最大位移的双重验证,确保了最终模型的可靠性。

5) 相较于传统的拓扑优化方法,本研究所提优化方案融合了参数优化和稳健性拓扑优化流程,为新型组合飞行器的轻量化设计提供了技术参考。

参 考 文 献

[1] 杨延平, 张子健, 应培, 等. 集群组合式柔性无人机: 创新、机遇及技术挑战[J]. 飞行力学, 2021, 39(2): 1-9, 15. YANG Yanping, ZHANG Zijian, YING Pei, et al. Flexible modular swarming UAV: innovative, opportunities, and technical challenges [J]. Flight Dynamics, 2021, 39(2): 1-9, 15. (in Chinese)

[2] BEHRENS A, GRUND T, EBERT C, et al. Investigation of the aerodynamic interaction between two wings in a parallel flight with close lateral proximity [J]. CEAS Aeronautical Journal, 2020, 11(2): 553-563.

[3] 安朝, 谢长川, 孟杨, 等. 多体组合式无人机飞行力学稳定性分析及增稳控制研究[J]. 工程力学, 2021, 38(11): 248-256. AN Chao, XIE Changchuan, MENG Yang, et al. Flight dynamics and stable control analyses of multi-body aircraft[J]. Engineering Mechanics, 2021, 38(11): 248-256. (in Chinese)

[4] MENG Y, AN C, XIE C C, et al. Conceptual design and flight test of two wingtip-docked multi-body aircraft [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2022, 35(12): 144-155.

[5] RIVERO A E, FOURNIER S, HEEB R M, et al. Design, manufacture and wind tunnel test of a modular FishBAC wing with novel 3D printed skins[J]. Applied Sciences, 2022, 12(2): 652.

- [6] CARITHERS C, MONTALVO C. Experimental control of two connected fixed wing aircraft[J]. Aerospace, 2018, 5(4): 113.
- [7] PATTERSON M D, QUINLAN J R, FREDERICKS W J, et al. A modular unmanned aerial system for missions requiring distributed aerial presence or payload delivery[C]//55th AIAA Aerospace Sciences Meeting. Grapevine, Texas: AIAA, 2017: 0210.
- [8] 田静怡,张玉玲,尹丹妮,等.变体飞行器头锥的运动控制性能分析[J].振动、测试与诊断, 2024, 44(2): 345-352.
TIAN Jingyi, ZHANG Yuling, YIN Danni, et al. Motion control performance analysis of nose cone of variant aircraft[J]. Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis, 2024, 44(2): 345-352. (in Chinese)
- [9] CEA A, PALACIOS R. A non-intrusive geometrically nonlinear augmentation to generic linear aeroelastic models[J]. Journal of Fluids and Structures, 2021, 101: 103222.
- [10] 张青松,贾山,陈金宝,等.组合体无人机单体机翼构型设计与拓扑优化[J].清华大学学报(自然科学版), 2023, 63(3): 423-432.
ZHANG Qingsong, JIA Shan, CHEN Jinbao, et al. Configuration design and topology optimization of a single wing for the hybrid unmanned aerial vehicle[J]. Journal of Tsinghua University (Science and Technology), 2023, 63(3): 423-432. (in Chinese)
- [11] GAIN A L, PAULINO G H. A critical comparative assessment of differential equation-driven methods for structural topology optimization[J]. Structural and Multidisciplinary Optimization, 2013, 48(4): 685-710.
- [12] VOGEL A, JUNKER P. Adaptive thermodynamic topology optimization[J]. Structural and Multidisciplinary Optimization, 2021, 63(1): 95-119.
- [13] 崔洪宇,朱海涛.浮筏隔振系统拓扑优化研究与振动特性分析[J].振动、测试与诊断, 2021, 41(1): 120-125.
CUI Hongyu, ZHU Haitao. Topology optimization research and vibration characteristics analysis of the floating raft isolation system[J]. Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis, 2021, 41(1): 120-125. (in Chinese)
- [14] 沈浩杰,夏杨,陈刚.某型无人机机翼预埋骨架拓扑优化设计[J].计算机仿真, 2022, 39(3): 79-84.
SHEN Haojie, XIA Yang, CHEN Gang. Topology optimization design of wing embedded frame for UAV[J]. Computer Simulation, 2022, 39(3): 79-84. (in Chinese)
- [15] 铁军,隋允康,彭细荣.互逆规划的拓宽和深化及其在结构拓扑优化的应用[J].力学学报, 2020, 52(6): 1822-1837.
- TIE Jun, SUI Yunkang, PENG Xirong. Widening and deepening of reciprocal programming and its application to structural topology optimization[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2020, 52(6): 1822-1837. (in Chinese)
- [16] WANG D, GAO W. Robust topology optimization under multiple independent uncertainties of loading positions [J]. International Journal for Numerical Methods in Engineering, 2020, 121(22): 4944-4970.
- [17] 王博,郝鹏,田阔,等.航空航天结构轻量化设计与实验方法研究进展[J].宇航学报, 2023, 44(4): 596-606.
WANG Bo, HAO Peng, TIAN Kuo, et al. Advances in lightweight design and experimental methods for aerospace structures[J]. Journal of Astronautics, 2023, 44(4): 596-606. (in Chinese)
- [18] 张晖,刘书田,张雄.设计相关动压力作用下连续体结构拓扑优化[J].机械强度, 2009, 31(4): 593-597.
ZHANG Hui, LIU Shutian, ZHANG Xiong. Topology optimization of continuum structures with design-dependent time-harmonic hydrodynamic surface pressure [J]. Journal of Mechanical Strength, 2009, 31(4): 593-597. (in Chinese)
- [19] 王栋,高伟峰.载荷位置不确定条件下结构稳健性拓扑优化设计[J].应用力学学报, 2020, 37(3): 969-974.
WANG Dong, GAO Weifeng. Robust topology optimization of continuum structures with load position uncertainty[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2020, 37(3): 969-974. (in Chinese)
- [20] 常楠,徐荣欣,陈先民,等.静强度/耐久性初步结构优化设计方法[J].航空学报, 2021, 42(5): 342-352.
CHANG Nan, XU Rongxin, CHEN Xianmin, et al. Design method for strength/durability preliminary structure optimization[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(5): 342-352. (in Chinese)



第一作者简介:张青松,男,1993年5月生,博士生。主要研究方向为飞行器设计。曾发表《Compliant mechanism design of combined aircraft wing for stable separation》(《Aeronautical Journal》2024, Vol.128, No.1326)等论文。
E-mail: zhangqs@nuaa.edu.cn

通信作者简介:贾山,男,1983年6月生,博士、副教授。主要研究方向为空间结构与机构技术。
E-mail: jia Shanaz@nuaa.edu.cn