

DOI:10.16356/j.1005-2615.2020.02.014

扑旋翼飞行器气动特性分析及机翼拓扑优化设计

谢浩然, 贺媛媛, 陶志坚

(北京理工大学宇航学院, 北京, 100081)

摘要: 建立微型扑旋翼飞行器运动学模型, 基于面元法研究低雷诺数下非定常场中扑旋翼飞行器的气动特性, 得到机翼气动特性和一个工作周期内的最大气动载荷。建立扑旋翼飞行器机翼有限元模型, 基于变密度法和独立连续映射法 (Independent continuous mapping, ICM) 对机翼进行静力学和动力学拓扑优化设计, 通过改变机翼拓扑结构优化机翼模态频率, 得到同时满足结构静力学和动力学要求的扑旋翼飞行器机翼拓扑结构。本文为扑旋翼飞行器机翼结构优化设计提供了基本思路和研究基础。

关键词: 扑旋翼飞行器; 气动特性分析; 拓扑优化; 模态频率控制

中图分类号: V214

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2020)02-0280-08

Aerodynamic Characteristics Analysis and Topology Optimization Design of Wing of Flapping Rotorcraft

XIE Haoran, HE Yuanyuan, TAO Zhijian

(Academy of Aerospace, Beijing Institute of Technology, Beijing, 100081, China)

Abstract: The kinematics model of the miniature flapping rotorcraft is established. Based on the panel method, the aerodynamic characteristics of the flapping rotorcraft in the unsteady field under low Reynolds number are studied. The aerodynamic characteristics of the wing and the maximum aerodynamic load in one working cycle are obtained. The finite element model of the flapping wing aircraft wing is established. Based on the variable density method and independent continuous mapping (ICM) method, the static and dynamic topology optimization design of the wing is carried out. By changing the wing topology to optimize the wing modal frequency, the suitable flapping rotor aircraft wing topology is obtained with the structural statics and kinetics requirements satisfied. The paper provided a basic idea and research foundation for the wing structure of the flapping rotorcraft.

Key words: flying-wing aircraft; aerodynamic analysis; topology optimization; modal frequency control

扑旋翼飞行器结合了扑翼飞行器和旋翼飞行器的特点, 是近年来新兴的微型飞行器概念, 其飞行效率较高, 具有垂直起降、悬停等飞行能力。近年来, 国内外学者对其可行性和气动原理进行了理论研究和实物实验^[1-5]。机翼是扑旋翼飞行器系统中至关重要的部分, 其结构与扑翼飞行器的机翼

结构相似, 众多学者对扑翼结构进行了结构优化设计研究^[6-9], 但由于扑旋翼飞行器与扑翼飞行器气动载荷的不同, 两者对机翼的要求也存在不同, 而国内外对扑旋翼飞行器机翼的结构优化设计研究也比较少。

扑旋翼飞行器特殊的运动方式对结构质量和

基金项目: 国家自然科学基金(11972079)资助项目。

收稿日期: 2019-06-03; 修订日期: 2019-12-23

通信作者: 贺媛媛, 女, 副教授, E-mail: appleyuanyuan@bit.edu.cn。

引用格式: . 扑旋翼飞行器气动特性分析及机翼拓扑优化设计[J]. 南京航空航天大学学报, 2020, 52(2): 280-287. XIE Haoran, HE Yuanyuan, TAO Zhijian. Aerodynamic characteristics analysis and topology optimization design of wing of flapping rotorcraft[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2020, 52(2): 280-287.

刚度提出了较高要求,机翼作为提供升力的主要结构,也是质量最大的结构,而其拓扑结构也是影响升力的重要因素。对机翼进行拓扑优化设计,得到符合静力学和动力学要求的机翼拓扑结构,对降低扑旋翼飞行器质量,提高升力具有重要意义。

本文建立了扑旋翼运动模型,采用非定常气动方法(Unsteady aerodynamic model,UAM)计算低雷诺数下非定常流场中扑旋翼飞行器机翼在工作过程中的气动载荷,取最大气动载荷为优化过程中使用的载荷,采用变密度法对机翼进行静力学拓扑优化设计,根据得到的符合结构刚度要求的拓扑结构,采用独立连续映射法(Independent continuous mapping,ICM)进行动力学拓扑优化,得到满足结构静力学和动力学要求的机翼拓扑结构。

1 扑旋翼机翼气动载荷计算

低雷诺数下扑旋翼飞行器工作过程中的流场具有强烈的非定常特性,对其进行研究采用的方法主要有计算流体力学(Computational fluid dynamics,CFD)、UAM法、求解N-S方程、实验等方法。UAM法考虑到了前、后缘离散涡对扑翼飞行器气动特性的影响,满足Kutta条件,可以充分表征扑翼周围的非定常流动。文献[4]采用UAM法分析了扑翼气动特性,根据文献[5]给出的CFD和实验得到的扑翼气动特性,对CFD、UAM法和实验得到的扑翼运动过程中机翼的升力系数进行了对比,如图所示1。

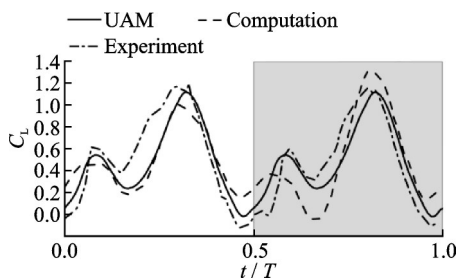


图1 CFD、UAM法和实验法得到的升力系数对比
Fig.1 Comparison of lift coefficients obtained by CFD, UAM and experimental methods

根据文献[4-5],UAM法得到的升力系数与CFD、实验得到的结果相比,变化趋势相同,且峰值接近,平均升力系数与其余两种方法相比仅小了1.8%和5%。UAM法在计算低雷诺数下非定常流场中的计算结果较为准确,且效率较高。本文采用UAM法计算扑旋翼飞行器工作过程中机翼上的气动载荷。

1.1 扑旋翼运动学模型

扑旋翼飞行器工作过程中,机翼相对于机身的

运动可由3种运动形式表示,分别为扑动、转动和俯仰运动。为描述机翼运动,定义3个坐标系,分别为惯性坐标系,机体坐标系 $Ox_b y_b z_b$,机翼坐标系 $Ox_w y_w z_w$ 。在3个坐标系中,定义旋转角 ψ 、扑动角 Φ 和迎角 α 这3个角度描述3个运动形式,如图2。

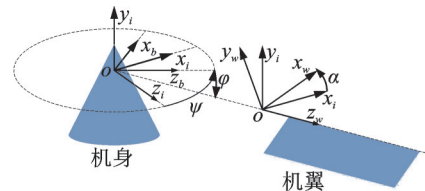


图2 坐标系及欧拉角示意图

Fig.2 Diagram of coordinate system and Euler angle

扑旋翼飞行器相对于惯性坐标系的运动可由3个角速度表示为

$$\omega_j^v = [\omega_i \quad \omega_j \quad \omega_k]^T = \begin{bmatrix} 0 \\ \Psi' \\ 0 \end{bmatrix} + R(\Psi) \begin{bmatrix} \Phi' \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + R(\Psi) R(\Phi) \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \alpha' \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中: ω_j^v 表示机体在惯性坐标系内运动的角速度, ω_i 、 ω_j 和 ω_k 分别表示机体在惯性坐标系内绕3个坐标轴旋转的角速度, Ψ' 、 Φ' 和 α' 分别表示3个角速度, $R(\Psi)$ 和 $R(\Phi)$ 分别表示对应欧拉角的坐标转换矩阵,扑旋翼飞行器相对于惯性坐标系的角加速度可以由式(1)微分得到。惯性坐标系转化到机翼坐标系的转化矩阵 R_{iw} 表示为

$$R_{iw} = R^T(\alpha) R^T(\Phi) R^T(\Psi) \quad (2)$$

式中, $R^T(\Psi)$ 表示旋转角 Ψ 坐标转换矩阵的转置。

二维机翼沿展向 r 处的速度 $U(r)$ 和加速度 $U'(r)$ 分别表示为

$$U(r) = \omega \times r = \omega_x r_i - \omega_x r_j = [u_x \quad u_y \quad 0]^T \quad (3)$$

$$U'(r) = \omega \times r + \omega \times (\omega \times r) = (\omega'_y + \omega_x \omega_z) r_i + (-\omega'_x + \omega_y \omega_z) r_j = [u'_x \quad u'_y \quad 0]^T \quad (4)$$

式中: i 、 j 分别为机翼坐标系中的单位向量; ω_x 、 ω_y 和 ω_z 分别为机翼坐标系3个方向上的角速度分量; u_x 、 u_y 和 u_z 分别为机翼速度在机翼坐标系内的三个分量; u'_x 、 u'_y 和 u'_z 分别为机翼加速度在机翼坐标系内的3个分量,由以上定义可得到任意时刻机翼的等效攻角 α_e 。

$$\alpha_e = \arctan \frac{u_y}{u_x} \quad (5)$$

扑旋翼飞行器工作过程中的三种运动形式相互耦合,机翼的运动状态非常复杂,需对其进行一定的简化。文献[10]表明,扑旋翼飞行器机翼以固

定角速度绕机体主轴转动,机翼的旋转运动和扑动均为同频率正弦运动时会产生较大升力,3种运动状态可用3个欧拉角表示

$$\begin{cases} \psi = \psi_0 t \\ \varphi = \frac{\varphi_0}{2} \sin\left(2\pi ft + \frac{\pi}{2}\right) \\ \alpha = \frac{\alpha_u - \alpha_d}{2} \sin(2\pi ft) + \frac{\alpha_u + \alpha_d}{2} \end{cases} \quad (6)$$

式中: ψ 为机翼旋转角度, ψ_0 为机翼沿机体主轴的固定转速, φ 为机翼扑动角度, φ_0 为机翼最大扑动角度, α_u 为机翼上扑过程中经过几何中面时的迎角, α_d 为机翼下扑过程中经过几何中面时的迎角, f 为机翼扑动运动和扭动运动的频率。

扑旋翼飞行器工作环境下的雷诺数较低,除了表面和尾涡自由涡系之外,各处流场均为不可压无旋无粘流。定义速度势函数 θ ,满足 $\nabla^2 \theta = 0$ 。近场边界条件为机翼表面法相速度为0,远场边界条件为机翼对无穷远处的扰动为0,表示为

$$\begin{cases} (\nabla^2 \theta + v_{ref}) \cdot n = 0 \\ v_{ref} = (-V_0 + V_T + \Omega \times r) \\ \lim_{r \rightarrow \infty} \nabla \theta = 0 \end{cases} \quad (7)$$

式中: v_{ref} 为翼面相对于来流的速度, n 为机翼表面的法向量, V_0 为来流速度, V_T 和 Ω 分别为机翼平动速度和机翼转动速度,由式(6)求得。

建立尾涡模型。由Kelven定律,扑旋翼飞行器工作过程中的任意时刻,流场中的环量之和恒为常数。

$$\frac{d\Gamma}{dt} = 0 \quad (8)$$

机翼表面的环量变化,会引起机翼尾流区的环量发生大小相等、方向相反的环量变化。由于机翼扑动过程中,翼面上的环量随时间变化,后缘将产生一系列连续涡带。对其按 $V(t)dt$ 进行离散,即可用一组离散涡环模拟该涡带,各离散涡环量等于脱离涡带涡强的积分。

$$\Gamma_i = \int_{t_i}^{t_i + \Delta t} \Gamma_w(t) V(t) dt \quad (9)$$

式中 $\Gamma_w = -\Delta \Gamma_i(t)$ 。

1.2 低雷诺数下非定常场中扑旋翼机翼气动载荷计算

扑旋翼飞行器的机翼结构一般为骨架加翼膜^[2-3,10],如图3所示。为了计算机翼气动载荷,同时考虑到微小型扑旋翼飞行器的尺寸和形状,本文计算载荷和进行拓扑优化设计采用的机翼模型为100 mm×40 mm的矩形平板翼。

机翼表面的压力分布可由非定常伯努利方程计算得到。

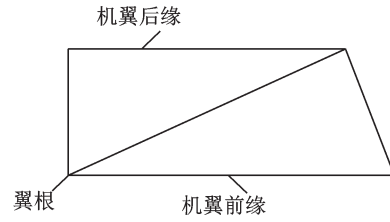


图3 机翼结构形式

Fig.3 Wing structure

$$\frac{p_{ref} - p}{\rho} = \frac{Q^2}{\rho} - \frac{v_{ref}^2}{2} + \frac{\partial \Phi}{\partial t} \quad (10)$$

式中: p_{ref} 为远场压强, Q 为当地速度, v_{ref} 为远场速度。

采用面元法进行载荷计算,离散结构中各微元上的压力可表示为

$$\begin{cases} \Delta P_{ij} = \rho [v_{ij} \cdot \tau_i] \times \frac{\Gamma_{i,j} - \Gamma_{i-1,j}}{\Delta c_{ij}} + \\ v_{ij} \cdot \tau_j \times (\Gamma_{i,j} - \Gamma_{i-1,j}) / \Delta b_{ij} + \partial \Gamma_{i,j} / \partial t \\ v = v' + v_w \end{cases} \quad (11)$$

式中: τ_i 和 τ_j 分别为面元弦向和展向的单位矢量, Δc_{ij} 和 Δb_{ij} 分别为面元弦向和展向长度, $v' = [u \ v \ w]^T$ 为翼面运动产生的相对气流运动,由式(7)求得, $\Gamma_{i,j}$ 由式(9)求得, $v_w = [u_w \ v_w \ w_w]^T$ 为涡环产生的诱导速度。

根据文献[10],为产生较大的升力,式(6)描述的运动中的机翼运动参数如表1所示。

表1 运动参数

Table 1 Motion parameter

参数	$\varphi_0 / (^\circ)$	$\alpha_u / (^\circ)$	$\alpha_d / (^\circ)$	f / Hz	$\Psi_0 / (^\circ)$
数值	40	18	-6	20	1 440

经过计算,在扑旋翼飞行器的一个运动周期内,机翼的升力系数 C_L 、力矩系数 C_M 、推力系数 C_T 如图4所示。

由图2可知,当 $t=0.02$ s时,即机翼下扑至扑动角度 φ 最小值的约95%时,机翼升力系数达到最大值,此时机翼表面的气动载荷最大,其分布如

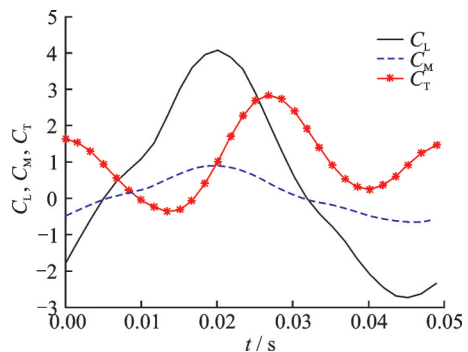


图4 气动系数随时间变化曲线

Fig.4 Curves of aerodynamic coefficient versus time

图 5 所示。图 5 中,水平面上的横纵坐标为机翼的横纵方向,纵轴为载荷大小。接近翼根处载荷较小,翼梢处载荷较大,且前缘载荷较小,后缘载荷较大。预期机翼拓扑结构在翼根处的保留结构较多,翼梢处较少。

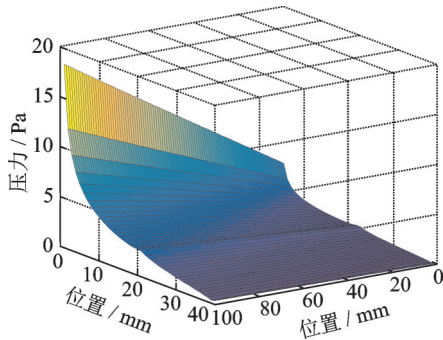


图 5 机翼表面最大气动载荷分布

Fig.5 Maximum aerodynamic load distribution on the wing surface

2 机翼拓扑优化设计

通过分析扑旋翼飞行器的运动特点、载荷特点和结构特点,其机翼结构应满足外形、质量和刚度等要求。因此,机翼应具有适当的外形尺寸、尽量小的质量及合适的刚度。本章首先通过机翼结构静力学拓扑优化得到刚度分布合理的拓扑结构,并以此为基础进行机翼结构动力学拓扑优化,得到满足结构静力学和动力学要求的拓扑结构。

2.1 机翼结构与优化模型

扑旋翼飞行器通常采用的骨架加翼膜的构形式较为简单,可通过拓扑优化设计得到更符合扑旋翼飞行器需要的机翼拓扑结构。文献[8-10]表明,类似图 6 中的仿昆虫翅的骨架结构较适合作为扑翼飞行器的机翼,其前缘具有较粗的骨架作为前梁,翼面上分布着骨架结构。本文对扑旋翼飞行器机翼进行拓扑优化设计,以得到类似于昆虫翅骨架结构的满足结构静力学和动力学要求的机翼拓扑结构。

设定优化目标为矩形平板翼,如图 7 所示。模型长 100 mm,宽 40 mm,厚 0.5 mm。在模型左下



图 6 昆虫翅骨架结构

Fig.6 Insect wing structure

角设置固支约束,表示机翼与机身的连接。模型的左边和下边各留 1 mm 作为机翼的梁,是非设计区;剩余的长 99 mm、宽 39 mm 的区域作为设计区。



图 7 机翼结构拓扑优化设计模型(单位:mm)

Fig.7 Design model of wing structure topology optimization (unit: mm)

模型采用壳单元,网格尺寸为 1 mm,共有 4 000 个单元,有限元模型见图 8。模型材料为均质碳纤维,材料属性见表 2。在模型的左下角设置固支约束,为防止出现应力集中现象,在模型的左边和下边各取 3 个节点设置六自由度约束。载荷为如图 4 所示载荷,将载荷以压力场的形式施加在整个翼面上。

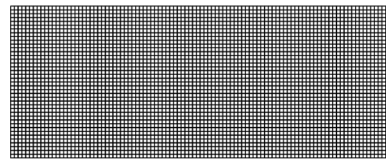


图 8 机翼拓扑优化有限元模型

Fig.8 Finite element model of wing topology optimization

表 2 材料属性

Table 2 Material properties

弹性模量/MPa	泊松比	密度/($t \cdot mm^{-3}$)
1.9E5	0.3	1.75E-9

对图 8 中的初始模型进行静力分析,结果如图 9 所示。由图 9 可得,结构最大位移出现在右上角节点,大小为 0.04 mm,这表明当翼面全部为碳纤维材料时,结构刚度很大,有较大的优化空间,可通过拓扑优化在保证足够刚度的前提下尽量减小结构质量。

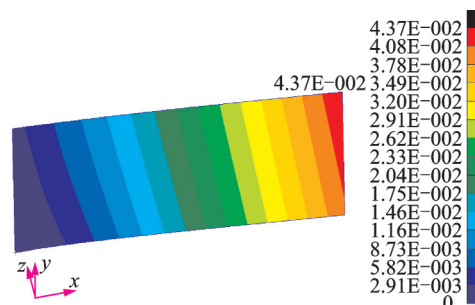


图 9 初始机翼模型静力分析结果

Fig.9 Static analysis results of initial wing model

2.2 机翼结构静力学拓扑优化

采用变密度法对如图8所示有限元模型进行拓扑优化,选用固体各向同性材料惩罚模型(Solid isotropic material with penalization, SIMP)插值模型。针对在拓扑优化过程中经常出现的棋盘格现象、网格依赖性数值不稳定现象,采用双重敏度过滤法进行处理。基于变密度法,以单元伪密度为优化变量,以结构的整体柔度最小为优化目标,以结构材料保留比为优化约束,建立结构拓扑优化数学模型。

$$\begin{cases} \text{find: } \boldsymbol{x} = (x_1, x_2, \boldsymbol{K}, x_n)^T \\ \text{min: } C(\boldsymbol{x}) = \boldsymbol{F}^T \boldsymbol{u} \\ \text{subject to: } M = f \cdot M_0 \\ \boldsymbol{F} = \boldsymbol{K} \boldsymbol{U} \\ 0 < x_{\min} < x_i \leq 1 \end{cases} \quad (12)$$

式中: x_i 为第*i*个单元的伪密度, \boldsymbol{F} 为结构节点力向量,具体大小由图4所示载荷求出, \boldsymbol{U} 为结构结点位移向量, M 为结构质量, f 为结构材料保留比, M_0 为结构原质量, \boldsymbol{K} 为结构整体刚度矩阵, x_{\min} 为防止刚度矩阵奇异引入的单元伪密度最小值, C 为结构整体柔度,表示为

$$C = \boldsymbol{F}^T \boldsymbol{U} = \boldsymbol{U}^T \boldsymbol{K} \boldsymbol{U} = \sum_{i=1}^N \boldsymbol{u}_i^T \boldsymbol{k}_i \boldsymbol{u}_i = \sum_{i=1}^N (x_i)^P \boldsymbol{u}_i^T \boldsymbol{k}_0 \boldsymbol{u}_i \quad (13)$$

式中: \boldsymbol{u}_i 为单元节点位移矢量, \boldsymbol{k}_i 为单元刚度矩阵, \boldsymbol{k}_0 为单元初始刚度矩阵, x_i 为第*i*个单元的伪密度, P 为SIMP插值模型定义的惩罚因子。

针对该模型特点,确定插值模型惩罚系数和灵敏度过滤半径,结构体积比分别取 $f=0.18, f=0.20, f=0.22$ 。对如图8所示有限元模型进行拓扑优化,结构拓扑优化结果如图10—12所示。



图10 $f=0.18$ 时,优化后机翼拓扑结构

Fig.10 Optimized wing topology when $f=0.18$



图11 $f=0.20$ 时,优化后机翼拓扑结构

Fig.11 Optimized wing topology when $f=0.20$



图12 $f=0.22$ 时,优化后机翼拓扑结构

Fig.12 Optimized wing topology when $f=0.22$

对比3种结构体积分数下的拓扑优化结果, $f=0.20$ 时所得材料分布具有较为清晰的骨架式结构,将在 $f=0.20$ 时的拓扑优化结果作为进一步优化的初步方案。由图11可知,优化过后机翼的材料分布类似于昆虫翅,具有明显的仿生骨架结构,在靠近翅根处的材料较多,以承受较大的结构应力,而机翼的大部分区域分布着类似骨架的结构,符合预期。根据图11中的拓扑结构特点,为动力学拓扑优化提供约束参考。

2.3 机翼结构动力学拓扑优化

机翼结构动力学拓扑优化目标为结构质量最小,优化约束为结构的频率和位移,频率约束使机翼可以实现弯扭模态耦合,位移约束保证机翼结构保持静力学拓扑优化得到的构型特征。为避免产生局部模态问题,采用ICM法进行拓扑优化,文献[11]指出,在ICM法的算法中,结构单元刚度与结构质量采用同样的过滤函数即可避免局部模态问题的产生。本文采用的ICM算法中使用指数形式的过滤函数。

$$\begin{cases} w_i = f_w(t_i) w_i^0 \\ k_i = f_k(t_i) k_i^0 \\ m_i = f_m(t_i) m_i^0 \end{cases} \quad (14)$$

式中: w_i, k_i, m_i 分别为结构重力、结构刚度和结构质量; $f_w(t_i), f_k(t_i), f_m(t_i)$ 分别为结构单元重力、结构单元刚度和结构单元质量的过滤矩阵,为了避免局部模态现象的出现,取 $f_k(t_i) = f_m(t_i)$ 。

基于ICM法,以结构总重力最小为优化目标,以位移和频率为优化约束,建立结构拓扑优化模型。

$$\begin{cases} \text{find: } \boldsymbol{x} = (x_1, x_2, \boldsymbol{K}, x_n)^T \\ \text{min: } W = \sum_{i=1}^N b x_i^2 + a x_i \\ \text{subject to: } \boldsymbol{u}_i \leq \bar{\boldsymbol{u}}_i \quad i=1, \boldsymbol{K}, N \\ f_{i\min} \leq f_i \leq f_{i\max} \quad i=1, 2 \\ 0 < x_{\min} < x_i < 1 \quad i=1, \boldsymbol{K}, N \end{cases} \quad (15)$$

式中: W 为结构重力, \boldsymbol{u}_i 为单元位移, $\bar{\boldsymbol{u}}_i$ 为最大单元

位移, f_i 为结构第 i 阶模态的频率, $f_{i\min}$ 和 $f_{i\max}$ 分别为结构第 i 阶模态频率的上界和下界, x_{\min} 为防止刚度矩阵奇异引入的单元伪密度最小值, N 为单元数量。

首先对如图 8 所示的初始结构进行模态分析。结构的前两阶模态如图 13 和图 14 所示, 频率分别为 $f_1 = 51.65 \text{ Hz}$, $f_2 = 220.5 \text{ Hz}$ 。

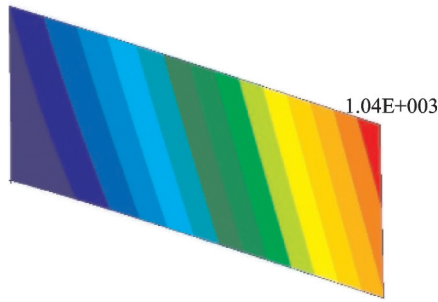


图 13 机翼初始结构一阶模态振型
Fig.13 First-order mode shape of initial wing structure

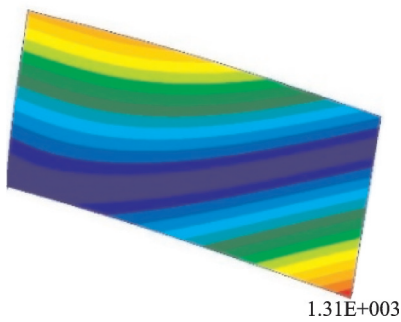


图 14 机翼初始结构二阶模态振型
Fig.14 Second-order mode shape of initial wing structure

由图 13, 14 可知, 一阶振型为一阶弯曲振型,

二阶振型为一阶扭转振型。文献[12]指出, 对于弯曲固有频率和扭转固有频率接近的扑翼来说, 其频率接近激励频率可以同时实现扑翼的拍打和扭转运动, 能够有效地提高扑翼的气动性能。因此, 优化目标为使一、二阶固有频率接近并保持在激励频率附近的一定范围内, 实现弯扭模态耦合以提高升力。故对机翼一、二阶频率施加频率约束, 如表 3 所示。

表 3 频率约束

Table 3 Frequency constraint		Hz
项目	一阶固有频率	二阶固有频率
频率范围	(10, 20)	(20, 30)

为保证在动力学拓扑过程中, 结构仍能保持静力学拓扑结构的原有构型特征, 具有足够的刚度, 在机翼结构动力学拓扑优化的基础上, 以图 11 所示结构为基础, 选取拓扑结构上骨架结构连接点分布处作为特征点, 施加位移约束。共选取 $A \sim F$ 这 6 个特征点, 各点位置如图 15 所示, 各点坐标及拓扑优化结果中的位移如表 4 所示, 具体位移约束如表 5 所示。载荷为图 4 所示载荷, 将载荷以压力场的形式施加在整个翼面上。

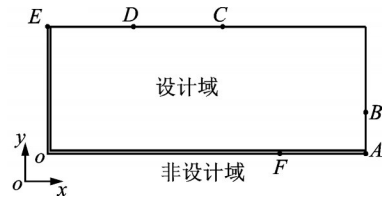


图 15 机翼结构优化设计模型
Fig.15 Design model of wing structure optimization

表 4 特征点参数

Table 4 Feature point parameter						
特征点	A	B	C	D	E	F
坐标	(100, 0)	(100, 12)	(55, 40)	(27, 40)	(0, 40)	(73, 0)
所属单元	100	1 200	3 955	3 927	3 901	73
节点号	101	1 313	4 095	4 068	4 041	73
节点位移/mm	-0.615	-0.646	-0.318	-0.101	-0.004	-0.379

表 5 位移约束

Table 5 Displacement constraint						
特征点	A	B	C	D	E	F
位移约束/mm	$y_A \leq 0.7$	$y_B \leq 0.7$	$y_C \leq 0.4$	$y_D \leq 0.2$	$y_E \leq 0.1$	$y_F \leq 0.4$

设定优化目标为机翼结构质量最小, 约束为特征点最大位移和前两阶模态频率, 进行拓扑优化, 结构有限元模型设置方法与 2.2 节中的一致。拓

扑优化所得机翼结构材料分布如图 16 所示。优化过程中所得结构前两阶频率迭代曲线和各特征点位移迭代曲线分别如图 17, 18 所示。

由图16可知,机翼的拓扑结构材料分布的趋势与图11中的大体一致,经过动力学拓扑优化,机翼的前后梁更加明显,两梁中间的材料分布进一步优化。由图17和图18可知,优化收敛,各特征点位移满足位移约束,前两阶频率变为 $f_1 = 13.1\text{ Hz}$, $f_2 = 30.0\text{ Hz}$,满足频率约束,一、二阶频率较为接近,且在激励频率附近的一定范围内,在气动力作用下,可以利用共振激励原理有效提高机翼的升力。因此,图16所示机翼拓扑结构满足机翼静力学和动力学要求,在实际扑翼结构的制造加工过程中,可以通过在扑翼结构优化设计中,施加针对制造的相应约束,例如最小拓扑单元尺寸约束等,确保优化后结构的可加工性。



图16 动力学拓扑优化后机翼拓扑结构
Fig.16 Wing topology after dynamic topology optimization

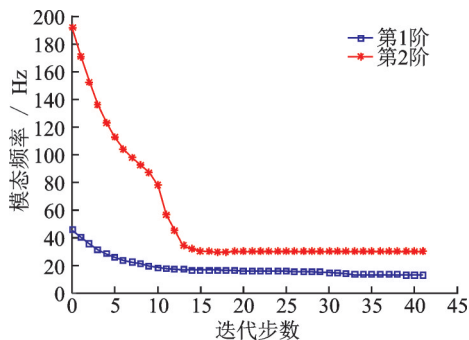


图17 频率迭代曲线
Fig.17 Frequency iteration curve

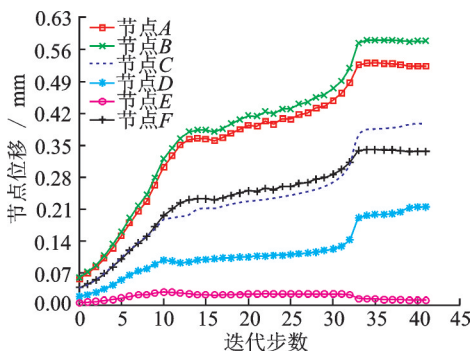


图18 位移迭代曲线
Fig.18 Displacement iteration curves

3 结 论

本文针对扑旋翼飞行器特殊的气动特性,基于

面元法计算了机翼工作过程中的气动特性和最大气动载荷。最大气动载荷发生在机翼下扑至扑动角度 φ 最小值的约95%时,载荷分布为翼根处载荷较小,翼梢处载荷较大,前缘处载荷较小,后缘处载荷较大,最大载荷在翼梢后缘处。为减轻机翼结构质量,同时保证机翼结构刚度,根据所得载荷,基于变密度法对扑旋翼飞行器机翼进行静力学拓扑优化,得到了满足结构刚度要求的机翼拓扑结构。该结构在翼根处保留材料较多,翼面上保留材料较少,具有明显的骨架结构。为实现共振激励放大驱动机理,提升升力,在机翼静力学拓扑优化得到的拓扑结构基础上,基于ICM法对机翼进行了动力学拓扑优化,通过优化翼面上的材料分布,有效减小了一、二阶模态固有频率之间的差值,且一、二阶模态固有频率接近驱动频率,实现了共振激励放大驱动机理,同时保证了机翼结构具有足够的刚度,得到了同时满足结构静力学和动力学要求的扑旋翼飞行器机翼拓扑结构。这一较为理想的扑旋翼飞行器机翼拓扑结构,为扑旋翼飞行器机翼的设计提供了重要的科学依据。

参考文献:

- [1] FITCHETT B K. Development and investigation of a flapping rotor for micro air vehicles [D]. Maryland: University of Maryland, 2007.
- [2] LI Hao, GUO Shijun, ZHANG Yanlai, et al. Unsteady aerodynamic and optimal kinematic analysis of a micro flapping wing rotor[J]. Aerospace Science and Technology, 2017, 63:167-178.
- [3] WU Jianghao, WANG Dou, ZHANG Yanlai. Aerodynamic analysis of a flapping rotary wing at a low Reynolds number[J]. AIAA Journal, 2015, 53(10): 1-16.
- [4] CHEN Si, LI Hao, GUO Shijun, et al. Unsteady aerodynamic model of flexible flapping wing[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 80: 354-367.
- [5] WANG Z J, BIRCH J M, DICKINSON M H. Unsteady forces and flows in low Reynolds number hovering flight: Two-dimensional computations vs robotic wing experiments[J]. Journal of Experimental Biology, 2004, 207(3): 449-460.
- [6] GHOMMEM M, COLLIER N, NIEMI A H, et al. On the shape optimization of flapping wings and their performance analysis[J]. Aerospace Science and Tech-

- nology, 2014, 32(1): 274-292.
- [7] LIU Lan, FANG Zongde, HE Zhaoxia. Optimization design of flapping mechanism and wings for flapping-wing MAVs[C]//Proceedings of Intelligent Robotics and Applications. Wuhan, China: Springer-Verlag, 2008: 245-255.
- [8] CHOI J S, ZHAO Liangyu, PARK G J, et al. Enhancement of a flapping wing using path and dynamic topology optimization [J]. AIAA Journal, 2011, 49(12): 2616-2626.
- [9] 胡晓荣. 仿生扑翼微型飞行器翅翼优化设计研究[D]. 成都: 电子科技大学, 2018.
- HU Xiaorong. Optimum design of wing for bionic flapping-wing micro air vehicle[D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology, 2018.
- [10] LI Hao. Aerodynamic analysis and experiment of a micro flapping wing rotor[D]. Cranfield: Cranfield University, 2015.
- [11] 叶红玲, 沈静娴, 隋允康. 过滤函数对应力约束连续体结构拓扑优化的影响分析[J]. 北京工业大学学报, 2013(3): 321-330.
- YE Hongling, SHEN Jingxian, SUI Yunkang. Effect of filter function on topological optimization of stress-constrained continuum[J]. Journal of Beijing University of Technology, 2013(3): 321-330.
- [12] 刘岚. 微型扑翼飞行器的仿生翼设计技术研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2007.
- LIU Lan. Research on bionic wing design technology of flapping wing micro air vehicle[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2007.

(编辑:陈珺)