

文章编号:1674-8190(2019)01-080-07

高频扑动微扑翼飞行器多目标优化设计

蒋进, 郑祥明, 冯卓群, 沈欢

(南京航空航天大学 飞行器先进设计技术国防重点学科实验室, 南京 210016)

摘要: 微扑翼飞行器高频扑动时机翼与机身最大载荷急剧增加, 严重影响飞行性能和飞行寿命。分析微扑翼扑动过程中机翼运动情况及受力情况, 建立扑动过程中机翼升力、阻力和惯性力数学模型, 提出以改善载荷在时间域上分布情况为目标的多目标优化模型, 并且在 Matlab 环境下采用 NSGA-II 算法进行求解, 得到悬停状态下的 Pareto 最优解集。结果表明: 提出的优化模型使升力峰值与惯性力峰值显著降低, 载荷分布情况得到明显改善。

关键词: 微扑翼飞行器; 高频扑动; NSGA-II; 载荷分布; 多目标优化

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2019.01.010

Multi-objective Optimum Design for High-frequency Flapping-wing Micro Air Vehicle

Jiang Jin, Zheng Xiangming, Feng Zhuoqun, Shen Huan

(Key Laboratory of Fundamental Science for National Defense-Advanced Design Technology of Flight Vehicle, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The maximum load of wing and fuselage increases sharply while flapping-wing micro air vehicles (FWMAVS) flutters at high frequencies, which seriously affect the flight performance and flight life. The mathematical models of wing lift, drag and inertial forces during the FWMAVs fluttering are established, based on the analysis of movement and force conditions of the wing. A multi-objective optimization model targeting at improving the distribution of loads in the time domain is then proposed and solved by using NSGA-II algorithm in Matlab environment. After all the work, the Pareto optimal solution set of the hovering state is obtained. Comparison and analysis of the data show that after the optimization, the peaks of lift and inertial forces decline significantly and the load distribution is obviously improved.

Key words: flapping-wing micro air vehicle; high-frequency fluttering; NSGA-II; load distribution; multi-objective optimum design

0 引言

微扑翼飞行器因其体积小、重量轻、隐蔽性好、

成本低等特点, 在侦察、监测、搜救等领域具有较好的应用前景, 受到越来越多关注^[1]。近年来, 针对微扑翼飞行器的设计与优化, 国内外做了相关的研

收稿日期: 2018-05-03; 修回日期: 2018-05-30

基金项目: 南京航空航天大学研究生创新基地(实验室)开放基金(kfj20170113); 中央高校基本科研业务费

江苏高校优势学科建设工程资助项目

通信作者: 蒋进, jiangjin@nuaa.edu.cn

引用格式: 蒋进, 郑祥明, 冯卓群, 等. 高频扑动微扑翼飞行器多目标优化设计[J]. 航空工程进展, 2019, 10(1): 80-86.

Jiang Jin, Zheng Xiangming, Feng Zhuoqun, et al. Multi-objective optimum design for high-frequency flapping-wing micro air vehicle[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(1): 80-86. (in Chinese)

究^[2-3]。发现微扑翼机翼与机身最大载荷随着扑动频率的增加急剧增加,严重影响飞行控制效果和飞行器寿命^[4-5]。为解决飞行载荷过大的问题,有学者提出在设计过程中使用高强度、疲劳特性较好的材料以减小对飞行器寿命的影响^[6];同时也有学者提出对飞行器加装减震装置和使用多传感器修正姿态的方法,以减小载荷对飞行控制的影响^[7-8]。分析可知,上述解决方案一定程度上都会增加整机重量,且不能同时满足要求。

本文针对一种高频微扑翼飞行器,提出以改善载荷在时间域上分布情况为目标的多目标优化模型,基于 NSGA-II 算法以飞行器所受升力峰值和对翼根合力矩峰值最小为目标,得到一组悬停状态下的 Pareto 最优解,以期为总体设计提供数据选择依据。

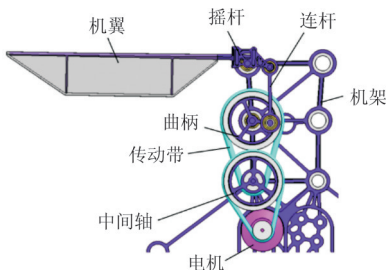
1 微扑翼曲柄摇杆机构设计及力学分析

1.1 微扑翼设计

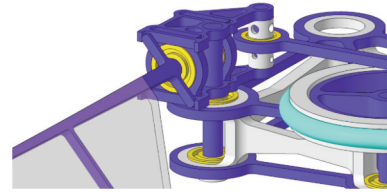
设计的微扑翼如图 1(a)所示,由电机驱动,转动经带轮和曲柄摇杆机构转换为机翼的摆动运动(如图 1(b)所示),再经过迎角限制装置使机翼保持一定迎角(如图 1(c)所示),从而产生升力和阻力。分析可知,机翼的运动主要由曲柄摇杆机构决定,并且电机和带轮可用曲柄转速代替,故选取曲柄摇杆机构参数作为主要研究对象。



(a) 微扑翼实物图



(b) 微扑翼设计图



(c) 机翼迎角限制装置

图 1 微扑翼飞行器设计示意图

Fig.1 FWMAVs design schematic

1.2 曲柄摇杆机构运动模型

曲柄摇杆传动机构简图如图 2 所示,曲柄逆时针转动, O_1, O_2 为机架上的支点;角 θ_1 是曲柄与水平线的夹角, θ_2 是连杆与水平线的夹角, θ_3 是摇杆与水平线的夹角; l_1 是曲柄长度, l_2 是连杆长度, l_3 是摇杆长度, l_0 是支点间的距离, T 为摆动幅角。

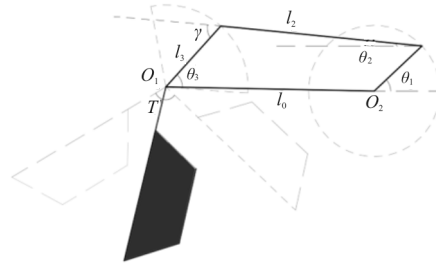


图 2 曲柄摇杆机构示意图

Fig.2 Crank rocker mechanism schematic diagram

设曲柄角速度为 ω_1 , 则曲柄与水平线夹角为

$$\theta_1(t) = \omega_1 t \quad (1)$$

根据曲柄摇杆机构各个参数关系得到摇杆与水平线夹角数学模型为^[9-11]:

$$\theta_3(t) = 2 \arctan \frac{B \pm \sqrt{B^2 + A^2 - C^2}}{A + C} \quad (2)$$

式中: $A = 2l_3 \{l_0 + l_1 \cos[\theta_1(t)]\}$; $B = 2l_1 l_3 \sin[\theta_1(t)]$; $C = \frac{A^2 + B^2}{4l_3^2} + l_3^2 - l_2^2$ 。

传动角 γ 公式如下:

$$\gamma = \arccos \frac{l_2^2 + l_3^2 - l_1^2 - l_0^2 + 2l_1 l_0 \cos[\pi - \theta_1(t)]}{2l_2 l_3} \quad (3)$$

摇杆的角速度和角加速度分别为 $\theta_3(t)$ 对时间的一阶导和二阶导。

1.3 微扑翼气动力惯性力模型

为了使机翼始终保持较大迎角,设计机翼具有

较大刚度,忽略柔性变形。机翼迎角 $\alpha(t) \geq 60^\circ$, 超过失速迎角,在背流面出现脱体现象,环量存在条件被破坏。通过计算可以得到机翼在运动时雷诺数较小,此时可以采用平板大迎角绕流气动力近似计算公式分析气动力^[12]。

则易得机翼升力 $L(t)$ 、阻力 $D(t)$ 和机翼对翼根的升力矩 $M_L(t)$ 、阻力矩 $M_D(t)$ 为

$$L(t) = \int_{x_1}^{x_2} \frac{1}{2} C_{\pi/2} \rho u^2(x) c(x) [\sin^b \alpha(t)] [\cos \alpha(t)] dx \quad (4)$$

$$D(t) = \int_{x_1}^{x_2} \frac{1}{2} C_{\pi/2} \rho u^2(x) c(x) [\sin^{b+1} \alpha(t)] dx \quad (5)$$

$$M_L(t) = \int_{x_1}^{x_2} \frac{1}{2} C_{\pi/2} \rho u^2(x) c(x) [\sin^b \alpha(t)] [\cos \alpha(t)] x dx \quad (6)$$

$$M_D(t) = \int_{x_1}^{x_2} \frac{1}{2} C_{\pi/2} \rho u^2(x) c(x) [\sin^{b+1} \alpha(t)] x dx \quad (7)$$

式中: $u(x) = x\omega_s(t)$ 为距离机翼根部 x 长度处的来流速度; $c(x)$ 为弦长; x_1 和 x_2 分别为机翼翼面的起点和终点; $C_{\pi/2}$ 为当迎角为 $\pi/2$; 雷诺数为 $10^4 \sim 10^6$ 范围内时,垂直于流动方向的二维平板的压差阻力系数; b 为修正系数,取奇数。

经计算,机翼扑动过程中雷诺数约为 30 000, 满足雷诺数要求,考虑到机翼展弦比较小,同时在扑动过程中会发生柔性变形,与理想情况差距较大,需进行修正,此处 $C_{\pi/2}$ 取 1.68^[13], b 取 1^[12]。

机翼翻转的过程迎角 α 随时间改变,为了准确模拟扑动时状态,使用高频相机进行拍摄,拍摄装置摆放如图 3~图 4 所示。

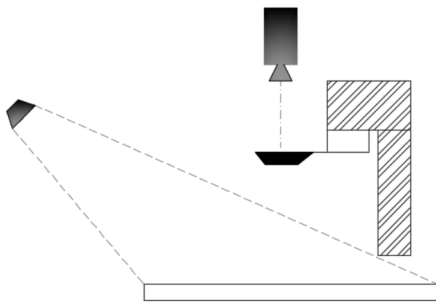


图 3 高频拍摄实验装置摆放示意图

Fig. 3 Experiment setup for high frequency photography

得到摄影视频后,将单帧拍摄照片上机翼特征点处($AB=BC$)弦长(BD)像素长度与展长(EF)像素长度对比,再根据实际展长即可得到机翼弦长的投影长度,结合实际长度即可得到机翼迎角。

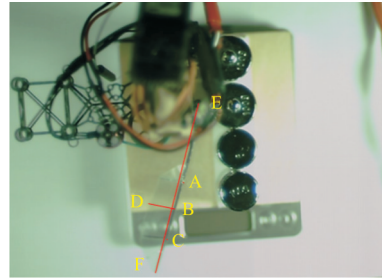


图 4 拍摄视频单帧

Fig. 4 Sample flapping-wing video frame

根据实验数据,进行数据拟合,提出机翼翻转迎角近似公式。

$$\begin{cases} \alpha(t) = \sum_{i=1}^5 a_i \sin(b_i t_k + c_i) \\ t_k = t \bmod(2\pi/\omega_1) \end{cases} \quad (8)$$

式中: \bmod 为取余数运算; a_i 、 b_i 、 c_i 等系数的取值如表 1 所示。

表 1 拟合公式参数表

Table 1 Parameters for fitting formula

参数	数值	参数	数值
a_1	443.4	b_4	0.036 28
a_2	385.1	b_5	0.122 4
a_3	14.76	c_1	-0.284 1
a_4	12.26	c_2	2.676
a_5	3.51	c_3	2.881
b_1	0.005 381	c_4	1.646
b_2	0.005 909	c_5	2.976
b_3	0.105 5		

实验结果与近似曲线对比如图 5 所示。

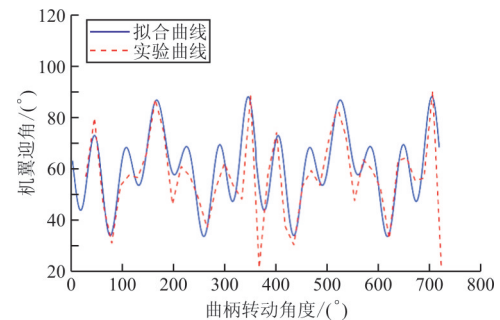


图 5 机翼迎角实验测量结果与近似曲线对比

Fig. 5 Comparison of measurement results and approximate curves of wing angle attack

惯性力主要由机翼扑动角加速度引起,只受机翼重量影响。假设机翼质量分布沿展向分布均匀,则机翼惯性力 $F_{\text{iner}}(t)$ 和对翼根处惯性力矩 $M_{\text{iner}}(t)$ 可以表示为^[14]

$$F_{\text{iner}}(t) = \int_0^{x_2} \frac{m x a_3(t)}{x_2} dx \quad (9)$$

$$M_{\text{iner}}(t) = \int_0^{x_2} \frac{m x^2 a_3(t)}{x_2} dx \quad (10)$$

式中: m 为机翼质量; $a_3(t)$ 为机翼摆动角加速度。

根据以上模型,可得到合力矩 $\sum M(t)$ 表达式为

$$\sum M(t) = \sqrt{[M_L(t)]^2 + [M_D(t) + M_{\text{iner}}(t)]^2} \quad (11)$$

2 多目标优化模型

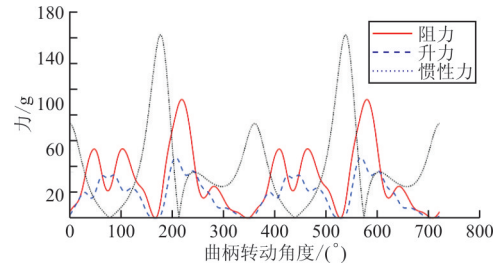
本文优化目标为:最小化飞行过程中的机翼机身所受影响峰值。经过计算可得到在两个扑动周期内的机翼机身所受力 and 力矩变化情况,如图 6 所示。其中,升力在高频扑动飞行过程中对传感器测量产生较大的噪声,从而影响飞行控制,而合力矩主要影响飞行器寿命,故优化目标可以转化为使飞行过程中升力峰值和合力矩峰值最小。同时为了统一量级,对应量的绝对值平均值进行无量纲化。选取曲柄摇杆机构的四杆长度 l_1, l_2, l_3, l_0 作为优化变量。约束函数对平均升力 L_{ave} 、四杆长度关系、传动角 γ 和摆动角 T 进行限制。最终多目标优化数学模型如下:

$$\min \begin{cases} f_1 = \frac{L_{\text{peak, max}}}{L_{\text{mean}}} \\ f_2 = \frac{|\sum M|_{\text{peak, max}}}{|\sum M|_{\text{mean}}} \end{cases} \quad (12)$$

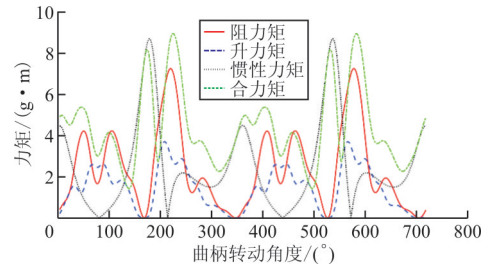
设计变量及变化范围: $6 \text{ mm} \leq l_1 \leq 7 \text{ mm}$, $16.5 \text{ mm} \leq l_2 \leq 20.5 \text{ mm}$, $6.5 \text{ mm} \leq l_3 \leq 8.5 \text{ mm}$, $17 \text{ mm} \leq l_0 \leq 21 \text{ mm}$ 。

约束函数: $g_1: L_{\text{ave}} \geq 13.32g$, $g_2: l_0 + l_1 \leq l_2 + l_3$, $g_3: \gamma \geq 40^\circ$, $g_4: T \geq 105^\circ$ 。

其中 g_1 为飞行器最低升力要求, $13.32g$ 为设计微扑翼飞行器全机重量的 $1/4$; g_2 为四连杆曲柄存在约束条件; g_3 是曲柄机构传动角限制,以保证传动效率; g_4 是摆动角限制, 105° 由综合多种高频扑动昆虫鸟类翅膀摆动角度得到^[15]。



(a) 机翼机身受力变化曲线



(b) 机翼根部受力矩变化曲线

图 6 两个扑动周期内载荷变化曲线

Fig. 6 Load change curve during two flutter cycles

该优化问题为一个多变量、多约束的非线性多目标优化问题。典型的多目标进化算法有: MOGA(基于排序的适应度赋值多目标遗传算法)、NPGA(小生境 Pareto 遗传算法)、NSGA(非劣解排序遗传算法)等。其中 NSGA 算法计算性能较好,采用适应度共享策略,有利于 Pareto 前沿上的个体分布均匀,维持种群多样性,防止过早收敛。但由于其本身局限性,算法复杂度高达 $o(MN^3)$ ^[16-19]。本文采用 NSGA-II 算法提出的快速最优非劣解排序算法,降低算法复杂度至 $o(MN^2)$,引入精英保留策略,大大提高计算速度^[20]。

3 优化结果与分析

运用 Matlab 平台编写 NSGA-II 程序,代入上述优化模型,在扑动频率为 48 Hz 的情况下,对升力和惯性力在扑动周期内的分布情况进行优化。

设置种群规模为 100,交叉概率为 0.9,变异概率为 0.25,进行 1 000 代进化后得到该优化的 Pareto 最优解集^[21],如图 7 所示,可以看出:两个目标函数之间是互相冲突的,在减小一个目标函数的同时必然会牺牲另一个目标函数,因此该优化结果需要进行取舍。

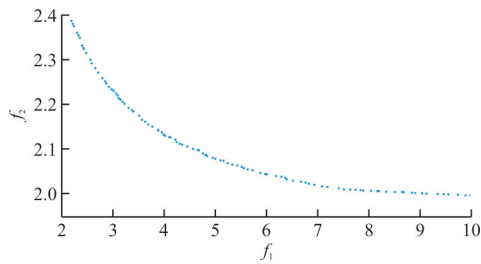


图 7 NSGA-II 算法计算结果

Fig. 7 Results of NSGA-II algorithm

根据微扑翼飞行器设计的具体结构尺寸要求,从最优解集中选取出最合适的几组解如表 2 所示。

表 2 优化前后设计参数对比

Table 2 Comparison of design parameters before and after optimization

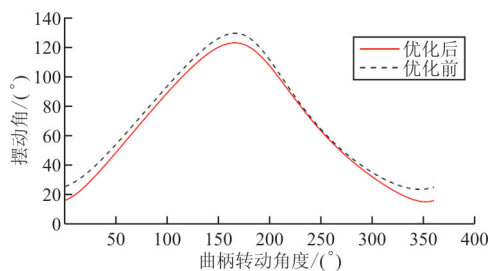
优化状态	L_1/mm	L_2/mm	L_3/mm	L_0/mm
优化前	6.0	18.5	7.5	19.0
	6.0	19.9	7.5	21
优化后	6.0	19.9	7.5	20.9
	6.0	19.8	7.5	20.9

表 3 优化前后结果对比

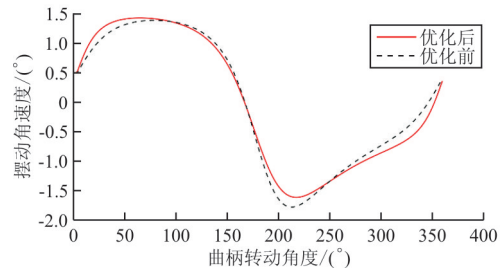
Table 3 Comparison of results before and after optimization

优化状态	升力/g	升力峰值/g	合力矩峰值/(g·m)	f_1	f_2
优化前	13.37	33.84	8.30	2.37	2.91
	13.53	27.32	7.47	2.21	2.37
优化后	13.46	28.28	7.15	2.12	2.44
	13.54	27.44	7.46	2.20	2.46
	13.65	26.86	8.55	2.52	2.30

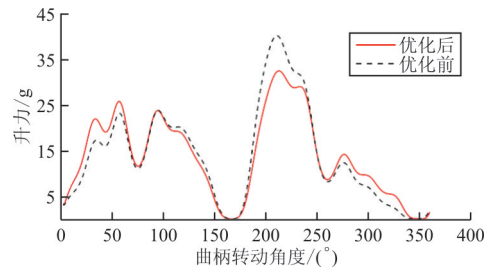
为验证 NSGA-II 算法优化效果,选取表中优化后第 1 组尺寸,得到优化前后机翼摆动角、摆动角速度、升力、合力矩在扑动频率为 48 Hz(此时飞行器处于悬停状态)情况下的变化曲线对比,如图 8 所示。



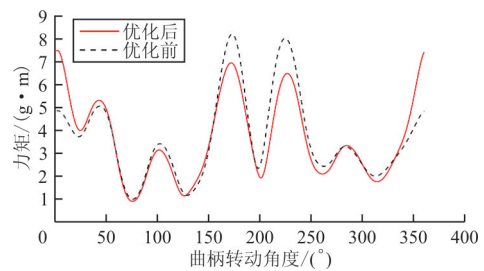
(a) 优化前后机翼摆动角对比



(b) 优化前后机翼摆动角速度对比



(c) 优化前后升力曲线对比



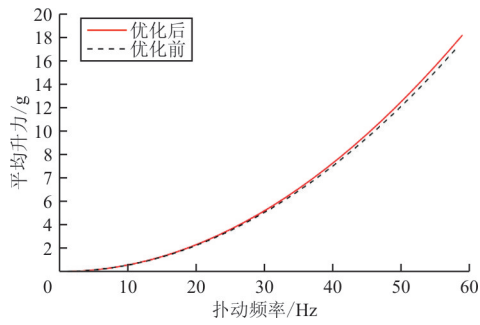
(d) 优化前后惯性力矩曲线对比

图 8 48 Hz 扑动频率下优化前后参数变化

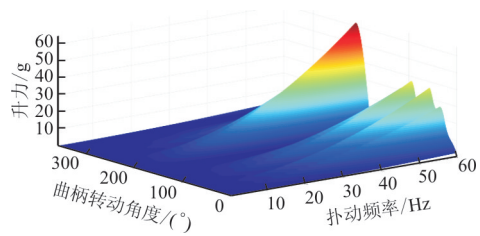
Fig. 8 Parameters change before and after the optimization of 48 Hz flapping frequency

从图 8 可以看出:优化前后机翼摆动幅度增大了 2.0° ,一定程度上增大了平均升力;机翼翼面第一次翻转变得更平缓,而第二次翻转速度加快,使翻转过程中产生的载荷分布更为均匀,同时减小了翻转产生的最大载荷;优化使得升力峰值明显降低,升力分布更为均匀,减小飞行过程中由于升力变化引起的飞行性能下降。

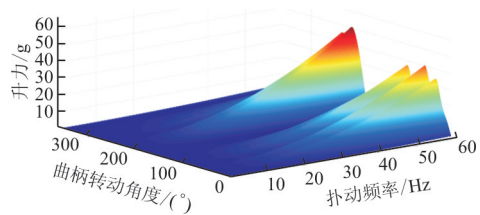
为验证优化结果对其他飞行频率也适用,计算得到 0~60 Hz 情况下优化前后平均升力变化曲线(如图 9(a)所示),升力和惯性力变化云图(如图 9(b)所示)是优化前升力云图,优化后升力云图如图 9(c)所示,优化前力矩云图如图 9(d)所示,优化后力矩云图如图 9(e)所示。



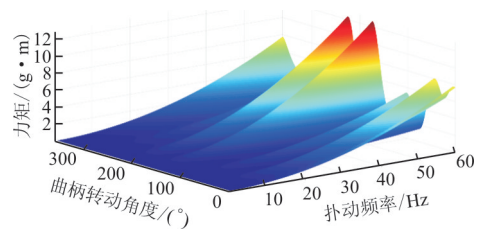
(a) 优化前后平均升力变化曲线



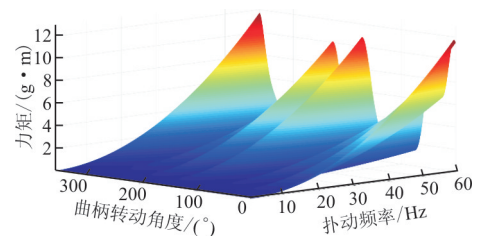
(b) 优化前升力云图



(c) 优化后升力云图



(d) 优化前惯性力矩云图



(e) 优化后惯性力矩云图

图 9 扑动频率 0~60 Hz 参数变化

Fig. 9 Parameter change during the flapping frequency changing from 0~60 Hz

从图 9 可以看出:优化后平均升力曲线几乎未

变,满足飞行升力需求;同时在其他频率下,升力峰值与力矩峰值也得到降低,故优化结果适用于其他扑动频率。

从表 1、表 2 及图 9 可以看出:表明优化后的微扑翼飞行器飞行过程中所受最大载荷明显降低,飞行性能和飞行寿命在一定程度上得到改善。后续设计过程可继续使用该优化方法,直至达到设计目的。

4 结 论

(1) 建立优化模型,经优化后,升力峰值与惯性力峰值得到明显降低,飞行器飞行过程中所受载荷分布更为均匀,提高了飞行性能,延长了飞行寿命。

(2) 该优化方法还可为设计者提供多组最优数据以供选择,减轻劳动强度,提高设计效率,符合工程设计需求。

参考文献

- [1] Tan X. Development of flapping-wing micro air vehicle in Asia[C]//Intelligent Control & Automation Beijing. 2012: 3939-3942.
- [2] 侯宇. 仿生扑翼飞行微机器人研究现状与关键技术[J]. 机械设计, 2008, 25(7): 1-4.
Hou Yu. The research status and key technology of flapping-wing actuators [J]. Journal of Mechanical Design, 2008, 25(7): 1-4. (in Chinese)
- [3] Shyy W, Aono H, Chimakurthi S K, et al. Recent progress in flapping wing aerodynamics and aeroelasticity[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2010, 46(7): 284-327.
- [4] 弯艳玲. 蜻蜓翅翼三维空间结构的动力学与疲劳寿命分析[D]. 长春: 吉林大学, 2010.
Wan Y L. Dynamics and fatigue life of three-dimensional structure of dragonfly wings[D]. Changchun: Jilin University, 2010. (in Chinese)
- [5] Fuller. Using a MEMS gyroscope to stabilize the attitude of a fly-sized hovering robot[C]. Delft: Delft University of Technology, 2014.
- [6] Rawat U. A design approach for a flapping wing micro air vehicle[J]. International Journal of Mechanical and Production Engineering, 2013, 1(5): 7-13.
- [7] Munguia R. A practical method for implementing an attitude and heading reference system[J]. International Journal of Advanced Robotic Systems, 2014, 11(1): 1.
- [8] Verboom J L. Attitude and altitude estimation and control on board a flapping wing micro air vehicle[C]//Robotics

- and Automation(ICRA), 2015 IEEE International Conference on. IEEE, 2015; 5846-5851.
- [9] 彭松林. 曲柄摇杆扑翼机构的联合仿真及优化设计[J]. 系统仿真学报, 2007, 19(8): 1758-1761.
Peng Songlin. Co-simulation and optimization design of crank rocker flapping wing mechanism[J]. Journal of System Simulation, 2007, 19(8): 1758-1761. (in Chinese)
- [10] 张亚锋. 仿生扑翼机构的优化设计[J]. 机械设计与研究, 2008, 24(4): 23-25.
Zhang Yafeng. Optimization design of flapping-wing mechanism based on genetic algorithm[J]. Machine Design and Research, 2008, 24(4): 23-25. (in Chinese)
- [11] 车林仙. 单曲柄双摇杆扑翼机构多目标优化设计[J]. 机械设计, 2017, 34(9): 91-96.
Che Linxian. Multi-objective optimal design of flapping-wing mechanism formed by a single-crank and double-rockers linkage[J]. Journal of Machine Design, 2017, 19(8): 1758-1761. (in Chinese)
- [12] 姜海波. 平板大攻角绕流升力和阻力系数的计算[J]. 应用力学学报, 2011, 28(5): 518-520.
Jiang Haibo. Lift and drag coefficients of flow around a flat plat at high attack angle[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2011, 28(5): 518-520. (in Chinese)
- [13] 普朗特 L. 流体力学概论[M]. 郭永怀, 陆士嘉, 译. 北京: 科学出版社, 1984: 289.
Prandtl L. Introduction to fluid mechanics[M]. Translated by Guo Yonghuai, Lu Shijia. Beijing: Science Press, 1984: 289. (in Chinese)
- [14] 胡明朗. 仿昆扑翼飞行器的翅膀惯性力研究[J]. 航空动力学报, 2008, 23(7): 1279-1286.
Hu Minglang. Inertia force of flapping-wing in entomopter micro air vehicle[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(7): 1279-1286. (in Chinese)
- [15] 董强. 蝉翅翼的运动研究与三维数值分析[J]. 航空动力学报, 2015, 30(3): 588-594.
Dong Qiang. Movement research and three-dimensional numerical analysis on cicada's wing[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(3): 588-594. (in Chinese)
- [16] Shin S Y. Multi-objective evolutionary optimization of DNA sequences for reliable DNA computing[J]. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, 2005, 9(2): 143-158.
- [17] Osman M S. IT-CEMOP: An iterative co-evolutionary algorithm for multi-objective optimization problem with non-linear constraints[J]. Applied Mathematics and Computation, 2006, 183(1): 373-389.
- [18] 奉铜明. 汽车多连杆悬架的多目标优化与分析[D]. 长沙: 湖南大学, 2011.
Feng Tongming. Multi-objective optimization and analysis of multi-link suspension system[D]. Changsha: Hunan University, 2011. (in Chinese)
- [19] 路艳雪. NSGA-II 多目标优化算法的改进及应用研究[D]. 太原: 太原理工大学, 2017.
Lu Yanxue. Research on improvement and application of NSGA-II multi-objective optimization method [D]. Taiyuan: Taiyuan University of Technology, 2017. (in Chinese)
- [20] Deb K. A fast and elitist multi-objective genetic algorithm: NSGA-II [J]. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, 2000, 6(2): 182-197.
- [21] Rabinovich Y I. Universal procedure for constructing a pareto set[J]. Computational Mathematics & Mathematical Physics, 2017, 57(1): 45-63.

作者简介:

蒋进(1993—),男,硕士研究生。主要研究方向:飞行器总体设计与飞行控制设计。

郑祥明(1979—),男,博士,副教授。主要研究方向:飞行器总体设计、MAV 飞行动力学与自主飞行控制技术。

冯卓群(1994—),男,硕士研究生。主要研究方向:飞行器总体设计。

沈欢(1994—),男,博士研究生。主要研究方向:仿生结构设计。

(编辑:沈惺)