

文章编号: 1000-8055(2008)01-0184-05

单曲柄双摇杆扑翼驱动机构的优化设计

周 凯, 方宗德, 曹雪梅, 张明伟
(西北工业大学 机电工程学院, 西安 710072)

摘 要: 微扑翼飞行器在试飞过程中时常发生向左或者向右倾斜栽落的现象, 这是由于左右扑翼动作的不完全对称性引起的. 由此建立了驱动机构在一个运动周期内左右扑翼角之差和角速度之差的数学模型, 并在机械学、仿生学等约束条件下利用模式搜索法对目标函数进行了优化设计. 优化前后的参数对比分析和试飞试验均表明: 该优化显著增强了微扑翼飞行器的运动对称性.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 微扑翼飞行器; 曲柄摇杆机构; 多目标优化; 模式搜索法; 运动对称性
中图分类号: V276, TH123 **文献标识码:** A

Optimization design for single-crank and double-rocker kind of driving mechanism of FMAV

ZHOU Kai, FANG Zong-de, CAO Xue-mei, ZHANG Ming-wei

(School of Mechatronical Electronical Engineering, ,
Northwestern Polytechnical University, Xi 'an 710072)

Abstract: Flapping-wing micro air vehicles (FMAV) often tilt toward the left or the right and fall off in the course of flight, and this is mainly caused by the incomplete symmetry of the wings' movement. Models of the margins of the flapping-angle and angular speed between the left wing and the right wing were established; and an optimization design for the objective function was carried out by using Hooke-Jeeves method under restraint conditions of mechanics, bionics and aerodynamics. Both comparative analysis of parameters before and after optimization and flight test indicate that the optimization can remarkably improve movement symmetry of flapping-wing micro air vehicles.

Key words: aerospace propulsion system; flapping-wing micro air vehicles (FMAV); crank-and-rocker mechanism; multi-objective optimal design; Hooke-Jeeves method; movement symmetry

微扑翼飞行器涉及到仿生学、空气动力学、结构力学、微机电技术, 以及微致动器、微传感器、微控制器、微能源等的研究, 其相关技术已超出了传统的飞机设计研究范畴, 是一个多学科的交叉研究领域. 由于它具有体积小、重量轻、成本低、隐身性和可操作性好等特点, 在国防和民用领域都有着十分重要而广泛的应用. 同时由仿生学和空气动力学研究结果可以预见的是, 在翼展小于 15

cm 时, 扑翼飞行比固定翼和旋翼飞行更具优势^[1].

微扑翼飞行器的翅翼一般固连在驱动机构摇杆上, 不同的驱动机构决定了不同的扑翼飞行方式, 而不同的扑翼方式也需要不同的驱动机构与之相适应, 因此驱动机构不但是微扑翼飞行器的关键部件, 还是体现其扑翼动作特征的机构. 常用的驱动机构有空间四杆机构、双曲柄双摇杆机构、

收稿日期: 2006-12-07; 修订日期: 2007-03-12

基金项目: 国家自然科学基金(50575183); 博士点专项科研基金(20050699022)

作者简介: 周凯(1983-), 男, 河南夏邑人, 硕士生, 主要从事机械动力学仿真与机械优化设计等.

单曲柄双摇杆机构等,如图 1 所示.空间四杆机构和双曲柄双摇杆都具有较好的运动对称性,但是结构相对复杂,微小化较困难.图 1(c)中的单曲柄双摇杆机构是制作微扑翼飞行器普遍采用的一种驱动机构.它是最简单的一种单自由度扑翼运动实现形式,效率高、重量轻、容易微小化.其缺点是两边的扑翼动作(扑翼角——摇杆与水平线的夹角、角速度)不完全对称,有一个相位差.这就导致微扑翼飞行器左右翅翼产生的气动力不相等,在试飞过程中也时常发生微扑翼飞行器向左或者向右倾斜栽落的现象.

针对翼展为 40 cm 左右的微扑翼飞行器的单曲柄双摇杆类型的驱动机构,本文从其两边扑翼动作的不对称性着手,建立了左右扑翼角之差和角速度之差的数学模型,在一定的约束条件下,通过适当的机构尺寸设计使得两边翅翼的扑翼角之差、角速度之差的幅值在运动周期内尽可能的小,以达到提高扑翼动作对称性的目的.

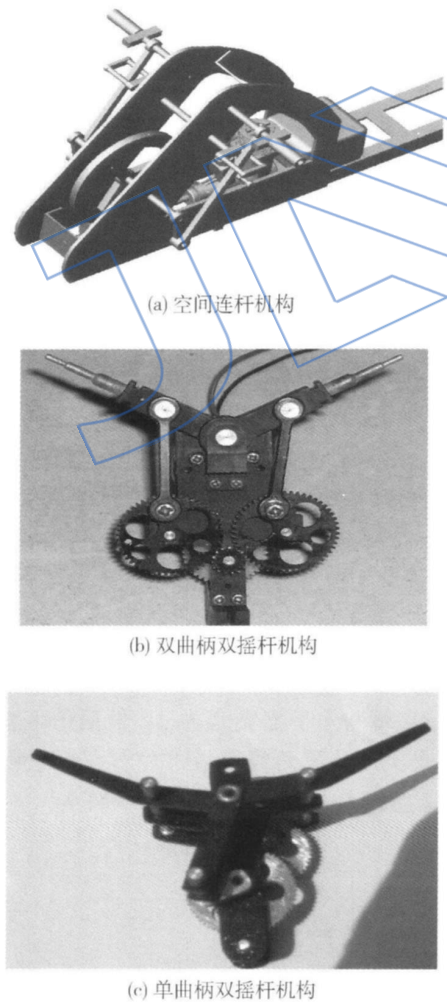


图 1 不同类型的扑翼驱动机构

Fig. 1 Different kinds of driving mechanism of FMAV

1 优化设计数学模型的建立

1.1 扑翼角之差和角速度之差数学模型的建立

图 2 为驱动机构的运动简图,曲柄逆时针转动. O, O_1, O_2 为支板上的定位点;角 γ 是右下(或左下)两支点与水平面的夹角,可称之为安装角度; l_1 是曲柄长度, l_2 是连杆长度, l_3 是摇杆长度(摇杆与连杆连接点到支点处的长度), l_4 为支点间距离.

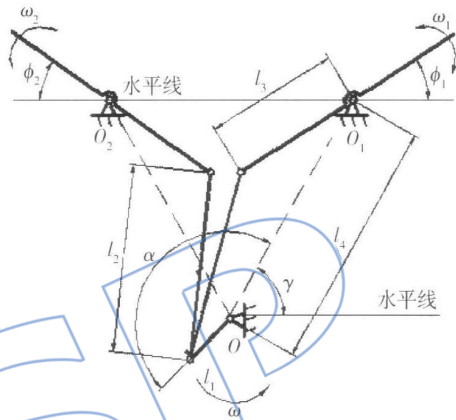


图 2 驱动机构运动简化图

Fig. 2 Movement simplification diagram of driving mechanism

设电机转速为 $n(\text{r/min})$, 齿轮减速传动比为 $i(i \geq 1)$, 则曲柄角速度为

$$\omega = \frac{\pi n}{30i} \quad (1)$$

设右摇杆的扑翼角和角速度分别为 $\phi_1(\alpha), \omega_1(\alpha)$, 左摇杆的扑翼角和角速度分别为 $\phi_2(\alpha), \omega_2(\alpha)$. 以两支点 OO_1 连线重合处为曲柄转动的零初始位置——起角线, 当曲柄与起角线夹角为 α 时, 通过速度瞬心法^[2]可得到左右摇杆的扑翼角之差 $\Delta\phi(\alpha)$ 和角速度之差 $\Delta\omega(\alpha)$ 分别为

$$\begin{aligned} \Delta\phi(\alpha) &= \phi_1(\alpha) - \phi_2(\alpha) = \\ & \gamma - \left[\arccos \frac{l_3^2 + l_6^2 - l_2^2}{2l_3l_5} + M_1 \arccos \frac{l_4^2 + l_5^2 - l_1^2}{2l_4l_5} \right] - \\ & \left[\gamma - \left[\arccos \frac{l_3^2 + l_6^2 - l_2^2}{2l_3l_6} + M_2 \arccos \frac{l_4^2 + l_6^2 - l_1^2}{2l_4l_6} \right] \right] = \\ & \left[\arccos \frac{l_3^2 + l_6^2 - l_2^2}{2l_3l_6} + M_2 \arccos \frac{l_4^2 + l_6^2 - l_1^2}{2l_4l_6} \right] - \\ & \left[\arccos \frac{l_3^2 + l_5^2 - l_2^2}{2l_3l_5} + M_1 \arccos \frac{l_4^2 + l_5^2 - l_1^2}{2l_4l_5} \right] \end{aligned} \quad (2)$$

$$\begin{aligned} \Delta\omega(\alpha) &= \omega_1(\alpha) - \omega_2(\alpha) = \\ & \omega \left[\frac{l_4}{l_3} \frac{\sin \beta}{\sin(\alpha + \beta)} - 1 \right] - \end{aligned}$$

$$\omega \left[l_4 \left/ \frac{l_1 \sin \beta}{\sin(\alpha - B - \beta)} + 1 \right. \right] \quad (3)$$

其中

$$B = 180^\circ - 2\gamma \quad (4)$$

$$l_5 = \sqrt{l_1^2 + l_4^2 - 2l_1 l_4 \cos \alpha} \quad (5)$$

$$l_6 = \sqrt{l_1^2 + l_4^2 - 2l_1 l_4 \cos(\alpha - B)} \quad (6)$$

$$\beta = \arccos \frac{l_2^2 + l_5^2 - l_3^2}{2l_2 l_5} + M_1 \arccos \frac{l_1^2 + l_5^2 - l_4^2}{2l_1 l_5} \quad (7)$$

$$\beta = \arccos \frac{l_2^2 + l_6^2 - l_3^2}{2l_2 l_6} + M_2 \arccos \frac{l_1^2 + l_6^2 - l_4^2}{2l_1 l_6} \quad (8)$$

$$(M_1, M_2) = \begin{cases} (+1, +1) & 0 \leq \alpha < B \\ (+1, -1) & B \leq \alpha < 180^\circ \\ (-1, -1) & 180^\circ \leq \alpha < \pi + B \\ (-1, +1) & 180^\circ + B \leq \alpha < 360^\circ \end{cases} \quad (9)$$

表达式(2),(3)就是要优化量 $\Delta\phi(\alpha)$ 与 $\Delta\omega(\alpha)$ 的数学模型。

1.2 优化目标函数

由于要优化量的数学模型 $\Delta\phi(\alpha)$ 与 $\Delta\omega(\alpha)$ 的量纲不同,无法直接构造综合评价函数,故先对它们作无量纲化处理

$$f_1(\alpha) = \frac{\Delta\phi(\alpha)}{\psi} \quad (10)$$

$$f_2(\alpha) = \frac{\Delta\omega(\alpha)}{W} \quad (11)$$

其中 ψ 与 W 分别是 $\Delta\phi(\alpha)$ 与 $\Delta\omega(\alpha)$ 的幅值。

表达式(10),(11)中的 α 是对应于曲柄位置的变量。曲柄转动一圈, α 从 0 变化到 360° 。笔者曾将 α 离散常量化处理,即在 $0 \sim 360^\circ$ 内取一系列 α 值,采用传统优化方法进行优化,但是优化结果并不理想,得到的都是局部最优值,这主要是因为表达式(10),(11)都是分段函数的缘故。

为了解决分段函数给该优化带来的不便,并考虑到优化目的是为了使 $\Delta\phi(\alpha)$ 与 $\Delta\omega(\alpha)$ 的幅值在约束条件下同时达到最小,并且表达式虽然是分段的,图形却是连续的,故用辛普森求面积法^[3]求出表达式(10),(11)的图形与坐标轴围成的面积

$$f_3(X) = \int_0^{360^\circ} f_1(\alpha) d\alpha \quad (12)$$

$$f_4(X) = \int_0^{360^\circ} f_2(\alpha) d\alpha \quad (13)$$

其中

$$X = (l_2, l_3, l_4, \gamma) \quad (14)$$

并将此面积表达式(12),(13)作为优化目标函数。这样既解决了优化量数学模型的分段问题,又把 α 消化在求面积的过程中了。

1.3 优化参数

优化参数的选取,主要由设计参数决定。根据本文的优化目标函数和实际情况,取下述量作为优化参数:连杆长度 l_2 ,摇杆长度 l_3 ,支点距 l_4 ,安装角度 γ 。

曲柄长度越短, $\Delta\phi(\alpha)$ 与 $\Delta\omega(\alpha)$ 的幅值越小,但是考虑到曲柄越短,所需驱动力矩越大,所以曲柄长度取为定值。

1.4 约束条件

扑翼飞行器是一个多学科的交叉研究领域,驱动机构不仅要满足机械学条件,使得其传动灵活高效、简单紧凑,还要满足其他学科所要求的条件,才能保证微扑翼飞行器的整机性能。本文将约束条件分为如下两类:

1.4.1 机械学条件

根据曲柄摇杆机构的设计理论和设计尺寸要求,确定优化参数的机械学条件如下:

$$\text{连杆长度 } 17.0 \text{ mm} \leq l_2 \leq 20.0 \text{ mm} \quad (15)$$

$$\text{摇杆长度 } 9.0 \text{ mm} \leq l_3 \leq 13.0 \text{ mm} \quad (16)$$

$$\text{支点距 } 18.0 \text{ mm} \leq l_4 \leq 23.0 \text{ mm} \quad (17)$$

$$\text{安装角度 } 50^\circ \leq \gamma \leq 60^\circ \quad (18)$$

曲柄存在条件^[2]

$$l_1 + l_4 \leq l_2 + l_3 \quad (19)$$

最小传动角条件^[2]

$$\min(\theta_1, \theta_2) \geq 40^\circ \quad (20)$$

$$\theta_1 = 57.3 \arccos \frac{l_2^2 + l_3^2 - (l_4 - l_1)^2}{2l_2 l_3} \quad (21)$$

$$\theta_2 = 180^\circ - 57.3 \arccos \frac{l_2^2 + l_3^2 - (l_4 + l_1)^2}{2l_2 l_3} \quad (22)$$

1.4.2 仿生学条件

设摇杆运动到最顶端与水平面夹角为 ψ_1 ,运动到最底端与水平面夹角为 ψ_2 。根据仿生学统计规律:鸟类的扑翼角幅值 $\psi = \psi_1 + \psi_2$ 一般都不小于 50° ,且有 $\psi_1 > \psi_2$,所以仿生学条件为

$$\psi \geq 50^\circ \quad (23)$$

$$\psi_1 > \psi_2 \quad (24)$$

2 优化计算方法

对表达式(10),(11)两个目标函数的优化问题,也就是多目标多变量非线性函数优化的问题。利用线性加权法构造了综合评价函数

$$f(X) = C_1 f_3(X) + C_2 f_4(X) \tag{25}$$

其中 $C_1 + C_2 = 1$, 即 (C_1, C_2) 应满足 $(y, 1 - y)$, 其中 $y = 0.1, 0.2, \cdots, 1.0$. 上式权系数 C_1, C_2 的选取, 应以扑翼角之差和角速度之差对微扑翼飞行器运动对称性的重要程度等来进行综合考虑, 才能得出比较理想的结果. 经过不断的试验和验算, 最终选取 $C_1 = 0.5, C_2 = 0.5$. 至此本文的优化问题已转化为一个单目标有约束多变量非线性规划问题. 采用模式搜索法^[4]进行优化.

将以前设计参数值: $l_1 = 5.5 \text{ mm}, l_2 = 18 \text{ mm}, l_3 = 10.0 \text{ mm}, l_4 = 20.9 \text{ mm}, \gamma = 55^\circ$ 作为初始点. 优化后, 得到的新数据为: $l_1 = 5.5 \text{ mm}, l_2 = 19.35 \text{ mm}, l_3 = 12.85 \text{ mm}, l_4 = 23.0 \text{ mm}, \gamma = 57.4^\circ$.

3 优化前后的比较分析

3.1 优化前后相关参数的比较

摇杆与水平线的夹角为扑翼角. 当摇杆在水平面上方时, 扑翼角为正, 反之为负. 当摇杆向下运动时, 摇杆角速度为正, 反之为负.

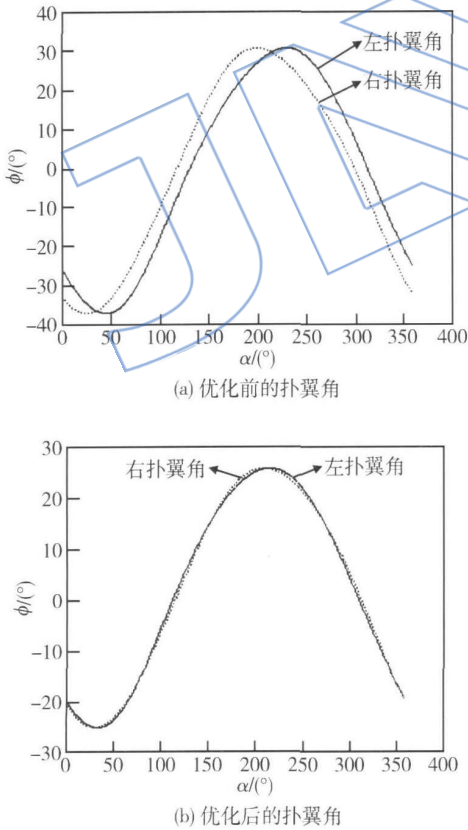


图 3 优化前后扑翼角的比较

Fig. 3 Comparison of flapping-angle around optimization

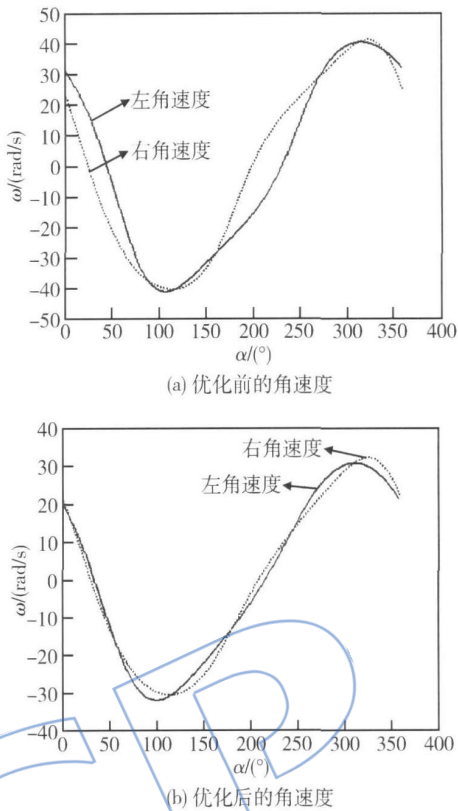


图 4 优化前后扑翼角速度的比较

Fig. 4 Comparison of angular speed around optimization

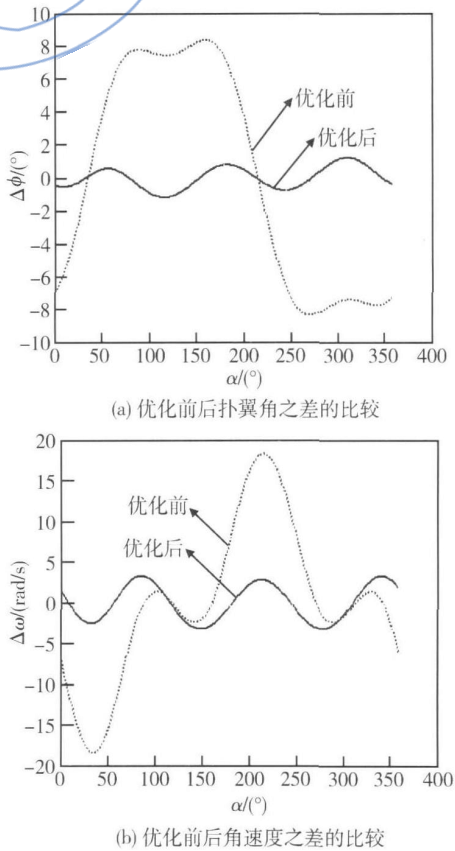


图 5 优化前后扑翼角之差和角速度之差的比较

Fig. 5 Comparison of the margin of flapping-angle and the margin of angular speed around optimization

表 1 优化前后有关参数量值的对比

Table 1 Comparison of some parameters around optimization

参数	优化前	优化后
$\Delta\phi$ 最大值/($^{\circ}$)	8.35	1.29
$\Delta\omega$ 最大值/(rad/s)	18.39	3.32
扑翼角幅值/($^{\circ}$)	67.68	50.74
最小传动角/($^{\circ}$)	40.69	56.74

从上面优化前后的参数曲线图和表 1 可知:

1) 优化前后扑翼角之差和扑翼角速度之差的幅值降幅分别为 84.6 %和 81.9 %,可见该优化达到了同时降低二者幅值的目的,提高了微扑翼飞行器的运动对称性;

2) 优化后扑翼角之差和扑翼角速度之差的图形近似为正弦或余弦曲线,并且在一个运动周期内有三个波峰和三个波谷;

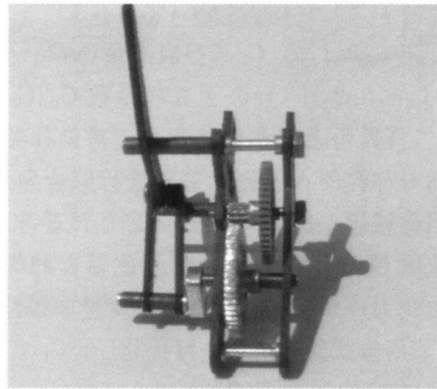
3) 扑翼角幅值越小,扑翼频率越低,微扑翼飞行器运动对称性越高;扑翼角幅值越大,扑翼频率越高,微扑翼飞行器产生的气动力越大,可见运动对称性和扑翼产生的气动力之间是一个矛盾的关系.在设计和优化驱动机构的时候,既要使微扑翼飞行器能产生足够的气动力,又要兼顾到其运动对称性问题.

3.2 优化前后驱动机构的比较

图 6(a) 是优化前制作的驱动机构,(b) 图是优化后制作的制作的驱动机构.它们的差别主要有两点:一是参数尺寸的不同,如连杆、摇杆长度以及安装角度等大小不一样;二是由此带来的结构上的变化——驱动机构的两连杆在优化前是挨在一起的,而在优化后错开了一段距离.因为优化后两摇杆的长度之和超过了支点 O_1O_2 间的距离,所以两连杆需要前后错开一个合适的距离,如图 6 中(b)图所示,这样才能避免运动过程中两摇



(a) 优化前制作



(b) 优化后制作

图 6 优化前后制作的扑翼驱动机构

Fig. 6 Driving mechanisms made around optimization

杆的相互干涉.

4 结 论

扑翼角、角速度、扑翼角之差和角速度之差等四类数学模型的建立,为同类型的驱动机构设计提供了理论设计基础,对其他类型的微扑翼驱动机构设计也有很好的借鉴意义.

通过优化前后的比较可知:优化后左右扑翼角之差、角速度之差的幅值比优化前设计值有显著降低,提高了微扑翼飞行器的运动对称性.同时,根据优化结果新制作的微扑翼飞行器在试飞过程中,飞行姿态的稳定性与优化前相比明显改善,很少再发生向左或者向右倾斜栽落的现象,这也验证了该优化方法的正确性和可行性.

参考文献:

[1] Ellington C. The novel aerodynamics of insect flight: applications to micro air vehicles[J]. Journal of Experimental Biology, 1999, 202 (23): 3439-3448.

[2] 王知行,刘廷荣.机械原理[M].北京:高等教育出版社,2002.

WANG Zhixing, LIU Tingrong. Theory of Mechanism and Machine[M]. Beijing: Higher Education Press,2002.

[3] 徐士良.数值方法与计算机实现[M].北京:清华大学出版社,2006.

XU Shiliang. Numerical methods and realization in computer[M]. Beijing: Tsinghua University Press,2006.

[4] 陈宝林.最优化理论与算法[M].北京:清华大学出版社,2005.

CHEN Baolin. Theory and recipes of optimization[M]. Beijing: Tsinghua University Press,2005.