

基于空间 RURS 机构的三维仿生扑翼机构设计与分析

从梦磊^{1,2}, 李君兰^{1,2}

(1. 天津大学 机构理论与装备设计教育部重点实验室, 天津 300354;
2. 天津大学 机械工程学院, 天津 300354)

摘 要: 为实现仿昆虫翼尖的空间“8”字型运动轨迹,设计了一种基于空间 revolute-universal-revolute-spherical(RURS)四杆机构的扑翼机构,通过单自由度驱动即可输出三维的空间“8”字轨迹。运用 Denavit-Hartenberg 参数法建立了空间四杆机构的运动学模型,利用遗传算法对机构进行了优化,得到了利于扑翼飞行的机构参数。基于该空间四杆机构的优化结果,建立了一种微型的扑翼机构虚拟样机,通过 ADAMS 仿真得到其输出运动并验证了运动学理论计算的正确性。所设计的扑翼机构扑动幅度达到 149.8°,扭转角度达到 29.9°,且“8”字型扑动规律与昆虫翅膀的运动更为相近。扑翼机构的最大尺寸不超过 5.8 cm,仿真发现的时间非对称扑动对气动性能有一定提升,对于微型化、轻质化、高效化扑翼飞行器的研究具有重要的参考价值。

关 键 词: 仿生设计;扑翼机构;空间四杆机构;参数优化;三维运动轨迹

中图分类号: V276 **文献标志码:** A

Design and analysis of three-dimensional bio-inspired flapping wing mechanism based on spatial RURS linkage

CONG Menglei^{1,2}, LI Junlan^{1,2}

(1. Key Laboratory of Mechanism Theory and Equipment Design,
Ministry of Education, Tianjin University, Tianjin 300354, China;
2. School of Mechanical Engineering, Tianjin University, Tianjin 300354, China)

Abstract: To mimic the spatial figure-of-eight trajectory of insect wing tips, a flapping wing mechanism based on spatial revolute-universal-revolute-spherical (RURS) four-bar linkage was designed to enable output of the three-dimensional spatial figure-of-eight trajectory with one input. Denavit-Hartenberg parameters method was used to establish the kinematic model of the spatial four-bar mechanism. Based on the genetic algorithm, the optimal parameters of linkages facilitating the flapping wing flight were acquired. A micro air vehicle virtual prototype was designed based on the optimal spatial four-bar linkage, meanwhile, the result of kinematic model was verified by ADAMS prototype simulation. The flapping amplitude of the flapping wing mechanism was 149.8°, and the twist angle was 29.9°, meanwhile

收稿日期:2018-07-04
基金项目:国家自然科学基金(51305294);机构理论与装备设计教育部重点实验室开放基金
作者简介:从梦磊(1995—),男,硕士生,主要从事仿生扑翼飞行器研究。
通讯作者:李君兰(1983—),女,副教授,博士,主要从事可展机构、仿生机器人研究。E-mail:jlli@tju.edu.cn

引用格式:从梦磊,李君兰. 基于空间 RURS 机构的三维仿生扑翼机构设计与分析[J]. 航空动力学报,2019,34(3):692-700. CONG Menglei, LI Junlan. Design and analysis of three-dimensional bio-inspired flapping wing mechanism based on spatial RURS linkage[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(3): 692-700.

the designed figure-of-eight flapping pattern was similar to insects in nature. The maximum size of the flapping wing mechanism was no more than 5.8cm, and the time asymmetric flapping pattern found from the simulation results can improve the aerodynamic performance to a certain extent, providing valuable insight weight to design light weight and efficient micro-air-vehicles.

Key words: bio-inspired design; flapping wing mechanism; spatial four-bar linkage; parameter optimization; three-dimensional trajectory

自然界中的鸟类和昆虫拥有卓越的飞行能力,能够像它们一样翱翔于天空是人类一直以来的梦想。近些年随着航空工业的发展,固定翼和旋翼飞行器技术已经处于很成熟的阶段,但当飞行器尺寸降低到微型级别时,传统的固定翼和旋翼飞行器的气动性能大大降低。而模仿鸟类和昆虫的微型扑翼飞行器,由于其飞行属于低雷诺数流动,能够产生高升力机制^[1-3],使其有较好的空气动力学性能,在国内外成为研究的热点。扑翼飞行器应用前景广泛,军事上可用于侦查监视、通讯中继、电子干扰等;民用上可用于灾后搜索、环境监测、交通监控、科教玩具等。

扑翼机构作为扑翼飞行器关键的驱动部件,其往往是通过模仿鸟类和昆虫翅膀的扑动过程而设计的。典型的翅膀扑动轨迹有空间椭圆形和空间“8”字型,因此翅膀的运动通常可由扑动、扭转和偏转三个运动复合而成^[4-5]。张永立等^[6]通过数值模拟发现,“8”字型运动轨迹具有更好的气动性能。张红梅等^[7]通过对比分析“0”字型和“8”字型翼尖轨迹,发现“8”字型扑动能够产生更高的升力。因此,设计能够实现“8”字型轨迹的扑翼机构对扑翼飞行器的研制具有重要的意义。

目前人们已经设计出了多种扑翼机构^[8-12],通常分为两类:一类主要包括单曲柄双摇杆机构,双曲柄双摇杆机构和曲柄滑块机构等单自由度机构。例如:Pornsir-Sirirak 等^[13]利用单曲柄双摇杆机构研制出第一个手掌大小的扑翼飞行器“Microbat”;De Croon 等^[14]利用双曲柄双摇杆机构演绎出一系列不同尺寸的扑翼飞行器“DelFly”;徐一村等^[15]使用空间曲柄摇杆机构所设计的扑翼机构实现了扑翼运动的对称性。这类机构能实现翅膀的一维上下拍动,而扭转运动往往靠翅膀的气动柔性变形来实现,不能真实的模仿翅膀运动轨迹。另一类机构通过多组连杆进行组合,实现翅膀拍打和扭转运动。例如:Wang 等^[16]利用平面四杆机构和空间四杆机构结合的方式,设计了一种能实现扑动和扭转耦合运动的两自由

度扑翼机构;朱保利等^[17]提出一种两自由度驱动的七杆八铰链机构,能够实现翼尖的“8”字型运动。此类机构能够实现多维的翅膀运动,但是其机构形式较为复杂。因此,如果能够设计一种通过单自由度驱动即可实现三维空间“8”字型运动轨迹的扑翼机构,将更有利于扑翼飞行器微型化,降低制造成本和控制难度,对扑翼飞行器的发展提供重要的参考。

综上所述,本文设计一种基于空间四杆机构的扑翼机构,通过单自由度驱动即可输出三维空间“8”字型轨迹,通过对其进行运动学建模及优化,设计出简单有效且实用的扑翼机构。

1 扑翼参数定义

昆虫翅膀的运动包含三个自由度,包括上下扑动、绕翅膀轴线扭转运动和横向偏转运动。其翅膀弦线的运动情况如图 1 所示,翅膀下拍到最低点时,向外侧扭转,上拍到最高点时,翅膀向内侧扭转,如此往复进行扑动。为描述翅

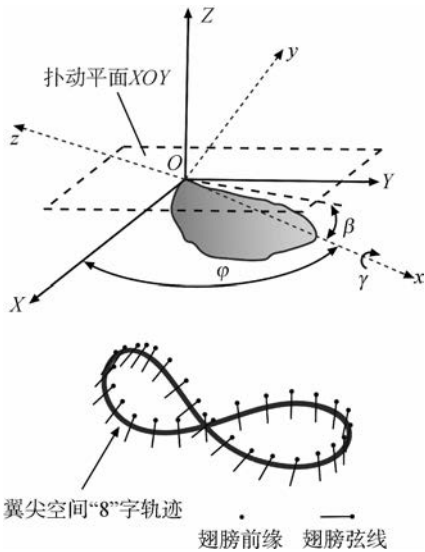


图 1 翅膀运动学参数描述及翼尖轨迹
Fig. 1 Description of wing kinematic parameters and wing tip trajectory

膀的运动,以翅膀基部为原点建立固定坐标系 $OXYZ$,同时建立翅膀随动坐标系 $Oxyz$, x 轴沿翅膀轴向, y 轴沿翅膀弦向,随动坐标系固定于翅膀上。其运动轨迹可由三个参数来描述:扑动角度 φ 定义为翅膀扑动在扑动平面扫过的角度;偏转角度 β 定义为翅膀轴线与扑动平面之间的夹角;扭转角度 γ 定义为翅膀绕自身轴线扭转的角度。

2 扑翼机构设计

2.1 机构设计理念

目前,对于扑翼机构的设计主要分为单自由度机构和两自由度机构。单自由度主要有平面曲柄摇杆机构和空间 revolute-spherical-spherical-revolute(RSSR) 机构^[15]。平面曲柄摇杆机构设计的扑翼飞行器两侧运动往往不对称,RSSR 机构可以很好地解决这一问题,但其仍只能输出一个自由度的拍打动作;两自由度机构往往通过两套连杆机构实现扑动和扭转运动的耦合,这类机构需要两个驱动同时控制,增加了机构的复杂程度和控制难度。因此,为简化扑翼机构的复杂性,实现单自由度驱动,同时能产生仿昆虫翅膀的三维运动轨迹,本文考虑利用空间 RSSR 机构的原型,演化出一种空间 revolute-universal-revolute-spherical(RURS)机构。

由于机构输出目标轨迹为空间“8”字型,则输出杆与机架的运动副需由转动副改为球副;输入方式为电动机驱动,曲柄与机架连接为转动副;空间“8”字轨迹需保证输出杆的左右摆动,考虑将连杆与曲柄连接改为十字万向节副,来提供两个方向的扭转自由度;为保证单自由度驱动,经过空间闭环机构自由度公式计算,确定连杆与输出杆连接为转动副;因此该机构称之为空间 RURS 机构,如图 2 所示。

2.2 机构运动学分析

为获取空间 RURS 机构输出轨迹与输入角度之间的关系,本节利用 Denavit-Hartenberg(D-H)参数法对该机构进行运动学分析。由于两个 RURS机构关于竖直平面对称布置,本节仅对图

2 中的虚线左侧机构进行分析。

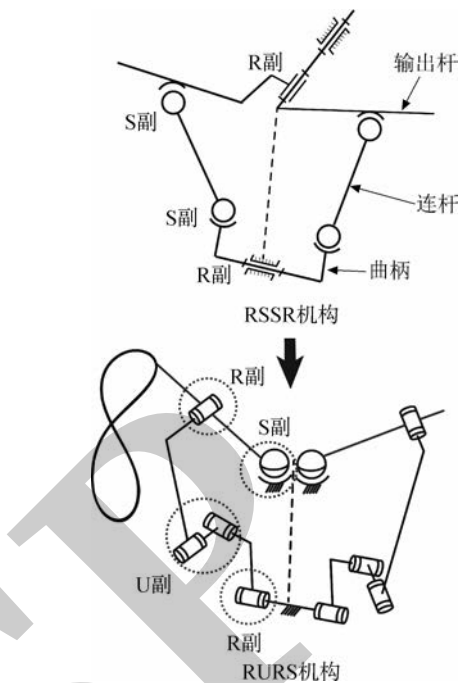


图 2 空间 RSSR 机构演化空间 RURS 机构

Fig. 2 Conversion from spatial RSSR linkage to spatial RURS linkage

2.2.1 D-H 参数法描述

对于相邻连杆建立的坐标系如图 3 所示,由文献^[18]可知,相邻坐标系的齐次坐标变换矩阵为

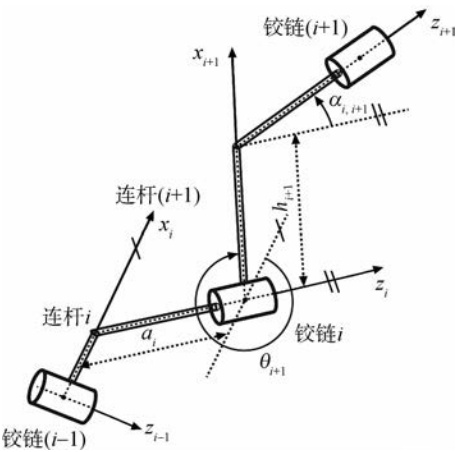


图 3 D-H 参数定义

Fig. 3 Definition of D-H parameters

$$T_{i,i+1} = \begin{bmatrix} \cos\theta_{i+1} & -\sin\theta_{i+1}\cos\alpha_{i,i+1} & \sin\theta_{i+1}\sin\alpha_{i,i+1} & h_{i+1}\cos\theta_{i+1} \\ \sin\theta_{i+1} & \cos\theta_{i+1}\cos\alpha_{i,i+1} & -\cos\theta_{i+1}\sin\alpha_{i,i+1} & h_{i+1}\sin\theta_{i+1} \\ 0 & \sin\alpha_{i,i+1} & \cos\alpha_{i,i+1} & a_i \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \tag{1}$$

其中 a_i 为 x_i 轴沿 z_i 轴移动的距离; θ_{i+1} 为 x_i 轴绕 z_i 轴转动的角度; h_{i+1} 为 z_i 轴沿 x_{i+1} 轴移动的距离; α_{i+1} 为 z_i 轴绕 x_{i+1} 轴转动的角度; 下标 $i = 0, 1, 2, \dots$, 方向余弦矩阵为

$$\mathbf{R}_{i,i+1} = \begin{bmatrix} \cos\theta_{i+1} & -\sin\theta_{i+1}\cos\alpha_{i,i+1} & \sin\theta_{i+1}\sin\alpha_{i,i+1} \\ \sin\theta_{i+1} & \cos\theta_{i+1}\cos\alpha_{i,i+1} & -\cos\theta_{i+1}\sin\alpha_{i,i+1} \\ 0 & \sin\alpha_{i,i+1} & \cos\alpha_{i,i+1} \end{bmatrix} \quad (2)$$

下文中符号 $s_i, c_i, s_{i,i+1}, c_{i,i+1}$ 分别代表 $\sin\theta_i, \cos\theta_i, \sin\alpha_{i,i+1}, \cos\alpha_{i,i+1}$ 。

2.2.2 四杆机构运动学模型

图 4 为基于 D-H 参数法建立的空间 RURS 四杆机构简图, θ_1 为输入杆 AB 的旋转角度, φ, β, γ 为输出杆 FG 的三个欧拉角, θ_2, θ_3 为十字万向节 BCD 上两个转动副 C 和 D 的旋转角度, θ_4 为连杆 DEF 上转动副 F 的旋转角度, OA 和 OG 为机架, 现利用 D-H 参数法求解四杆机构输出角与输入角之间的关系。根据十字万向节的结构特点, 令 $h_2=0$, 且 $\alpha_{12}=90^\circ$ 。要建立输入输出关系,

需首先确定中间参数 $\theta_2, \theta_3, \theta_4$ 与输入角 θ_1 之间的关系。

首先建立 θ_1 与 θ_2 之间的关系, 由图 4(a) 可知, E 点和 G 点存在定长约束条件

$$(x_0^E - x_0^G)^2 + (y_0^E - y_0^G)^2 + (z_0^E - z_0^G)^2 = a_3^2 + h_4^2 \quad (3)$$

在 $x_0 y_0 z_0$ 坐标系下, G 点坐标为 $(-h_0, 0, 0)$, E 点坐标可由下式求得:

$$\begin{bmatrix} x_0^E \\ y_0^E \\ z_0^E \\ 1 \end{bmatrix} = \mathbf{T}_{01} \mathbf{T}_{12} \mathbf{T}_{23} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \quad (4)$$

将 E 点和 G 点坐标代入式(3)可得

$$A_1 s_3 + A_2 c_3 + A_3 = 0 \quad (5)$$

其中

$$\begin{aligned} A_1 &= h_3 a_1 + h_3 a_0 c_{01} + h_0 h_3 s_1 s_{01} \\ A_2 &= h_0 h_3 (c_1 c_2 - s_1 s_2 c_{01}) + h_1 h_3 c_2 + h_3 a_0 s_2 s_{01} \\ A_3 &= h_0 h_1 c_1 + h_0 a_1 s_1 s_{01} + h_0 a_2 c_1 s_2 + h_0 a_2 s_1 c_2 c_{01} + h_1 a_2 s_2 + a_0 a_1 c_{01} - a_0 a_2 c_2 s_{01} + 0.5(a_0^2 + a_1^2 + a_2^2 + h_0^2 + h_1^2 + h_3^2 - h_4^2 - a_3^2) \end{aligned}$$

式(5)包含 θ_2 和 θ_3 , 为消去 θ_3 , 需建立另一个方程。将闭环向量 $\overrightarrow{OABCDEFGO}$ 向 z_3 轴上投影, 得

$$h_0 \cos(x_0, z_3) + a_0 \cos(z_0, z_3) + h_1 \cos(x_1, z_3) + a_1 \cos(z_1, z_3) + a_2 \cos(z_2, z_3) + h_3 \cos(x_3, z_3) + a_3 + h_4 \cos(x_4, z_3) = 0 \quad (6)$$

其中

$$\begin{aligned} \cos(x_i, z_j) &= (1, 0, 0) \mathbf{R}_{i,i+1} \mathbf{R}_{i+1,i+2} \cdots \mathbf{R}_{j-1,j} (0, 0, 1)^T \\ \cos(z_i, z_j) &= (0, 0, 1) \mathbf{R}_{i,i+1} \mathbf{R}_{i+1,i+2} \cdots \mathbf{R}_{j-1,j} (0, 0, 1)^T \end{aligned}$$

上式可表示为

$$B_1 s_3 + B_2 c_3 + B_3 = 0 \quad (7)$$

其中

$$\begin{aligned} B_1 &= h_0 c_1 c_2 s_{23} - h_0 s_1 s_2 c_{01} s_{23} + a_0 s_{01} s_{23} s_2 + h_1 c_2 s_{23} \\ B_2 &= -h_0 s_1 s_{01} s_{23} - a_0 c_{01} s_{23} - a_1 s_{23} \\ B_3 &= h_0 c_1 s_2 c_{23} + h_0 c_{01} c_{23} s_1 c_2 - a_0 s_{01} c_{23} c_2 + h_1 c_{23} s_2 + a_2 c_{23} + a_3 \end{aligned}$$

理论上, 联立式(5)和式(7)即可消去 θ_3 , 但是联立之后的方程为一元八次方程, 不易求解。为简化计算, 令 $\alpha_{23}=180^\circ$, 即 $s_{23}=0, c_{23}=-1$, 此时 B_1 和 B_2 均为 0, 式(7)变为 $B_3=0$, 可写成统一格式

$$K_1 s_2 + K_2 c_2 + K_3 = 0 \quad (8)$$

其中

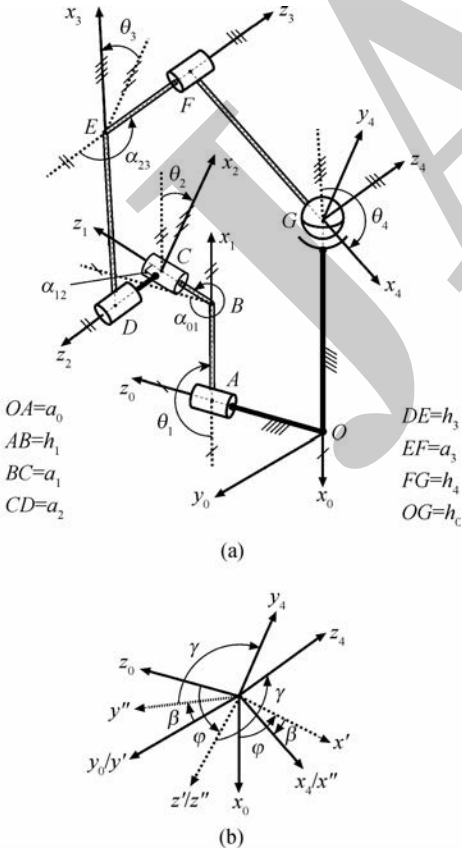


图 4 空间四杆机构 D-H 坐标描述

Fig. 4 D-H coordinate description of spatial four-bar linkage

$$\begin{aligned} K_1 &= h_0 c_1 + h_1 \\ K_2 &= h_0 c_{01} s_1 - a_0 s_{01} \\ K_3 &= a_1 - a_3 \end{aligned}$$

则 θ_2 可由式(8)求得

$$\theta_2 = 2\arctan\left(\frac{-K_1 \pm \sqrt{K_1^2 + K_2^2 - K_3^2}}{K_3 - K_2}\right) \quad (9)$$

同理, θ_3 可由式(5)求得

$$\theta_3 = 2\arctan\left(\frac{-A_1 \pm \sqrt{A_1^2 + A_2^2 - A_3^2}}{A_3 - A_2}\right) \quad (10)$$

为求取 θ_4 , 需建立另外一个方程。将闭环向量 $\overrightarrow{OABCDEFGO}$ 向 x_4 轴上投影, 得

$$\begin{aligned} h_0 \cos(x_0, x_4) + a_0 \cos(z_0, x_4) + h_1 \cos(x_1, x_4) + \\ a_1 \cos(z_1, x_4) + h_2 \cos(x_2, x_4) + a_2 \cos(z_2, x_4) + \\ h_3 \cos(x_3, x_4) + a_3 \cos(z_3, x_4) + h_4 = 0 \end{aligned} \quad (11)$$

式(11)可写为

$$P_1 s_4 + P_2 c_4 + P_3 = 0 \quad (12)$$

其中

$$\begin{aligned} P_1 &= h_0 (s_3 c_2 s_1 - s_3 s_2 s_1 c_{01} - c_3 s_1 s_{01}) + \\ &\quad a_0 (s_3 s_2 s_{01} - c_3 c_{01}) + h_1 s_3 c_2 - a_1 c_3 \\ P_2 &= h_0 (c_3 c_2 c_1 - c_3 s_2 s_1 c_{01} + s_3 s_1 s_{01}) + \\ &\quad a_0 (c_3 s_2 s_{01} + s_3 c_{01}) + h_1 c_3 c_2 + a_1 s_3 + h_3 \\ P_3 &= h_4 \end{aligned}$$

则同理, θ_4 可由式(12)求得

$$\theta_4 = 2\arctan\left(\frac{-P_1 \pm \sqrt{P_1^2 + P_2^2 - P_3^2}}{P_3 - P_2}\right) \quad (13)$$

至此, 中间参数 $\theta_2, \theta_3, \theta_4$ 与输入角 θ_1 之间的关系均已确定, 下面需求取输出角 φ, β, γ 与输入角 θ_1 之间的关系。

坐标系 $x_0 y_0 z_0$ 与 $x_4 y_4 z_4$ 之间的方位关系可用 $\theta_1, \theta_2, \theta_3, \theta_4$ 表示为

$$\mathbf{R}_{04} = \mathbf{R}_{01} \mathbf{R}_{12} \mathbf{R}_{23} \mathbf{R}_{34} = \begin{bmatrix} n_x & s_x & a_x \\ n_y & s_y & a_y \\ n_z & s_z & a_z \end{bmatrix} \quad (14)$$

其中

$$\begin{aligned} n_x &= c_4 c_3 c_2 c_1 + s_4 s_3 c_2 c_1 - c_4 c_3 s_2 s_1 c_{01} - \\ &\quad s_4 s_3 s_2 s_1 c_{01} + c_4 s_3 s_1 s_{01} - s_4 c_3 s_1 s_{01} \\ n_y &= c_4 c_3 c_2 s_1 + s_4 s_3 c_2 s_1 + c_4 c_3 s_2 c_1 c_{01} + \\ &\quad s_4 s_3 s_2 c_1 c_{01} - c_4 s_3 c_1 s_{01} + s_4 c_3 c_1 s_{01} \\ n_z &= c_4 c_3 s_2 s_{01} + s_4 s_3 s_2 s_{01} + c_4 s_3 c_{01} - s_4 c_3 c_{01} \\ s_x &= -s_4 c_3 c_2 c_1 + c_4 s_3 c_2 c_1 + s_4 c_3 s_2 s_1 c_{01} - \\ &\quad c_4 s_3 s_2 s_1 c_{01} - s_4 s_3 s_1 s_{01} - c_4 c_3 s_1 s_{01} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} s_y &= -s_4 c_3 c_2 s_1 + c_4 s_3 c_2 s_1 - s_4 c_3 s_2 c_1 c_{01} + \\ &\quad c_4 s_3 s_2 c_1 c_{01} + s_4 s_3 c_1 s_{01} + c_4 c_3 c_1 s_{01} \\ s_z &= -s_4 c_3 s_2 s_{01} + c_4 s_3 s_2 s_{01} - s_4 s_3 c_{01} - c_4 c_3 c_{01} \\ a_x &= -s_2 c_1 - c_2 s_1 c_{01} \\ a_y &= -s_2 s_1 + c_2 c_1 c_{01} \quad a_z = c_2 s_{01} \end{aligned}$$

同时, 根据欧拉角描述物体运动的 Y-Z-X 法, 如图 4(b)所示, 坐标系 $x_0 y_0 z_0$ 与 $x_4 y_4 z_4$ 之间的方位关系可用输出欧拉角 φ, β, γ 表示为

$$\mathbf{R}_{04} = \begin{bmatrix} \cos \varphi & 0 & \sin \varphi \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \varphi & 0 & \cos \varphi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \beta & -\sin \beta & 0 \\ \sin \beta & \cos \beta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \gamma & -\sin \gamma \\ 0 & \sin \gamma & \cos \gamma \end{bmatrix} \quad (15)$$

联立式(14)和式(15)可求得输入输出方程为

$$\begin{cases} \varphi = -\arctan \frac{n_z}{n_x} \\ \beta = \arctan \frac{n_y}{n_x \cos \varphi - n_z \sin \varphi} \\ \gamma = \arctan \frac{s_x \sin \varphi + s_z \cos \varphi}{a_x \sin \varphi + a_z \cos \varphi} \end{cases} \quad (16)$$

2.3 机构优化设计

2.3.1 设计变量

空间四杆机构各连杆长度和扭转角变量分别为 $a_0, a_1, a_2, a_3, h_0, h_1, h_3, h_4$ 和 α_{01} , 为简化计算, 令 $\alpha_{01} = 0^\circ$, 即杆 BC 与杆 OA 平行。同时杆件 OA 和 OG 为机架, 参考微型扑翼飞行器尺度将其固定为 $a_0 = 0 \text{ mm}, h_0 = 21 \text{ mm}$, 因此仅将可运动杆件长度 $a_1, a_2, a_3, h_1, h_3, h_4$ 作为设计变量进行研究, 向量格式为

$$\mathbf{X} = [a_1 \quad a_2 \quad a_3 \quad h_1 \quad h_3 \quad h_4] \quad (17)$$

2.3.2 约束方程

1) 为使驱动杆 AB 能整周转动, 其应能够到达上下两个极限位置, 如图 5 所示。则曲柄存在条件为

(1) 曲柄位于最高点时, 满足 $HI + HC > IC$, 有

$$\begin{aligned} (h_0 - h_1)^2 + (a_0 + a_1)^2 > \\ (h_3 - h_4)^2 + (a_3 - a_2)^2 \end{aligned} \quad (18)$$

(2) 曲柄位于最高点时, 满足 $HI + IC > HC$, 有

$$\begin{aligned} (h_3 + h_4)^2 + (a_3 - a_2)^2 > \\ (h_0 + h_1)^2 + (a_0 + a_1)^2 \end{aligned} \quad (19)$$

2) 为保证输出轨迹关于 $x_0 O z_0$ 平面对称, 需

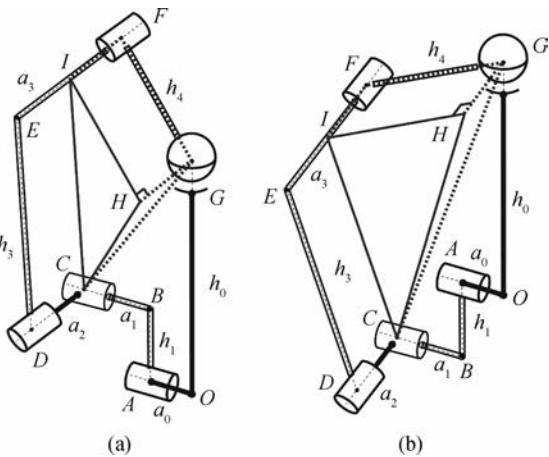


图 5 曲柄处于最高点和最低点的 RURS 机构构型
Fig. 5 Spatial RURS linkage configuration when crank in the highest and lowest positions

满足约束条件

$$a_2 = a_3 \tag{20}$$

2.3.3 目标函数

根据文献[19]所述,翅膀运动的扑动角度 φ ($0^\circ \sim 180^\circ$) 越大对其升力提升越大,考虑到球副开口的加工限制,将扑动角度目标值确定为 150° ;最大偏转角度为 8.6° 最佳,考虑若球副开口较小,输出杆较细强度不够,因此最大偏转角度目标值确定为 15° ;最大扭转角度为 45° 时,对升力贡献最大。因此目标函数定义为

$$f_1(\mathbf{X}) = \min |(\varphi_{\max} - \varphi_{\min}) - 150| \tag{21}$$

$$f_2(\mathbf{X}) = \min |(\beta_{\max} - \beta_{\min})/2 - 15| \tag{22}$$

$$f_3(\mathbf{X}) = \min |(\gamma_{\max} - \gamma_{\min})/2 - 45| \tag{23}$$

对于上述目标函数式(21)~式(23)优化的问题为多目标优化问题,给每个子目标函数赋予权重,通过线性加权确定综合评价函数

$$f(\mathbf{X}) = w_1 f_1(\mathbf{X}) + w_2 f_2(\mathbf{X}) + w_3 f_3(\mathbf{X}) \tag{24}$$

其中 w_1, w_2, w_3 为权值,且 $w_1 + w_2 + w_3 = 1$,则多目标优化问题可以转化为单目标优化问题,根据文献[19]中三个角度对升力的贡献程度,选取 $w_1 = 0.6, w_2 = 0.1, w_3 = 0.3$ 。

2.4 优化结果

四杆机构杆长尺寸初值及变化范围见表 1。利用遗传算法和 MATLAB 优化工具箱非线性规划函数 fmincon 优化该问题,算法流程如图 6 所示,最终优化得到的杆长尺寸值见表 2。

优化前后两个周期的输出角度如图 7 所示,扑动角度幅值由 88.42° 变成 149.8° ,最大偏转角

度由 8.27° 变成 14.38° ,最大扭转角度由 22.3° 变成 29.9° ,扑动和偏转角度达到了理想值,扭转角度也有了很大的改善。空间四杆机构输出的“8”字型轨迹如图 8 所示,可以看出优化后的轨迹“8”字型幅度更大,这将利于翅膀运动产生更大的升力。

表 1 四杆机构杆长优化参数初值及范围
Table 1 Initial value and range of the spatial four-bar linkage parameters mm

范围	a_1	a_2	h_1	h_3	h_4
初值	4.0	4.0	8.0	21.0	11.5
下限	0	0	5.0	18.0	8.0
上限	5.0	5.0	11.0	24.0	14.0

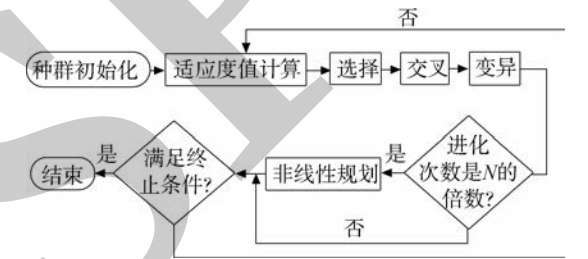
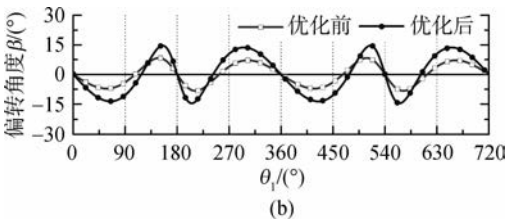
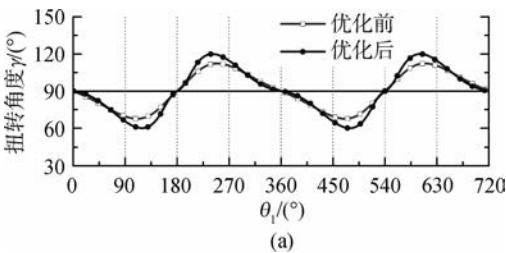


图 6 非线性规划遗传算法流程图
Fig. 6 Flow chart of nonlinear programming genetic algorithm

表 2 四杆机构杆长优化参数最优解
Table 2 Optimal parameters of the spatial four-bar linkage mm

a_1	a_2	h_1	h_3	h_4
1.02	4.91	10.50	21.03	10.86



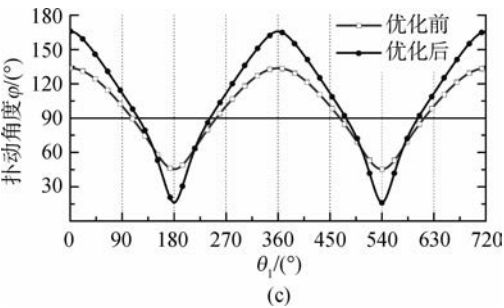


图 7 优化前后三个输出角对比

Fig. 7 Comparison of three output angles before and after optimization

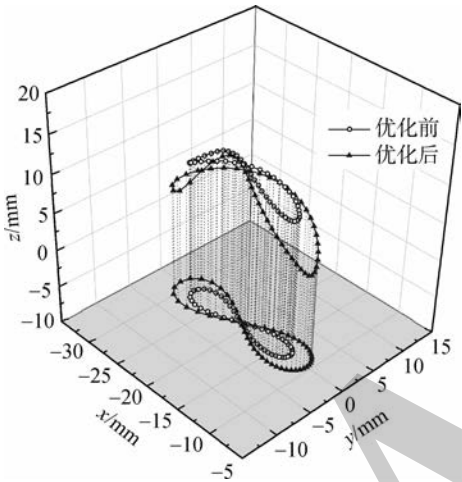


图 8 优化前后输出端空间“8”字型轨迹对比

Fig. 8 Comparison of the output spatial figure-of-eight trajectories before and after optimization

3 虚拟样机设计及仿真分析

基于上述空间 RURS 四杆机构的杆长优化结果,采用 SolidWorks 软件建立扑翼系统三维模型,如图 9 所示。其包括电动机、减速齿轮、机架及两组空间 RURS 四杆机构。两组空间四杆机构对称布置,电动机转动经减速齿轮带动两侧曲柄同步旋转,实现单自由度驱动,两侧扑翼对称扑动。考虑扑翼系统的微型化,电动机采用微型空心杯电动机,额定转速为 30 000 r/min。自然界中体型和微型扑翼飞行器尺寸相当的甲虫扑翼频率为 30~40 Hz,以此为目标扑翼频率,考虑到运动过程中的摩擦阻力,将扑翼频率设计为最大值 40 Hz,因此将齿轮减速系统总减速比确定为 12。最终设计的样机整体最大尺寸为 5.8 cm 长,3.0 cm 宽,4.3 cm 高,结构简单且易于安装。

为了验证本文设计的扑翼机构的运动轨迹及虚拟样机的运动特性,利用 ADAMS 软件进行仿

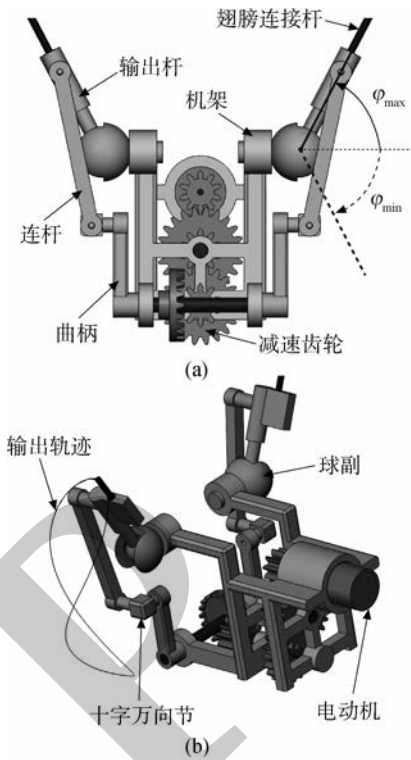


图 9 虚拟样机 SolidWorks 模型

Fig. 9 SolidWorks model of virtual prototype

真分析。如图 10 所示,将虚拟样机模型导入到 ADAMS 中,相邻杆件之间添加相应的转动副和球副约束,传动齿轮之间添加齿轮副约束。在电动机与齿轮连接处添加驱动,给定电动机驱动速度为 30 000 r/min,经减速齿轮减速后传递到四杆机构的扑动频率为 40 Hz。在 ADAMS/PostProcessor 中查看输出杆的三个输出角度的变化曲线,并与理论计算值进行比较,如图 11 所示为两个周期(T)内的扑翼运动。结果显示仿真得到的翼尖运动轨迹为空间“8”字型,机构学理论计算与 ADAMS 仿真结果一致,证明了所设计的虚拟样机模型能够很好地实现预期的扑翼运动。

由于扑翼飞行器在实际运行过程中,运动副之间会产生摩擦,翼尖会受到空气升阻力对机构

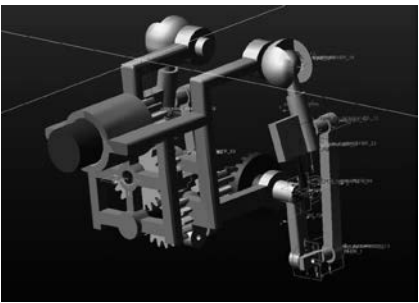


图 10 虚拟样机的 ADAMS 模型

Fig. 10 ADAMS model of virtual prototype

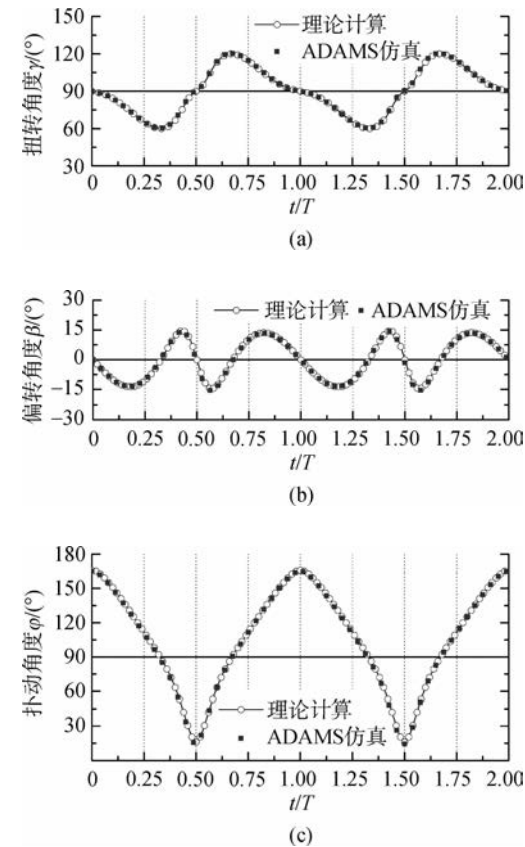


图 11 理论计算与 ADAMS 仿真输出角度对比
Fig. 11 Output angles comparison between theoretical calculation and ADAMS simulation

的反作用,这些因素都会影响机构的输出特性,因此本文考虑上述因素利用 ADAMS 进行仿真分析,在不同输入条件下,观察这些因素对机构输出运动的影响。

空间 RURS 机构各杆件及机架考虑采用 3D 打印加工方式,因此材料为光敏树脂,给齿轮添加 ABS 塑料材料属性。在各运动副上添加库仑摩擦,同时为了反映空气反作用力的影响,在翼尖位置添加与扑动周期一致作用力(F),方程简化表示为 $F=0.1\sin(80\pi t)\text{N}$,机构上扑时该力方向向下,下扑时其方向向上。讨论三种电动机输入情况,分别为:①恒定转速为 $30\,000\text{r/min}$;②恒定转矩 $M=0.1\text{N}\cdot\text{mm}$;③周期性转矩 $M=0.1+0.1\sin(80\pi t)\text{N}\cdot\text{mm}$ 。待机构运动稳定后,观察关键输出角度即扑动角度的输出曲线,如图 12 所示。可以看出在摩擦力的影响下,不同输入条件下的扑动角度幅值基本一致,因此对输出轨迹的大小和形状影响较小。在给定速度情况下,机构上扑和下扑时间一样,但是当输入为恒定转矩和周期性转矩时,在摩擦力的作用下,机构下扑时间明显大于上扑时间,且周期性转矩输入条件下的

下扑与上扑时间的比值比恒定转矩输入时更大。由文献[20]可知时间非对称扑动能够在一定程度上提升扑翼的气动特性,且下扑时间与上扑时间比值增大有助于气动性能的提高。因此考虑本文所设计的扑翼机构实际情况时对机构施加合理的驱动力矩可以有效提升其气动性能。

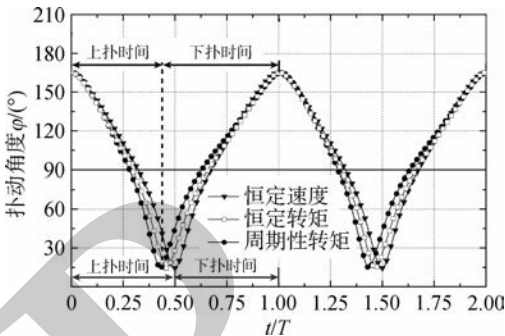


图 12 给定不同输入时扑动角度的变化
Fig. 12 Change of flapping angle given different inputs

4 结 论

本文设计了一种基于空间 RURS 四杆机构的扑翼机构,该机构能够通过单自由度驱动实现仿昆虫翼尖运动的空间“8”字型轨迹。利用 D-H 参数法建立其机构学模型,根据“8”字型运动轨迹对于飞行性能的影响,利用遗传算法对扑翼机构主要参数进行了优化设计。基于提出的空间四杆机构,给出了一种基于空心杯电动机驱动的对称扑翼系统虚拟样机,其具有尺寸小、结构简单的特点,利于扑翼飞行器的微型化。最后,运用 ADAMS 软件对所设计的扑翼机构模型进行了仿真分析,结果显示仿真结果与机构学理论计算结果相吻合,且翼尖轨迹能够很好实现空间“8”字型运动,同时考虑运动副摩擦和翼尖空气反作用力的影响,发现机构会产生时间非对称扑动情况,对扑翼气动特性有一定的提升作用。本文的研究对扑翼机构的发展是一个很好的补充,对设计微型化、轻质化、高效化的扑翼飞行器有很大参考价值。

参考文献:

[1] LIU H,RAVI S,KOLOMENSKIY D,et al. Biomechanics and biomimetics in insect-inspired flight systems[J]. Philosophical Transactions of the Royal Society B Biological Sciences,2016,371(1704):20150390. 1-20150390. 11.
[2] LIU H. An introduction to flapping wing aerodynamics [M]. New York:Cambridge University Press,2013.
[3] DICKINSON M H,LEHMANN F O,SANE S P. Wing ro-

- tation and the aerodynamic basis of insect flight[J]. Science, 1999, 284(5422): 1954-1960.
- [4] CONN A, BURGESS S, HYDE R, et al. From natural flyers to the mechanical realization of a flapping wing micro air vehicle[C]//Proceedings of IEEE International Conference on Robotics and Biomimetics. Kunming: IEEE, 2007: 439-444.
- [5] ORLOWSKI C T, GIRARD A R. Dynamics, stability, and control analyses of flapping wing micro-air vehicles[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2012, 51: 18-30.
- [6] 张永立, 赵创新, 徐进良, 等. 扑翼轨迹对空气动力的影响[J]. 科学通报, 2006, 51(6): 634-640.
ZHANG Yongli, ZHAO Chuangxin, XU Jinliang, et al. The effect of kinematic of a flapping wing on its aerodynamic force[J]. Chinese Science Bulletin, 2006, 51(6): 634-640. (in Chinese)
- [7] 张红梅, 杨文青. 微型扑翼仿生“0”字和“8”字形扑动方式气动特性研究[J]. 航空工程进展, 2016, 7(1): 44-50.
ZHANG Hongmei, YANG Wenqing. Investigation of “0”-figure and “8”-figures wingtip path effect on aerodynamic performance of micro flapping-wing[J]. Advances in Aeronautical, 2016, 7(1): 44-50. (in Chinese)
- [8] KARASEK M, HUA A, NAN Y, et al. Pitch and roll control mechanism for a hovering flapping wing MAV[J]. International Journal of Micro Air Vehicles, 2014, 6(4): 253-264.
- [9] PHAN H V, KANG T, PARK H C. Design and stable flight of a 21 g insect-like tailless flapping wing micro air vehicle with angular rates feedback control[J]. Bioinspiration and Biomimetics, 2017, 12(3): 036006. 1-036006. 17.
- [10] FENELON M A A, FURUKAWA T. Design of an active flapping wing mechanism and a micro aerial vehicle using a rotary actuator[J]. Mechanism and Machine Theory, 2010, 45(2): 137-146.
- [11] NGUYEN Q V, CHAN W L, DEBIASI M. Hybrid design and performance tests of a hovering insect-inspired flapping-wing micro aerial vehicle[J]. Journal of Bionic Engineering, 2016, 13(2): 235-248.
- [12] 谢鹏, 姜洪利, 周超英. 一种仿生扑翼飞行器的设计及动力学分析[J]. 航空动力学报, 2018, 33(3): 703-710.
- XIE Peng, JIANG Hongli, ZHOU Chaoying. Design and dynamic analysis of a flapping air vehicles[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(3): 703-710. (in Chinese)
- [13] PORNISIN-SIRIRAK T N, TAI Y C, HO C M, et al. Microbat: a palm-sized electrically powered ornithopter[C]//Proceedings of the NASA/JPL Workshop on Biomimetic Robotics. Pasadena, US: NASA, 2001: 14-17.
- [14] DE CROON G C, GROEN M A, DE W C, et al. Design, aerodynamics and autonomy of the DelFly[J]. Bioinspiration and Biomimetics, 2012, 7(2): 025003. 1-025003. 36.
- [15] 徐一村, 宗光华, 毕树生, 等. 空间曲柄摇杆扑翼机构设计分析[J]. 航空动力学报, 2009, 24(2): 204-208.
XU Yicun, ZONG Guanghua, BI Shusheng, et al. Design and analysis of a spatial crank-rocker flapping-wing mechanism[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(2): 204-208. (in Chinese)
- [16] WANG P L, MCCARTHY J M. Design of a flapping wing mechanism to coordinate both wing swing and wing pitch[J]. Journal of Mechanisms and Robotics, 2018, 10(2): 025003. 1-025003. 6.
- [17] 朱保利, 昂海松, 郭力. 一种新型三维仿生扑翼机构设计与分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2007, 39(4): 457-460.
ZHU Baoli, ANG Haisong, GUO Li. Design and analysis of new 3D insect-like flapping-wing mechanism[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 39(4): 457-460. (in Chinese)
- [18] 黄真, 赵永生, 赵铁石. 高等空间机构学[M]. 2版. 北京: 高等教育出版社, 2014.
- [19] PHILLIPS N, KNOWLES K. Effect of flapping kinematics on the mean lift of an insect-like flapping wing[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2011, 225(7): 723-736.
- [20] 朱建阳, 蒋林, 雷斌. 三维仿生悬停扑翼的时间非对称扑动气动特性[J]. 航空动力学报, 2017, 32(4): 858-864.
ZHU Jianyang, JIANG Lin, LEI Bin. Aerodynamic performance of time asymmetric flapping of a three-dimensional flapping hovering bionic wing[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(4): 858-864. (in Chinese)

(编辑: 陈 越)