

仿鹰扑翼飞行器设计及多飞行模式的实现^{*}

高颖,侯宇,华兆敏,朱建阳

(武汉科技大学 机械自动化学院,湖北 武汉 430081)

摘要:现有仿生扑翼飞行器大多针对单一飞行模式进行设计与研究,无法实现复杂多变的飞行姿态。文中根据鹰的飞行特性,以空间 RSSR 机构和多连杆机构为出发点,设计了一种扑动-折叠-扭转的仿鹰扑翼机构,以实现多飞行模式。首先,通过鹰的仿生学研究,根据总体设计目标提出多飞行模式扑翼飞行器功能设计要求;其次,基于 XFLR5 建立了多飞行模式扑翼的气动力模型,分析了起飞、巡航、降落 3 种典型飞行模式下的翅翼气动力的变化规律;最后,根据飞行参数建立了机构的运动学模型,通过仿真分析得到扑翼在不同飞行模式下的运动变化规律及翼尖轨迹曲线。证明该扑翼机构具有良好的仿生运动特性和气动特性,为多飞行模式微型扑翼飞行器提供了设计参考。

关键词:仿生扑翼飞行器;多飞行模式;气动力;翼尖轨迹;运动特性

中图分类号:TH122;V276 文献标识码:A 文章编号:1001-2354(2020)01-0065-07

DOI:10.13841/j.cnki.jxsj.2020.01.011

Design of eagle-like flapping-wing vehicles and the realization of their multi-flight mode

GAO Ying, HOU Yu, HUA Zhao-min, ZHU Jian-yang

(School of Mechanical Automation, Wuhan University of Science and Technology, Wuhan 430081)

Abstract: Currently, the study on eagle-like flapping-wing vehicles focuses on a single flight mode, which cannot ensure the complex and varied flight attitude. In this article, according to the flight characteristics of eagles, a flapping-folding-torsion eagle-like flapping-wing mechanism is worked out based on the space RSSR and the multi-link structures, in order to achieve the multi flight mode. Firstly, through the study on eagle bionics, the multi-flight flapping-wing aerodynamic model is set up based on XFLR5. The changing laws of wing aerodynamics in three typical flight modes of take-off, cruising, and landing are analyzed. Secondly, according to the overall design objectives, the functional requirements of multi-flight flapping-wing vehicles are identified. Finally, according to the flight parameters, the mechanism's kinematic model is worked out. The changing law of the flapping-wing mechanism in different flight modes and the curves of the wing-tip trajectory are identified by means of the simulation analysis. As a result, this article proves that the flapping-wing mechanism has favorable bionic motion characteristics and aerodynamic characteristics, and provides reference for the design of micro multi-flight flapping-wing vehicles.

Key words:eagle-like flapping-wing vehicle; multi-flight mode; aerodynamic; wing-tip trajectory; motion characteristic

仿生扑翼飞行器是基于仿生学原理,模仿飞行生物,设计制造的新型飞行器。该飞行器具有小巧轻便,隐蔽性、机动性好等特点,因此在民用和国防领域发挥了重要作用^[1-2]。

目前,研究的扑翼飞行器大多为单自由度机构,这类驱动方式结构简单,质量轻,运动形式单一,飞行灵活性、稳定性均无法与飞行生物相比。所涉及的仿鸟扑翼飞行器大多采用单段翅膀的扑翼结构,用于模仿小型鸟类,且扑动频率快,随着近年来对扑翼飞行器的深入研

究,研究人员开始对多自由度机构样机进行研制。MIT 等高校研制出了依靠惯性力实现翅膀折弯的样机^[3];德国 FESTO 公司设计的 Smartbird^[4],能够实现主动折弯及自主飞行;南京航空航天大学朱保利^[5]设计了一种集合扑翼挥拍、扭转、弯曲折叠的多自由度仿鸟扑翼飞行器;武汉科技大学阮龙欢^[6]设计了一种结构简单、能够实现扑动和扭转两个自由度耦合运动的扑翼飞行器。

但上述研究为了使其扑翼样机微型化,使用一个驱动原动件,不能独立改变飞行过程中翅膀的扑动角

* 收稿日期:2019-01-22;修订日期:2019-07-08

基金项目:国家基金资助项目(51875418);国防预研基金资助项目(201802)

或扭转角,可以实现的运动模式固定,不能真实地模仿鸟类灵活的飞行姿态。为本文中通过鹰的仿生学研究,设计了一种实现扑动-折叠-扭转组合运动的多飞行模式仿鹰扑翼飞行器,分析了起飞、巡航、降落 3 种典型飞行模式下翅膀所受气动力的变化,并进一步通过调节扑翼机构参数及运动参数进行运动学仿真,证明了设计的仿鹰扑翼飞行器可以实现多种飞行模式。文中研究内容的技术路线如图 1 所示。

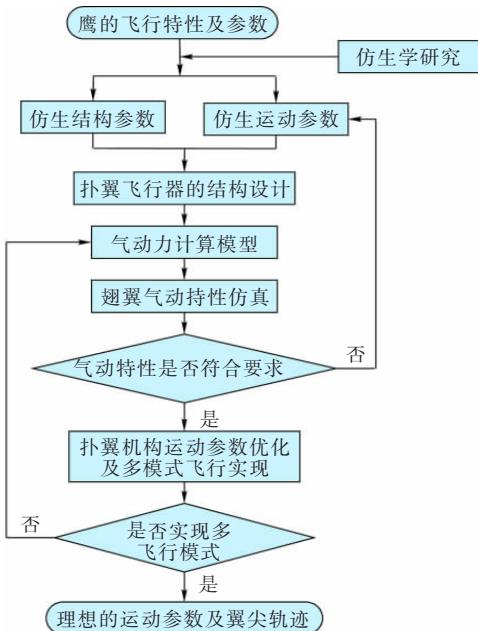


图 1 技术路线图

1 鹰的仿生学研究

1.1 鹰的翅膀结构参数

研究鹰的飞行,可发现其翅膀展长较大,且分为内外两段,翅膀具有“扑动-折弯-扭转”协同运动的特点。通过查阅文献[7]得到鹰的典型结构参数如下:翼展 $b=1.25\text{ m}$, 翼面积 $S=0.223\text{ m}^2$, 展弦比 $A_R=7$ 。

1.2 鹰在不同飞行模式下的气动特性与飞行参数

如图 2 所示,鹰在飞行时产生的作用力主要分为升力 F_l 、推力 F_t ,同时受到重力 G 和阻力 D 作用。飞行速度为 V_∞ ,翅膀拍打的速度为 V_f ,扑翼相对来流的速度为 V 。

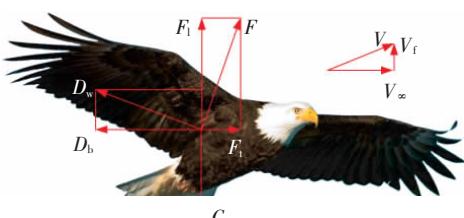


图 2 鹰飞行时受力分析

鹰在多变的环境中,飞行模式在不停变化。从中选取比较关键的起飞、巡航、降落 3 种状态作为飞行性能研究的目标。

鹰在起飞时,身体保持很大的仰角,快速扑动双翼向上飞行。此时需要提供大于自身重力的升力,而不需要很大的推力,对于仿生扑翼飞行器而言,则要求其在该过程中得到较大的升阻比。

鹰在巡航时,扑动频率低,扑动幅度较小,鹰将翅膀尽量靠近身体,进而减小巡航过程中的阻力。对仿生扑翼飞行器而言,在巡航模式时要求阻力小且效率高。

鹰在降落时,鹰翼会快速拍打,扑动的频率很高,幅度也很大,以此利用空气阻力降低速度。在降落模式中,仿生扑翼飞行器不需要有大的升力和升阻比,但应有小的阻力。

飞行模式决定了扑翼运动方式,使得扑翼频率、扑动角、折叠角、扭转角、飞行速度等飞行要素按对应的飞行模式发生周期性的变化,通过对鹰的飞行特性观察及查阅相关文献,得到鹰在起飞、巡航、降落 3 种典型飞行模式下的飞行参数,如表 1 所示。文中以此为依据进行仿生扑翼飞行器的设计及翅翼气动特性的分析。

表 1 鹰典型飞行模式的飞行参数对比

	起飞	巡航	降落
飞行速度 $V_\infty/(\text{m/s})$	3.6	7.1	9.5
扑动频率 f/Hz	5	3.4	5
扑动角 $\varphi/(\text{°})$	≥ 40	≥ 30	≥ 60
扭转角 $\gamma/(\text{°})$	0~18	0~15	0~8
扑翼攻角 $\alpha/(\text{°})$	0~10	-5~5	-15~5
折叠角 $\beta/(\text{°})$	0~25	0~20	0~30

2 多飞行模式扑翼飞行器结构设计

2.1 多飞行模式扑翼飞行器功能设计要求

多飞行模式扑翼飞行器以鹰为设计蓝本,根据对鹰的仿生学研究,对扑翼机构提出如下功能设计要求:

(1) 要求机构实现扑动-折叠-扭转可调的多模式飞行运动,其中扑动角 $\varphi \geq 30^\circ$, 折叠角 $\beta \geq 20^\circ$, 扭转角 $0^\circ \leq \gamma \leq 18^\circ$ 。

(2) 扑翼运动频率随飞行模式的变化相应发生改变, $f=3.4\sim 5\text{ Hz}$, 即一个完整的扑翼运动周期 $T=0.2\sim 0.3\text{ s}$ 。

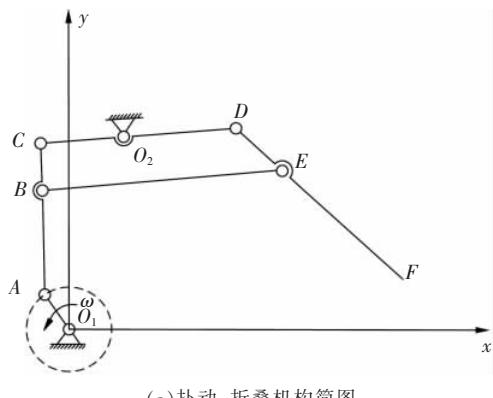
(3) 要求飞行器翼展尺寸为 1 250 mm, 展弦比 $A_R=7$, 机身截面最大宽度不超过翼展 1/4。

(4)要求机构为了提高飞行效率,扑翼运动应具有急回运动,左右翅膀运动具有对称性,飞行过程稳定。

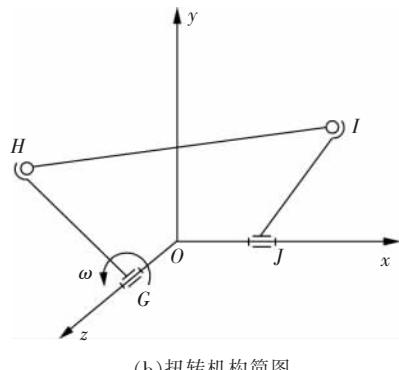
(5)扑动-折叠运动的配合关系以鹰的飞行规律为设计参考。

2.2 多飞行模式扑翼机构总体方案设计

根据前面的设计要求,为了避免左右翅膀扑动不对称的现象,文中以双曲柄双摇杆机构为基础,设计了多连杆扑动机构。由于进行仿生设计的对象是鹰,由其翅膀运动规律可知,鹰在飞行时,翅膀在上下扑动的同时还有展向的折曲运动及弦向的扭转运动,文中所设计的扑翼样机考虑了扑翼形状变化和扑动角度之间的关系,设计了一种多飞行模式的仿鹰扑翼飞行器。具体的扑动方案如图3所示,多飞行模式仿鹰扑翼机构是由多连杆机构和空间RSSR机构组合而成。多连杆机构作为驱动,为了实现翅膀的折曲运动,设计中在多连杆扑动机构的基础上翅膀采用两段翼结构:内翼和外翼。 O_1 和 O_2 为扑翼与机架的铰接点,曲柄 O_1A 为原动件,当曲柄 O_1A 转动时, CD 绕 O_2 点发生转动,实现内段翼的扑动运动;四边形 $CDEB$ 发生变形,带动外翼运动, BE,DF 发生相对转动,实现翅膀的折叠运动。空间RSSR机构坐标 O 点与坐标原点重合,机架 GOJ 与 $x-z$ 轴所形成的平面重合, GH 为输入构件, IJ 与机翼固连,为输出构件,实现机翼的扭转运动。



(a) 扑动-折叠机构简图



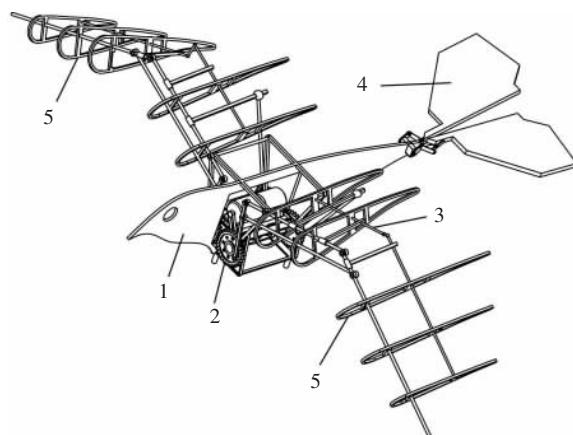
(b) 扭转机构简图

图3 多飞行模式扑翼飞行器机构设计方案

参照老鹰体型及翼展尺寸,扑翼机构的翼展尺寸为 $l=1250\text{ mm}$,半翼展长为 $l/2=625\text{ mm}$,类比鹰的内翼占总翼展长度的比例,现取内翼杆长 $l_{cd}=175\text{ mm}$,外翼杆长 $l_{df}=l/2-l_{cd}-R=400\text{ mm}$,其中 R 为机身半径,设计时综合考虑齿轮直径,取 $R=50\text{ mm}$ 。

2.3 多飞行模式扑翼飞行器整体结构

采用三维软件SolidWorks,对样机各部分具体结构进行了仿生设计,其三维实体模型如图4所示。该扑翼飞行器由机身本体、扑动-折叠机构、扭转机构、两侧机翼和尾翼机构组成。飞行器包含两个电机,通过改变扑动、扭转电机的转速,从而实现不同扑动角和扭转角的组合运动。



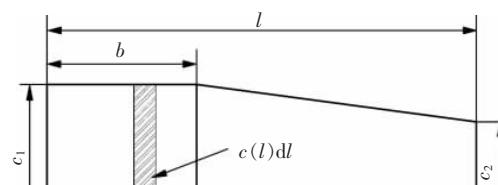
1 机身本体;2 扑动-折叠机构;3 扭转机构;4 尾翼机构;5 机翼

图4 多飞行模式仿鹰扑翼飞行器结构简图

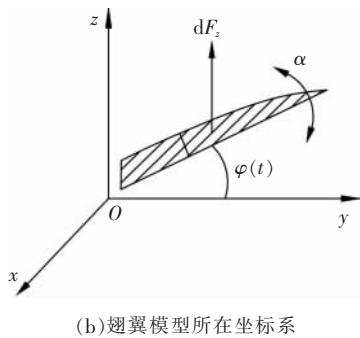
3 多飞行模式仿鹰扑翼气动特性分析

3.1 多飞行模式扑翼气动力计算模型

为了简化分析飞行器翅膀上的受力情况,在翅膀上建立笛卡尔坐标系。为了准确地模仿鹰飞行时的翅膀运动,在选取坐标系时,选取机身轴线方向作为 x 轴方向,翅膀的弦向方向作为 y 轴方向, z 轴方向与 xy 平面垂直且向上。如图5所示,翅膀相对于前进方向可以做两自由度的运动,分别为:以翅膀根部为轴的转动(展向的上下扑动),以翅膀前缘弦线为轴的转动(弦向的扭转运动)。



(a) 翅膀简化模型



(b) 翼型模型所在坐标系

图 5 翼型的气动力模型

在翼型所在坐标系下,当翼型扑动角为 φ ,扭转角(攻角)为 α 时,在翼型扑动过程中,会受到竖直向上的分力 F_L ,以及水平方向的分力 F_D ,它们间接影响翼型的运动姿态。这两个力分别为:

$$\begin{cases} F_L = 0.5c_L(\mu, \nu, \omega)\rho U^2 S \cos \alpha \cos \varphi \\ F_D = 0.5c_D(\mu, \nu, \omega)\rho U^2 S \cos \alpha \sin \varphi \end{cases} \quad (1)$$

式中: c_L, c_D ——升力系数与阻力系数;

(μ, ν, ω) ——描述翼型运动变化的角度、速度、姿态矢量;

ρ ——空气密度;

U ——相对速度;

S ——有效面积。

采用拉格朗日-欧拉法来求解 N-S 方程后,气动力沿 y 轴和 z 轴的分量分别代表扑翼飞行器获得的升力、推力。由于空气动力系数在非稳态流场下与翼型飞行姿态有关,即主要与扑动角、扭转角有关,可将式(1)简化为:

$$\begin{cases} F_L = 0.5c_L\rho U^2 S \\ F_D = 0.5c_D\rho U^2 S \end{cases} \quad (2)$$

得到升力系数和推力系数与扭转角之间的关系,并根据有限元计算结果拟合得到经验公式^[8]:

$$\begin{cases} c_L = 0.225 + 1.58 \sin(2.13\alpha - 7.2) \\ c_D = 1.92 - 1.55 \cos(2.04\alpha - 9.82) \end{cases} \quad (3)$$

由此可得 c_L, c_D 与扭转角 α 的关系。其值将运用 XFLR5 软件进行计算。

3.2 不同飞行姿态下扑翼的气动力特性分析

通过对鹰飞行特点的研究可知,鹰在多变的环境中,不同飞行模式下能保持比较良好的飞行性能,这与其飞行时的气动力性能息息相关,而扑翼机构的气动特性与其翼型密切相关。为提升扑翼气动性能,文中为多飞行模式扑翼飞行器选取大弯度凹凸翼型 NACA4512,该翼型前部较厚、弯度较大,比较符合大型鸟类翼型特点,将翼型导入 XFLR5 软件中,采用涡格法(VLM)作为分析方法,利用 XFLR5 软件对多飞行模式扑翼在起飞、巡航、降落 3 种飞行状态下的气动力进行分析。根

据飞行条件,设定在温度为 20 ℃时运动动力黏度系数 $v=1.5 \times 10^{-5}$ m²/s,雷诺数的范围为 $1 \times 10^4 < Re < 5 \times 10^5$,取雷诺数 $Re=1 \times 10^5$,空气密度 $\rho=1.225$ g/m³,过程中无侧滑。

(1) 起飞。

鹰在起飞时选取的算例扑动参数为:翼内翼最大扑动角 $\varphi_{r\max}=40^\circ$,外翼最大扑动角 $\varphi_{m\max}=15^\circ$,翼最大扭转角 $\gamma_{\max}=15^\circ$,飞行速度 $V_\infty=3.6$ m/s,攻角取 $\alpha=0^\circ\sim10^\circ$ 。起飞状态机翼布局如图 6 所示。

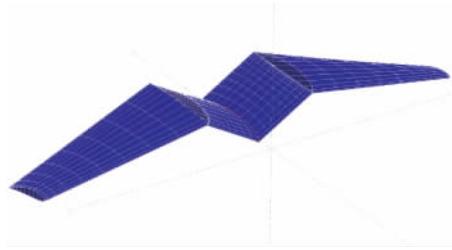


图 6 起飞状态机翼布局

(2) 巡航。

巡航时,多飞行模式扑翼飞行器翼内翼最大扑动角 $\varphi_{r\max}=0^\circ$,外翼最大扑动角 $\varphi_{m\max}=15^\circ$,翼最大扭转角 $\gamma_{\max}=15^\circ$,飞行速度 $V_\infty=7.1$ m/s,攻角取 $\alpha=-5^\circ\sim5^\circ$ 。匀速平飞状态机翼布局如图 7 所示。

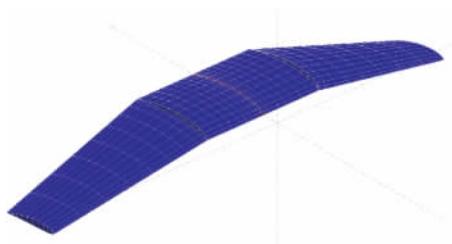


图 7 匀速平飞状态机翼布局

(3) 降落。

降落时,翼型形态基本锁定,为了实现降落时扑翼飞行的流场特性,选取多飞行模式扑翼飞行器翼内翼最大扑动角 $\varphi_{r\max}=60^\circ$,外翼最大扑动角 $\varphi_{m\max}=30^\circ$,翼最大扭转角 $\gamma_{\max}=8^\circ$,飞行速度 $V_\infty=9.5$ m/s,攻角取 $\alpha=-15^\circ\sim-5^\circ$ 。降落状态机翼分布如图 8 所示。

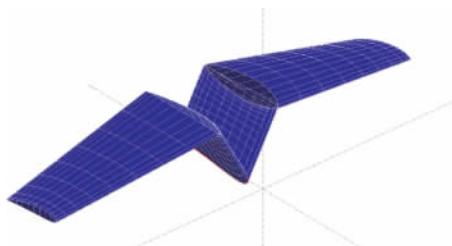


图 8 降落状态机翼分布

鹰在需要增大升力和推力时(如起飞时)往往通过增大攻角来实现,在起飞和巡航模式下,要求阻力小、

升力大,在降落模式时不需要大的升力,但应有小的阻力。由图9可得出:①在起飞和巡航模式中,随着攻角的增大其升力系数有明显的增大,但攻角越大,所受的阻力就越大,维持飞行所需要的能量也就越大,小的翅膀攻角有利于减小飞行阻力,可以有效提高飞行器的飞行效率,因此设计时需综合考虑攻角的取值范围。②在降落过程中,随着阻力的增大,升力系数随攻角的变化在逐渐增加,但是变化缓慢,表明该机翼降落过程性能表现良好。

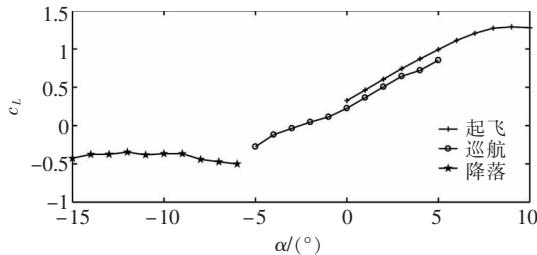


图9 翅翼升力系数随攻角变化曲线

4 扑翼机构参数优化及多飞行模式实现

以气动力分析所得到的各运动角为设计出发点,通过扑翼机构运动学分析,得到实现不同飞行模式的运动参数。

4.1 多飞行模式扑翼机构运动学模型

多飞行模式扑翼飞行器运动学模型参考鹰的翅膀结构参数,为研究机构运动学特性,对飞行器机身、尾翼和翅膀部分进行简化,同时翼型采用上表面弧形,下表面内凹形,得到其运动学模型如图10所示。

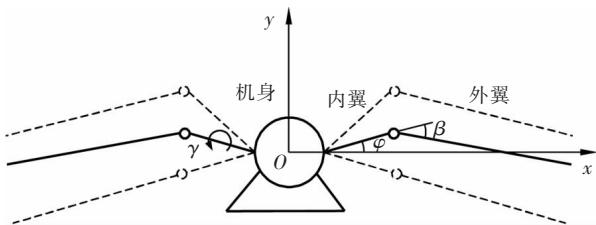


图10 多飞行模式扑翼飞行器运动分解示意图

现阶段国内外已经研制的仿鸟扑翼飞行器运用较多的是单段扑翼模型^[9],主要反映扑翼展向扑动和弦向扭转。为了更好地描述鹰翅膀的运动规律,在现有单段式扑翼基础上,设计一种多飞行模式的两段式扑翼,如图10所示,其中内翼扑动变化用 φ 表示,外翼相对于内翼的弯曲折叠用 β 表示,扑翼绕 x 轴扭转变化用 γ 表示。设置扑翼的扑动角速度为 ω 、初始扑动角 φ_0 、最大扑动角 φ_{\max} 、初始扭转角 γ_0 、最大扭转角

γ_{\max} 、扑动与扭转运动之间的相位差 θ_r 、所取扑翼截面展向位置 l 、内段翼长度 b 、多段翼折叠角函数 $\delta(t)$,得到能够实现翅膀折叠运动的两段式扑翼模型为:

$$\begin{cases} \varphi(t)=\varphi_0+\varphi_{\max} \sin(\omega t+\theta_\varphi)-\delta(t) \frac{\operatorname{sgn}(l-b+1)}{2} \\ \gamma(t)=\gamma_0+\gamma_{\max} \sin(\omega t+\theta_\gamma) \end{cases} \quad (4)$$

多段翼折叠角函数 $\delta(t)$ 关于时间 t 的函数为:

$$\delta(t)=\pi-\beta(t) \quad (5)$$

式中: $\beta(t)$ ——扑翼某时刻的折叠角,即某时刻内外段翼所夹的角度。

4.2 扑翼机构多种飞行模式运动特性分析

根据前文给定的仿生学设计参数及扑翼运动参数方程,通过交互式优化设计方法,优化3种典型飞行模式下的运动参数,将样机物理模型导入ADAMS,施加约束,对扑翼样机进行了运动学仿真。

由多飞行模式扑翼在不同飞行姿态下的气动力特性仿真分析可知,翅膀内翼最大扑动角 $\varphi_{r\max}=40^\circ$,外翼最大扑动角 $\varphi_{m\max}=15^\circ$,翅膀最大扭转角 $\gamma_{\max}=15^\circ$ 时,翅膀具有较大的升力系数,所以具有较好的气动性能。参考这些扑翼驱动设计参数,优化设计多飞行模式仿鹰驱动机构的运动参数,如图11为利用ADAMS仿真得到的扑动-折叠-扭转角度随时间变化曲线。

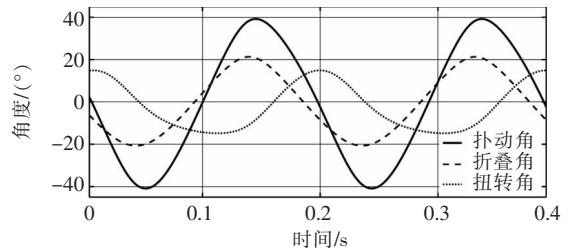


图11 起飞模式扑动-折叠-扭转角度变化曲线

由图11可以得出:①驱动机构在整个运动过程连续,机构运动具有周期性,机构有确定运动,印证了机构仿生参数设计的正确性。②扑动角度变化范围为 $-40.89^\circ \sim 39.21^\circ$,扭转角变化范围为 $-14.82^\circ \sim 14.91^\circ$,折叠角变化范围为 $-20.70^\circ \sim 21.31^\circ$,在前文气动特性仿真得到的运动参数范围内。扑翼从最高点向下扑动同时绕翼轴扭转,产生向前的推力和升力,与鹰起飞时的运动特性一致。分析数据可知,扑翼在0~0.12 s(下扑阶段)时,扭转角低于平均值且变化速率较慢,有效翼面积大于上扑过程的;扑翼在0.12~2 s(上扑阶段)时,扭转角的变化速率大于下扑阶段,通过气动力计算公式(2)和(3)可知机构可得到较大升力,飞行效率高于一般扑翼驱动机构。③由一个运动周期内扑翼上下扑动

时间可知,该机构的运动具有急回特性。

起飞模式翼尖轨迹曲线如图 12 所示。翼尖轨迹为“8”字形,说明起飞模式下的扑翼具有很好的气动性能^[10],符合鹰的翼尖运动轨迹。

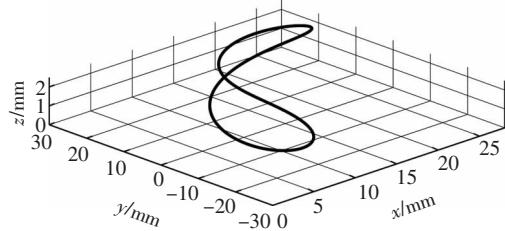


图 12 起飞模式翼尖轨迹

图 13 和图 14 为巡航和降落模式下的运动学仿真参数。表 2 为 3 种典型飞行模式下扑翼飞行器的运动特性参数对比。由图 13、图 14 及表 2 可知:①由于巡航模式下需要较高的升力和推力,对翅翼的气动性能要求较高,因此需要较大的扭转角来产生更大的升推力,当扑动角度变化范围为-28.96°~31.08°,扭转角变化范围为-14.82°~14.82°,折叠角变化范围为-17.50°~17.26°时,得到 8 字形翼尖轨迹,符合仿生设计要求。②相比于起飞和巡航模式,降落时无需太大的升力,需要增大阻力来减小飞行速度及高度,因此翅翼的扭转角较小,当扑动角度变化范围为-51.12°~49.01°,扭转角变化范围为-8.05°~8.05°,折叠角变化范围为-25.88°~26.64°时,翼尖轨迹为香蕉形。综上所述,通过调节扑翼机构运动参数,仿鹰扑翼飞行器能够实现不同的飞行模式,并且在每种飞行模式下均具有较好的气动特性。

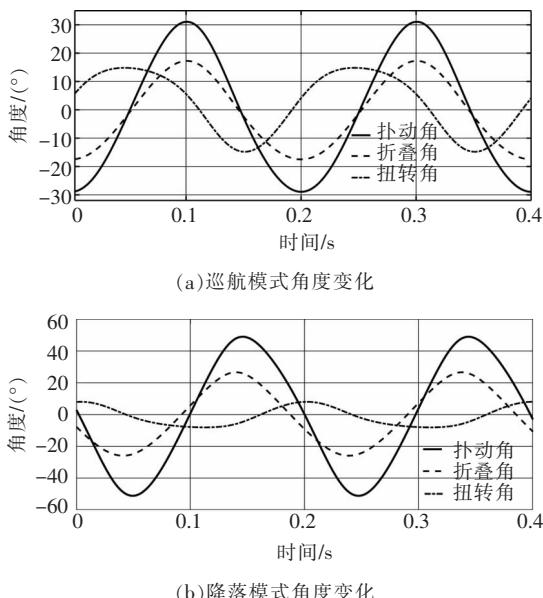


图 13 扑动-折叠-扭转角度变化曲线

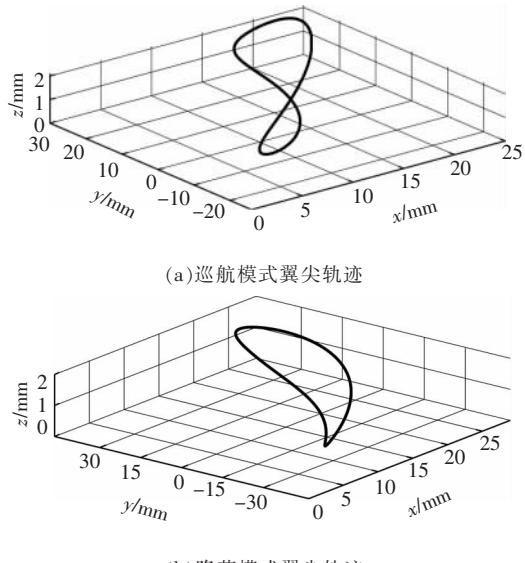


图 14 翼尖轨迹

表 2 3 种飞行模式下的运动特性参数对比

	起飞模式	巡航模式	降落模式
最小扑动角 $\varphi_{\min}/(^{\circ})$	-40.89	-28.96	-51.12
最大扑动角 $\varphi_{\max}/(^{\circ})$	39.21	31.08	49.01
最小折叠角 $\beta_{\min}/(^{\circ})$	-20.70	-17.50	-25.88
最大折叠角 $\beta_{\max}/(^{\circ})$	21.31	17.26	26.64
最小扭转角 $\gamma_{\min}/(^{\circ})$	-14.82	-14.82	-8.05
最大扭转角 $\gamma_{\max}/(^{\circ})$	14.91	14.82	8.05
翼尖轨迹	8 字形	8 字形	香蕉形

5 结论

文中分析鹰的飞行特点,设计了一种多飞行模式扑翼机构驱动方案,进行了翅翼气动特性的数值分析及扑翼机构的运动特性分析,在此基础上提出了一种通过调节扑翼机构参数及运动参数,实现仿鹰扑翼飞行器的多飞行模式方法。主要结论如下:

(1) 扑翼机构的气动特性与其翼型密切相关,为提升扑翼气动性能,大弯度凹凸翼型 NACA4512,即前部较厚、弯度较大的翼型比较符合大型鸟类如鹰的翼型特点。

(2) 合理确定攻角的取值范围对扑翼机构的气动特性有很大影响:在起飞和巡航模式中,随着攻角的增大,其升力系数有明显的增大,但攻角越大,所受的阻力就越大,维持飞行所需要的能量也就越大,小的翅翼攻角有利于减小飞行阻力,可以有效提高飞行器的飞行效率。

(3) 从仿生飞行生物的角度来说,鹰在扑动的一个周期里,下拍产生升力,上提产生阻力,翅翼下拍时间

相比上提时间较长,这样在飞行的过程中可以有效地产生升力。因此,设计的扑翼机构应当具有急回特性,可以更好地模拟鹰的运动特性,同时也可以产生更有效的升力,使得扑翼飞行器能够有足够的升力完成各种复杂姿态下的飞行。

参考文献

- [1] 曲东才.微型无人机研制的关键技术及军事应用[J].飞机设计,2007(3):46-51.
- [2] 侯宇,方宗德,孔建益,等.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(7):1-4,40.
- [3] Wissa A A,Tummala Y,Hubbard Jr J E,et al. Passively morphing ornithopter wings constructed using a novel compliant spine:design and testing[J]. Smart Materials and Structures,2012,21(9):094028.
- [4] Mackenzie D. A flapping of wings[J]. Science,2012,335(6075):1430-1433.
- [5] 朱保利.多自由度扑翼微型飞行器设计研究[D].南京:南京航空航天大学,2007.
- [6] 阮龙欢.仿生扑翼飞行机器人结构设计及运动学研究[D].武汉:武汉科技大学,2016.
- [7] Tobalske B,Dial K. Flight kinematics of black-billed magpies and pigeons over a wide range of speeds[J]. Journal of Experimental Biology,1996,199(2):263-280.
- [8] 邵立民,宋笔锋.微型扑翼飞行器仿生悬停原理研究[J].机械设计,2009,26(1):56-58.
- [9] 昂海松,曾锐,段文博,等.柔性扑翼微型飞行器升力和推力机理的风洞试验和飞行试验[J].航空动力学报,2007(11):1838-1845.
- [10] 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.

作者简介:高颖(1989—),女,硕士研究生,研究方向:仿生机械、扑翼飞行器。E-mail:1415302525@qq.com
侯宇(通信作者)(1975—),男,教授,硕士研究生导师,博士,研究方向:仿生机械与智能机械。E-mail:houyu@wust.edu.cn