

DOI:10.16356/j.1005-2615.2018.02.018

变体无人机栖落机动建模与轨迹优化

袁亮 何真 王月

(南京航空航天大学自动化学院, 南京, 211106)

摘要:对一类变体固定翼无人机栖落机动的纵向运动进行了建模与轨迹优化研究。针对栖落机动后段飞行速度低及迎角大带来的舵面气动效率下降的问题,研制了一种可改变主翼位置的变体无人机。通过室内飞行实验,利用运动捕捉系统测量获得飞行数据。依据实验数据,结合平板气动理论建立了变体无人机的气动模型,并建立了变体无人机的纵向动力学模型。采用广义伪谱优化软件(General pseudo-spectral optimization software, GPOPS),对所建立的变体无人机模型进行栖落过程轨迹优化研究。优化结果表明,与普通固定翼无人机相比,变体部件能够显著提高无人机的姿态操纵效率,从而改善无人机栖落机动性能。

关键词:飞行控制;栖落机动;气动建模;变体;轨迹优化

中图分类号:V249 **文献标志码:**A **文章编号:**1005-2615(2018)02-0266-10

Modeling and Trajectory Optimization of Perching Maneuvers for Morphing UAV

YUAN Liang, HE Zhen, WANG Yue

(College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 211106, China)

Abstract: Aerodynamic modeling and trajectory optimization in longitudinal direction of a type of morphing fixed-wing unmanned aerial vehicle (UAV) for perching maneuvers were investigated. The elevator was inefficient due to the low speed and high angle of attack in the later phase of perching maneuver. To solve this problem, a morphing UAV which could change the position of wing was developed. The indoor experiment was carried out, and the flight data was obtained by the motion capture system. Based on this and flat plate theory of aerodynamics, aerodynamic model and longitudinal dynamic mode were established. Using general pseudo-spectral optimization software (GPOPS) optimization tool to design the trajectory of the UAV model. The optimization results show that compared with conventional fixed wing UAVs, morphing parts can significantly improve the UAV's attitude control efficiency and maneuverability.

Key words: flight control; perching maneuver; aerodynamic modeling; morphing; trajectory optimization

栖落机动是指固定翼飞行器利用大迎角姿态产生高阻力,从而快速减速并精准着陆的超机动飞行过程^[1],如图 1 所示^[2]。栖落机动的特点使得固定翼飞行器能够在很小的空间范围内实现迅速地

降速栖停,而无需滑行跑道。

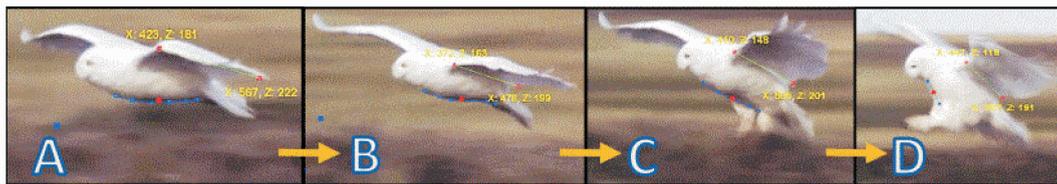
近年来,固定翼无人机栖落机动得到越来越多的关注^[3-10]。Alikhan 等人利用 3D 涡格编程软件 Tornado 计算了飞行器气动特性,并利用 DATCOM

基金项目:国家自然科学基金(61304139,11572149)资助项目;江苏省自然科学基金(BK20130806)资助项目。

收稿日期:2017-12-15;**修订日期:**2018-02-15

通信作者:何真,女,副教授,硕士生导师,E-mail:hezhen@nuaa.edu.cn。

引用格式:袁亮,何真,王月.变体无人机栖落机动建模与轨迹优化[J].南京航空航天大学学报,2018,50(2):266-275.
YUAN Liang, HE Zhen, WANG Yue. Modeling and trajectory optimization of perching maneuvers for morphing UAV[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2018, 50(2): 266-275.

图 1 鸟类空中栖落过程^[2]Fig. 1 Bird's aerobic perching sequence^[2]

进行验证^[4],同时采用动态优化编程工具箱(DYNOPT)进行栖落过程的轨迹设计与优化^[4-5]。Hoburg 等人利用径向基函数生成栖落机动的过失速气动模型,并与实验采集数据比较,验证了辨识模型的准确性^[6]。Meckstroth 和 Reich 以小型滑翔机为对象研究了栖落机动的纵向气动特性^[7]。Puopolo 等人比较了栖落机动的 3 种气动模型,指出建立精确气动模型的重要性^[8]。文献^[9]选用了二次型优化指标,通过直接配点优化法生成开环栖落轨迹。文献^[10]采用了反向传播算法设计最优轨迹。文献^[11]通过在四旋翼上安置了向下的夹持器机构,来解决旋翼机的斜面着陆问题。文献^[12]设计了一种开关式的导电黏胶剂来控制微型无人机栖落时的着陆问题。文献^[13]设计了能够改变前掠角的飞行器来改善飞行器栖落机动性能。文献^[14]研究了尾翼展开和吊杆旋转结构对无人机栖落机动的影响。

上述文献均没有考虑在栖落过程后段将飞行器俯仰角控制在一定范围内的问题。栖落机动过程中,飞行器着陆前通过拉大迎角实现快速降速,在接近栖落处时飞行速度很低而迎角较大,此时常规舵面气动效率极低^[15]。因此,无法有效进行飞行器的姿态操纵。然而,在接近栖落处时,无人机的俯仰姿态需要较精准地控制,以避免机身触碰到栖落处物体。例如,当栖落处为水平面时,俯仰角应保持在较小的范围内。为了提高栖落机动中飞行器姿态操纵效率,需要引入辅助舵面操纵的结构。本文尝试在无人机中加入变体结构来改善栖落过程中飞行器的俯仰姿态控制能力。设计了一种具有变体机构的滑翔机,通过进行飞行实验,以实验数据为依据,结合平板气动理论实现气动参数辨识,并建立了飞行器纵向动力学建模。借助广义伪谱优化软件(General pseudo-spectral optimization software, GPOPS)进行栖落机动轨迹优化研究。通过对比分析变体与非变体无人机栖落机动的优化结果,验证了变体部件对于着陆时俯仰角控制的改善作用,提高了栖落机动的可行性与安全性。

1 变体无人机设计与运动捕捉飞行实验

1.1 变体无人机设计

文中变体无人机的设计目的是通过变体机构提高飞行器在无人机栖落过程当中(尤其是在栖落机动后段)的俯仰姿态操纵效率。主翼是提供飞行器气动力的主要部件,即使是在栖落机动末段飞行速度很低的情况下,主翼上的气动力在飞行器所受的总气动力中仍占有很大比例,而此时常规舵面的俯仰操纵效率急剧下降^[15]。因此,考虑通过移动主翼的气动中心,利用主翼上的气动力产生俯仰操纵力矩,以解决常规舵面在栖落机动末段气动效率低下的问题。所设计的无人机的变体结构位于主翼与机身的连接部分,机翼可以沿着机身纵轴前后滑动(图 2),滑动行程为 20 cm。

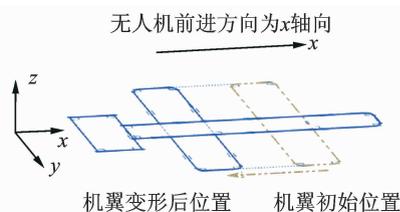


图 2 变体方式与运动空间坐标轴

Fig. 2 Deformation mode and spatial coordinate axis

变体无人机实物图如图 3 所示。飞机上挂载的元件包括:微型舵机,滑动装置,六通道接收器,直线步进电机,L298N 双桥电路,NANO 控制芯片,LED 红外捕捉光源以及 11.7 V 电池。机体材料采用 5 mm 厚 KT 泡沫板。变体结构粘合了轻质木板以增加材料强度,机翼采用碳纤维片进行加强。舵机控制全动平尾舵面,通过向上偏转升降舵能实现大幅度增大迎角的目的。步进电机连接至变体结构处的滑动装置,以控制机翼沿着机身轴线进行前后移动。接收器接收遥控信号,并将该信号发送至舵机和步进电机,其中驱动变体的步进电机的控制信号需要通过 NANO 控制芯片进行转换。L298N 作为步进电机的驱动控制板。机身上安置的 3 个 LED 发光标记作为运动捕捉系统的捕捉

点,如图3(c)所示。飞行器的主要参数如表1所示,其中飞机的俯仰转动惯量是通过实验测量与经验公式相结合所确定的。

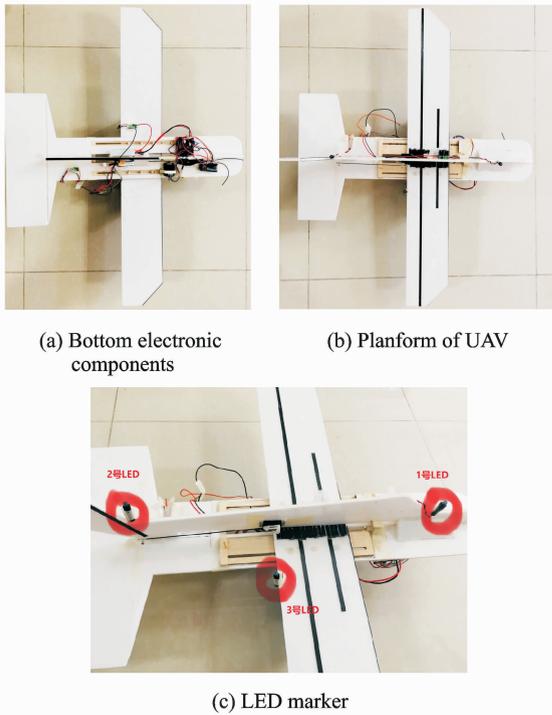


图3 变体无人机实物图

Fig. 3 Real mode of morphing UAV

表1 无人机几何结构参数表

Tab. 1 Geometric parameters of UAV

参数	数值
质量 m/kg	0.253
平均气动弦长 c/m	0.009 5
展长 b/m	0.8
升力面积 S/m^2	0.12
转动惯量 $I_y/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	0.01
变形量 λ/m	0~0.2

1.2 运动捕捉飞行实验

实验中所使用的运动捕捉系统为 WorldViz 精准位置追踪 (Precision position tracking, PPT) 红外光学运动捕捉系统,其由安装于室内4个顶角的高分辨率摄像机和主机组成。4台摄像机能够捕捉的空间范围为 $7\text{ m} \times 5\text{ m} \times 2.5\text{ m}$ 。PPT 运动捕捉系统在进行实验前,通过一块方形4点校准板来准确定义追踪量和 XYZ 坐标系统。实验时机身上的 LED 标记只要被任意两个摄像头捕捉到,系统就可以精确记录该点的 3D 坐标数据。60 Hz 的数据记录频率也能够满足捕捉高速运动物体时的实时性需求。捕捉系统带有数据滤波模块,以实现高精度追踪功能。为了体现捕捉系统记录飞行

数据的效果,对捕捉系统测量精度进行量化测试。将测量空间中静态的采样点进行3次采样,每次采样100个,计算采样点的坐标误差信息。如图4所示,除了极少数点坐标偏差超过0.1 mm,其余绝大多数点的坐标偏差小于0.1 mm,因而可以保障运动捕捉系统具有极好的准确性与稳定性。

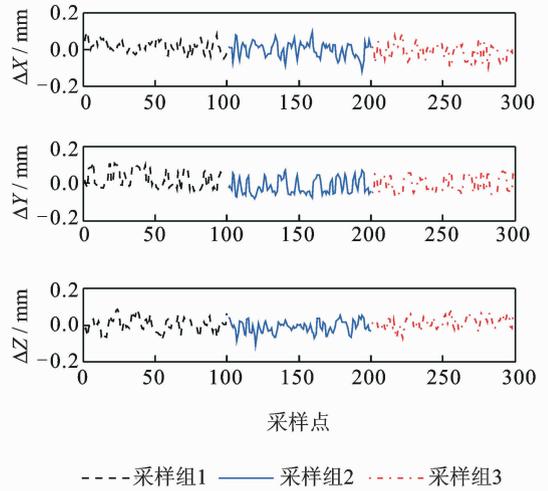


图4 采样数据坐标误差

Fig. 4 Coordinate error of sample data

进行飞行实验时,PPT 运动捕捉系统能够将捕捉范围内的 LED 红外光源点在空间中的坐标信息和时间信息进行记录,并保存至主机。滑翔机上安装的3个红外 LED 光源为飞行数据采集光源。首先进行非变体飞行实验。保持变体结构锁定,遥控控制升降舵面上偏产生抬头力矩,使得机头上升,迎角增大,无人机迅速减速,最终着陆。重复多组实验并采集记录数据。在进行变体飞行实验时,升降舵的控制流程与非变体飞行实验一致,在栖落过程中向飞机发送变体控制信号,控制机翼向后平移,重复多组实验并采集记录数据。变体飞行实验和非变体飞行实验各采集了40组实验数据,每组实验数据均记录了4 s的飞行器位置信息。

2 变体无人机气动建模与动力学建模

2.1 变体无人机气动建模

重复进行多次变体和未变体飞行实验,各生成多条运动轨迹。对变体和非变体实验中各采集记录的40组飞行数据进行筛选,最终各选取其中15组具有代表性的数据进行处理,其中每组数据均包含3个LED标记点的时间数据 t 和空间3D坐标信息。整个飞行实验过程中,滑翔机的飞行轨迹基本都位于纵轴铅垂面内。忽略横侧向的力和力矩对飞机的纵向运动的影响,将飞行数据进行低通滤波处理(MATLAB 离线处理),以1,2号标记点的

坐标数据来确定飞机质心的坐标数据,结合时间数据 t ,利用有限差分法求微分,可以得到飞行器质心在位移前向和纵向的瞬时速度 \dot{x}_g, \dot{z}_g 以及瞬时加速度 \ddot{x}_g, \ddot{z}_g 。室内飞行实验,无外界气流扰动条件下,空速与地速相同。因此,飞行器的飞行速度和加速度可表示为

$$\begin{aligned} V &= \sqrt{\dot{x}_g^2 + \dot{z}_g^2} \\ a &= \sqrt{\ddot{x}_g^2 + \ddot{z}_g^2} \end{aligned} \quad (1)$$

飞行器的俯仰角 θ 由 1,2 号 LED 发光标记点确定为

$$\theta = \arctan\left(\frac{\Delta Z_{(1,2)}}{\Delta X_{(1,2)}}\right) \quad (2)$$

航迹角 μ 由式(2)计算

$$\mu = \text{atan2}(\dot{z}_g, \dot{x}_g) \quad (3)$$

式中 $\text{atan2}(\dot{z}_g, \dot{x}_g)$ 返回值为原点至 (\dot{z}_g, \dot{x}_g) 的方位角,考虑纵向运动,假设滚转角和侧滑角满足条件: $\phi = \beta = 0$ 。因此,迎角 α 以及俯仰角 θ 满足

$$\alpha = \theta - \mu \quad (4)$$

$$\dot{\theta} = q \quad (5)$$

重力 G 在气流坐标系中的分量可以表示为

$$\begin{bmatrix} G_{xa} \\ G_{za} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} mg(-\cos\alpha\sin\theta + \sin\alpha\cos\theta) \\ mg(\sin\alpha\sin\theta + \cos\alpha\cos\theta) \end{bmatrix}_{\text{wind}} \quad (6)$$

同时利用有限差分法求出 $\dot{\alpha}$,最后得出纵向平面的动力学方程为

$$\begin{aligned} \Sigma F &= mg \begin{bmatrix} -\cos\alpha\sin\theta + \sin\alpha\cos\theta \\ \sin\alpha\sin\theta + \cos\alpha\cos\theta \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} D \\ L \end{bmatrix} = \\ & m \begin{bmatrix} \dot{V} \\ V(\dot{\alpha} - q) \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (7)$$

飞行器的角运动方程为

$$M = I_y \dot{\theta} = I_y \dot{q} \quad (8)$$

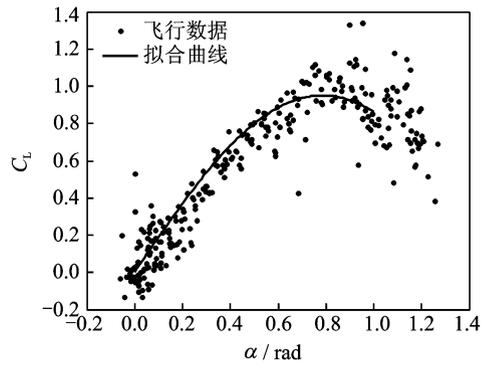
根据式(1~3),结合式(7)计算出升力和阻力,式(8)计算出俯仰力矩。升力、阻力系数在气流坐标系中的表达式为

$$\begin{aligned} C_L &= \frac{2L}{\rho V^2 S} \\ C_D &= \frac{2D}{\rho V^2 S} \end{aligned} \quad (9)$$

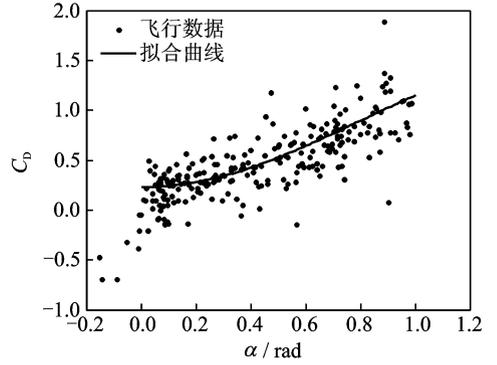
则结合式(7,9)以及速度数据可以计算出飞行器的气动系数。

将变体与非变体情况下的气动系数进行对比,由实验数据处理获得的气动系数散点图表明两者没有明显区别,将所获的多组实验数据的散点图进行叠加,结合统计学原理并参考文献[16]平板气动力理论对参数进行拟合,结果如图(5)所示,得到的气动系数关于迎角的非线性函数为

$$\begin{aligned} C_L &= 0.95\sin(2\alpha) \\ C_D &= 1.3\sin\alpha^2 + 0.23 \end{aligned} \quad (10)$$



(a) Scatter plots of lift coefficient



(b) Scatter plots of drag coefficient

图 5 气动系数随迎角变化散点图

Fig. 5 Scatter plots of aerodynamic coefficient with angle of attack

在栖落过程中,进行变体时机翼向后移。由于机翼为轻质机翼,忽略变体后整个飞机的质心变化。然而,机翼位置的改变会使得飞机气动中心产生极大的变化。因而,变体和非变体状态下俯仰力矩会产生较大的区别。定义变体和非变体情况下俯仰力矩分别为 $M(\lambda)$ 和 M ,定义变形量为 λ 。将变体情况下的俯仰力矩 $M(\lambda)$ 分解为两部分,一部分为由飞机的升降舵产生的,另一部分是由于变体后气动中心的改变而引起的^[15],记为

$$M(\lambda) = M_e + M_\lambda \quad (11)$$

式中: M_e 代表舵所产生的俯仰力矩; M_λ 代表变体所导致的气动中心移动产生的力矩。 M_e 值的大小与非变形情况下的俯仰力矩值 M 的大小是相同的。由升降舵产生的俯仰力矩由式(12)计算出

$$\begin{aligned} M_e &= -\frac{1}{2}\rho V^2 S_e l_e [0.95\cos\alpha\sin(2\alpha + 2\delta_e) + \\ & 1.3\sin\alpha\sin 2(\alpha + \delta_e) + 0.23\sin\alpha] \end{aligned} \quad (12)$$

式中: δ_e 代表舵面的偏转角度; S_e 代表舵面的面积; l_e 代表舵面的气动中心到飞机质心之间的距离。对于变形所产生的俯仰力矩,由于变体带来了飞行器气动中心的改变,因此计算 M_λ 为

$$M_\lambda = -l_\lambda (L\cos\alpha + D\sin\alpha) \quad (13)$$

式中 l_λ 代表气动中心与质心之间的距离。实验数据验证了 l_λ 与变形量 λ 的值一致。

2.2 变体无人机动力学模型

选取未变体状态下飞机的质心为原点,参照文献[17]中变体无人机建模方法,在机体坐标系下建立动力学模型。变体无人机的动量 P 和动量矩 H 为^[18]

$$P = mV + \dot{S} + \omega \times S$$

$$H = S \times V + I \cdot \omega + \left(\frac{1}{m_\lambda} S_\lambda \times \dot{S}_\lambda + I_\lambda \cdot \omega_\lambda \right) \quad (14)$$

式中: V 为飞行速度; ω 为机体坐标系相对于地面坐标系的三轴角速度; S 为变体无人机绕 O_b 的静矩; I 为变体无人机的转动惯量张量。 $S_\lambda, \dot{S}_\lambda, I_\lambda, \omega_\lambda$ 分别为无人机变体部分的静矩, 静矩导数, 转动惯量张量和三轴角速度。

根据动量定理和动量矩定理可以得到

$$\begin{cases} F = \dot{I} \\ M = \dot{H} - \dot{S} \times V \end{cases} \quad (15)$$

式中 M 为合外力矩。将式(14)代入式(15)中,并将两式中各矢量在地面坐标系中的导数转换到机体坐标系中,得到变体飞行器的动力学方程为

$$\begin{cases} F = m(\dot{V} + \omega \times V) + \dot{\omega} \times S + 2\omega \times \dot{S} + \omega \times (\omega \times S) + \dot{S} \\ M = I \cdot \dot{\omega} + \dot{I} \cdot \omega + \omega \times (I \cdot \omega) + S \times \dot{V} + \\ S \times (\omega \times V) + \left\{ I_\lambda \cdot \dot{\omega}_\lambda + \dot{I}_\lambda \cdot \omega_\lambda + \omega \times \right. \\ \left. (I_\lambda \cdot \omega_\lambda) + \frac{1}{m_\lambda} [S_\lambda \times \dot{S}_\lambda + \omega \times (S_\lambda \times S_\lambda)] \right\} \end{cases} \quad (16)$$

由式(16)可见,与常规飞行器不同,变体无人机动力学方程中附加了静力矩 S 及相应的导数项。这是由于变体无人机质心位置的改变而引起的。本文研究的无人机机翼为轻质机翼,假定变体情况下机翼位置移动只会改变无人机气动中心位置而不会改变其质心位置,因而在下面的推导中,忽略式(16)中由于无人机质心改变所引起的 S 有关项。将变体飞行器的合外力 F 和合外力矩 M 向机体坐标轴系内分解为 $(F_x, F_y, F_z), (M_x, M_y, M_z)$, 考虑纵向运动,对方程(16)进行纵向和横向解耦,得到纵向运动方程为

$$\begin{cases} F_x = m(\dot{u} + qw) \\ F_z = m(\dot{w} - qu) \\ M_y = I_y \dot{q} + \dot{I}_y q \end{cases} \quad (17)$$

本文所设计的无人机为滑翔机不具有推力装置,因此推力以及推力偏置角为0。则 F_x, F_z, M_y 可以表示为

$$\begin{cases} F_x = T + L \sin \alpha - D \cos \alpha - mg \sin \theta \\ F_z = -L \cos \alpha - D \sin \alpha + mg \cos \theta \\ M_y = M(\lambda) \end{cases} \quad (18)$$

式中: D, L, T 分别为飞机所受的阻力,升力和推

力; $M(\lambda)$ 为气动力产生的俯仰力矩,是由舵面和变体结构产生的合力矩。结合式(17), (18), 得到变体飞行器纵向力方程组为

$$\begin{cases} \dot{u} = \frac{T + L \sin \alpha - D \cos \alpha - mg \sin \alpha - m q V \sin \alpha}{m} \\ \dot{v} = 0 \\ \dot{w} = \frac{-I_y (L \cos \alpha + D \alpha)}{m I_y} + g \cos \theta + V q \cos \alpha \end{cases} \quad (19)$$

纵向力矩方程组为

$$\begin{cases} \dot{p} = 0 \\ \dot{q} = \frac{m M(\lambda) - m \dot{I}_y q}{m I_y} \\ \dot{r} = 0 \end{cases} \quad (20)$$

本文研究变体无人机的纵向运动,将运动学与纵向无关的状态量解耦,同时假定无人机变体后质心不变, I_y 为常量 \dot{I}_y 则为0。结合式(4~5), (19~20), 最后建立的在气流坐标系下的纵向动力学方程为

$$\begin{cases} \dot{V} = (T \cos \alpha - D + mg(-\cos \alpha \sin \theta + \sin \alpha \cos \theta)) / m \\ \dot{\alpha} = (-T \sin \alpha - L + m V q + mg(\sin \alpha \sin \theta + \cos \alpha \cos \theta)) / (m V) \\ \dot{\theta} = q \\ \dot{q} = M(\lambda) / I_y \\ \dot{h} = V \sin(\theta - \alpha) \end{cases} \quad (21)$$

3 栖落机动轨迹优化

栖落机动需要飞行器由平飞状态拉大迎角,在短时间内以尽量小的飞行速度到达栖落位置。栖落机动轨迹优化研究是进行栖落机动控制、实现栖落机动的基础。前面所设计变体机构在原理上具有改善飞行器在栖落机动中的俯仰操纵能力的潜力,但这需要通过栖落机动轨迹优化研究,进行严谨地验证。本节针对第2节建立的气动模型与动力学模型,应用GPOPS,进行栖落机动的轨迹优化研究,通过对比变体飞行与非变体飞行的优化结果,研究变体对于栖落机动性能的改善效果。

3.1 栖落机动轨迹的优化指标与约束设置

根据栖落机动的要求,在进行轨迹优化时需要各个状态量进行约束。动力学模型式(21)中共含有5个状态变量。在进行优化计算时,增加水平位移 X 、升降舵偏角量 δ_e 和变形量 λ 作为新的状态变量,则状态向量表示为 $x = [V, \alpha, \theta, q, X, h, \delta_e, \lambda]^T$ 。栖落目标点设定为坐标原点 $[0, 0]$, 并根据实际情况设置栖落过程空间范围。首先设定飞行器的初始飞行状态的上下限约束。设定在 t_0 时刻各个状态的上限值为: $x_l(t_0) = [12, 0, 0, 0, -8,$

$-1, 0, 0]^T$, 下限值为: $\mathbf{x}_u(t_0) = [12, 0, 0, 0, -5, 0, 0, 0]^T$, 其中 $\mathbf{x}_l(t_0)$ 为初始状态量的下限值, $\mathbf{x}_u(t_0)$ 为初始状态量的上限值。由于舵偏角和变形量已被设为状态量, 将两者的导数作为输入量 u_1, u_2 , 给定输入量 u_1, u_2 的约束条件为 $\varphi(u_1, u_2) = [(-2, 2), (-1, 1)]$ 。整个机动过程需要设置各个状态量的约束范围, 具体设置如表 2 所示。终点处约束范围设定为: $\mathbf{x}_l(t_f) = [0, -\pi/2, -\pi/2, -7, 0, 0, 0, 0]^T$, $\mathbf{x}_u(t_f) = [5, \pi/2, \pi/2, 7, 0, 0, \pi/2, 0.2]^T$ 。

表 2 状态变量过程约束表

Tab. 2 Process constraint of state variables

状态变量	下限值	上限值
$V/(m \cdot s^{-1})$	0	25
μ/rad	$-\pi/2$	$\pi/2$
α/rad	$-\pi/2$	$\pi/2$
$q/(\text{rad} \cdot s^{-1})$	-7	7
X/m	-10	10
H/m	-5	5
δ_e/rad	$-\pi/2$	$\pi/2$
λ/m	0	0.2

选取优化指标为二次型指标函数

$$J = \int_{t_0}^{t_f} (\mathbf{u}^T \mathbf{R} \mathbf{u} + \mathbf{x}^T \mathbf{Q} \mathbf{x}) dt + \mathbf{x}^T(t_f) \mathbf{Q}_f \mathbf{x}(t_f) \quad (22)$$

式中:第 1 项为 Lagrange 型的对整个过程的输入和状态误差的补偿;第 2 项为 Mayer 型的对最终状态误差的补偿。所有矩阵设置为对角阵。其中 $\mathbf{Q}_f = [100, 0, 100, 0, 10, 10, 0, 0]$, $\mathbf{R} = 100$, \mathbf{Q} 为 $\mathbf{0}$ 。 \mathbf{Q}_f 中对角元素的值对应各个状态变量终值的权值, 其中非零项的第 1, 3, 5, 6 对角元素分别对应运动速度 V , 俯仰角 θ , 水平位移 X 和垂直位移 H 。将末状态着陆速度 V 和着陆俯仰角 θ 的权值设为 100, 水平位移 X 和垂直位移 H 权值设为 10, 其余状态变量终值的权值设为 0。以最终的指标函数 J 最小为优化策略, 对整个栖落过程进行优化。

3.2 变体结构辅助俯仰操纵的原理分析与优化策略

对于大迎角的栖落机动而言, 变体结构使得飞行器在栖落机动末段具有更好的姿态操纵能力, 实现更大范围的俯仰角控制。把在 5 种不同的迎角和飞行速度条件下, 由舵面和变体部件所产生的俯仰力矩分别绘制于图 6, 7^[15]。观察图 6 可以看出, 当迎角较小时, 舵面能够产生较大的俯仰力矩, 而变体部件产生适度的俯仰力矩(当迎角为 0 时俯仰力矩甚至为 0)。然而, 随着迎角的增大, 由舵面所产生

的俯仰力矩逐渐变小, 当迎角超过 60° 时, 舵面已经不能产生正力矩了。因此大迎角飞行情况下, 舵面对于姿态调控的能力很差。然而, 观察图 7 可以看出, 即使在迎角较大的情况下, 变体部件仍能够稳定地提供足够的俯仰力矩。因此, 变体部件在无人机处于大迎角过失速阶段时能够弥补舵面气动效率低的问题, 有效地进行飞行器姿态调控。

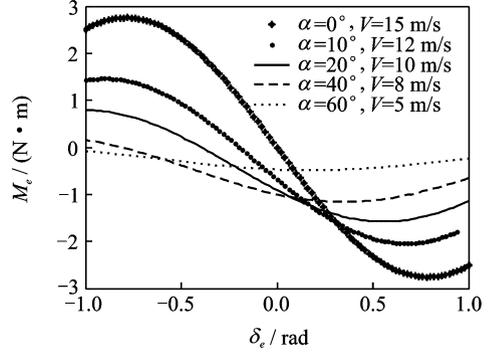


图 6 舵面产生的俯仰力矩

Fig. 6 Pitching moment generated by elevator

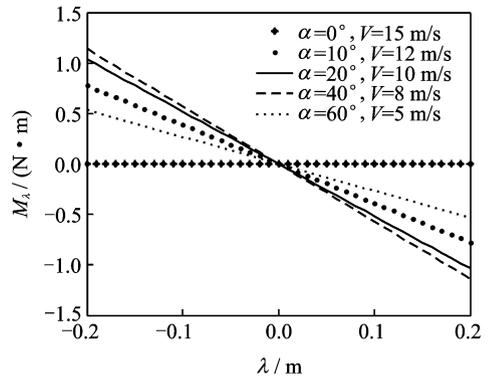


图 7 变体部件产生的俯仰力矩

Fig. 7 Pitching moment generated by morphing part

在对由舵面和变体辅助结构产生的俯仰力矩进行了分析之后, 将变体和非变体栖落机动分别进行轨迹优化。其中机动过程当中俯仰角的变化和末状态俯仰角 θ_f 的值是体现飞行器姿态调整的一个重要状态量。在优化时, 对变体和非变体栖落机动末状态 θ_f 的约束都设置在 $[-\pi/2, \pi/2]$ 之间, 该约束范围较大, 两种情况下都会得到一个大范围下的最优轨迹。

3.3 优化结果与分析

在进行轨迹优化时, 变体和非变体栖落机动除了变体控制量外, 其他的给定条件、指标函数以及参数设置均相同。为了着重比较变体相较于非变体而言, 在飞行器姿态调整上的优势, 将变体和非变体机动轨迹优化的末状态俯仰角 θ_f 的约束范围设为 $-\pi/2 \leq \theta_f \leq \pi/2$ 。优化结果如图 8 所示。

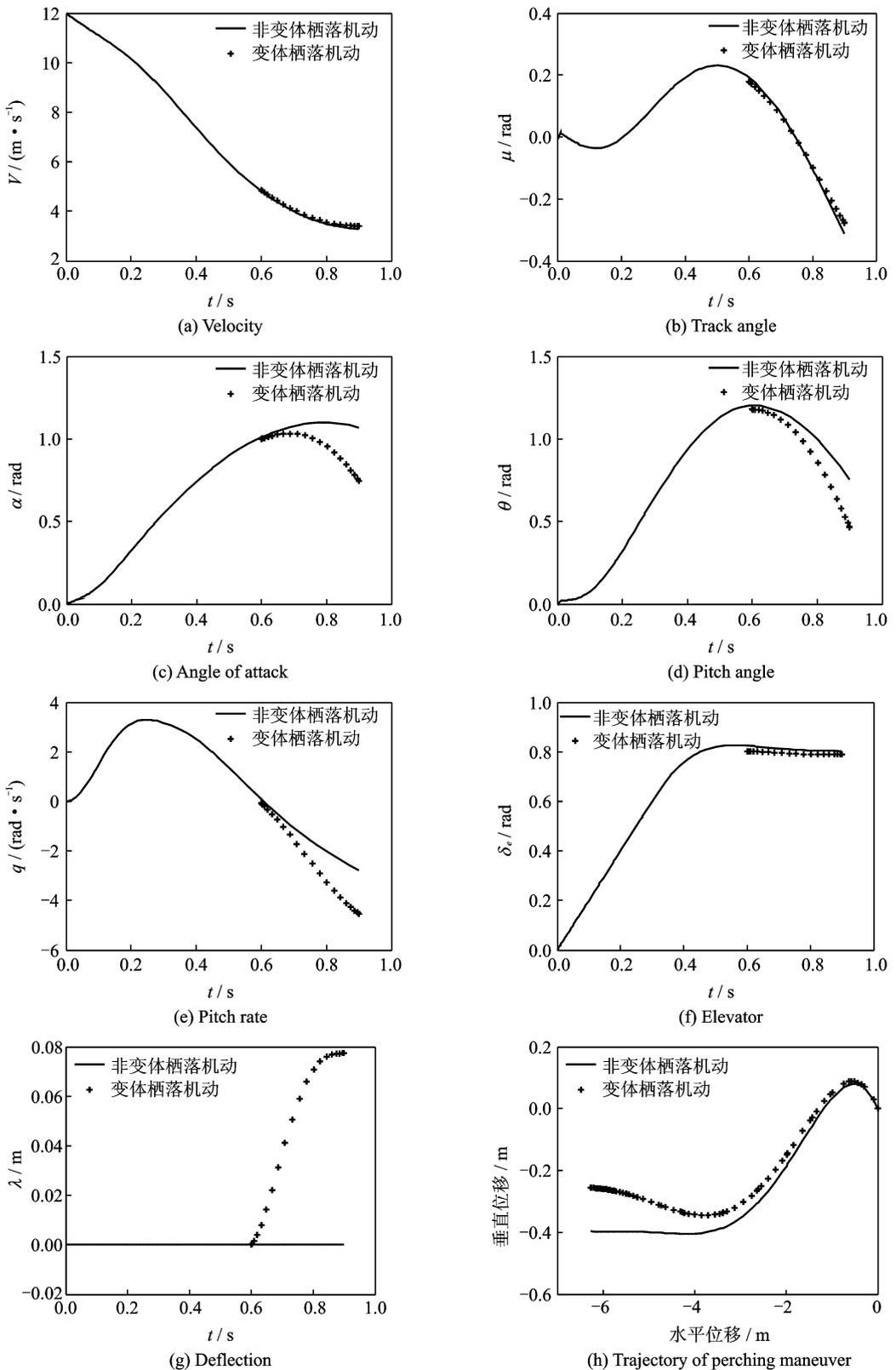


图8 变体和非变体栖落机动各状态量

Fig. 8 All state variables of variant and invariant perching maneuver

图8(a)为变体和非变体栖落机动的速度 V 随时间变化的曲线图。在变体和非变体的情况下,栖落机动都能够能够在极短时间内将飞行器的速度由 12 m/s 降速至 3.2 m/s ,降速比达到 73.33% 。

图8(b~e)分别为栖落机动的航迹角、迎角、

俯仰角和俯仰角速率的变化曲线。从图中可见,从大约 0.2 s 时刻开始,航迹角和迎角迅速增大。这表明无人机开始执行抬头动作,以较快的速率增大俯仰角使得机翼与气流的接触面积增大,从而达到大迎角过失速状态并迅速地降速,直到在栖落地点

着陆。变体和非变体栖落机动末状态 θ_f 值分别约为 25° 和 45° , 可以看出变体栖落机动末状态俯仰角比非变体的要小。

图 8(f) 是升降舵输入量 δ_e 随时间变化的曲线, 可以看出为了使得飞行器能够迅速地拉大迎角实现降速, 升降舵需要向上迅速的偏转至一个较大的角度并保持, 变体和非变体栖落机动的舵输入量是相同的。图 8(g) 为变体输入量 λ 随时间变化的曲线, 通过优化结果得到栖落机动中在 $t=0.58$ s 开始执行变体动作, 变形量 λ 逐渐增大至 0.08 m, 而非变体栖落机动由于没有变形量的加入所以 λ 为 0 。

图 8(h) 是变体和非变体栖落机动最终的栖落轨迹, 两条轨迹均自左侧起始位置开始至右侧的最终栖落点 $[0, 0]$ 处为止。整个轨迹分为俯冲和爬升两个阶段, 俯冲阶段为起始点至轨迹下降的最低点, 俯冲阶段的垂直位移为俯冲量, 爬升阶段即为该点之后轨迹的高度变高过程, 爬升阶段的垂直位移为爬升量。轨迹图中表明变体和非变体栖落机动轨迹的爬升高度大致相同, 而变体栖落过程中的俯冲量更大。可以看出, 栖落机动是一种短时间内迅速降速、迎角和俯仰角快速变化的复杂机动过程。上述优化结果表明变体对于速度 V 和航迹角 μ 影响不大, 但是对于飞机的迎角 α 以及俯仰角 θ , 会产生很大的影响。

3.4 末状态俯仰角约束加大后的姿态补偿方式

在上述优化设置中, 俯仰角 θ 的末状态约束范围在 $[-\pi/2, \pi/2]$ 之间, 约束程度较小, 变体和非变体栖落机动末状态 θ_f 值分别约为 25° 和 45° 。为了进一步研究变体无人机与常规固定翼无人机在栖落机动末段的姿态操控性能, 在进行优化时, 对末状态俯仰角 θ_f 的约束范围进行逐步缩小。将非变体末状态 θ_f 的约束范围从 45° (俯仰角约束上限值, 下限值恒定为 0) 开始缩小, 变体末状态 θ_f 的约束范围从 25° 开始缩小。观察俯仰角末状态约束范围缩小后两种不同的栖落机动的优化结果。

优化结果表明, 对非变体栖落机动而言, 为了满足逐渐缩小的末状态 θ_f 的约束范围, 飞行器会通过调整舵偏角 δ_e 来实现。图 9 为不同的末状态 θ_f 约束下, 舵偏角 δ_e 的变化曲线。当 θ_f 约束范围在 45° 以内时, 舵偏角与 $-\pi/2 \leq \theta_f \leq \pi/2$ 的初始约束条件下一致; 当 θ_f 约束范围在 40° 以内时, 舵偏角就会减小一定的角度来补偿达到 θ_f 所需要的额外的力矩, 当 θ_f 越小, 舵偏角的补偿量越大, 当将 θ_f 约束在比 30° 还小时, 整个机动过程会由于舵偏角的补偿量不能提供足够的补偿力矩而无法完成或优化出错误的结果。

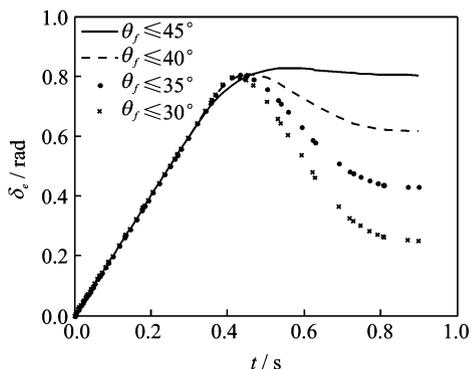


图 9 非变体机动舵角补偿曲线

Fig. 9 Elevator angle compensation for invatiant maneuver

对于变体栖落机动而言, 在末状态俯仰角 θ_f 的约束范围不断缩小的情况下, 舵偏角与 $-\pi/2 \leq \theta_f \leq \pi/2$ 的初始约束条件下一致, 无人机会通过增大变形量 λ 的方式来补偿达到 θ_f 所需的额外的力矩。图 10 为不同的末状态 θ_f 约束下, 变形量 λ 的变化曲线。当 θ_f 的约束范围越小, 变形的补偿量越大。最终 θ_f 限制在 5° 以内时仍能优化出结果。由此可见, 在栖落机动中, 变体无人机相较于常规的固定翼无人机具有更高的俯仰姿态操纵能力。

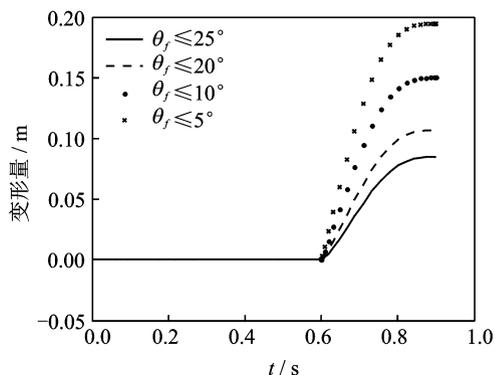


图 10 变体机动变形量补偿曲线

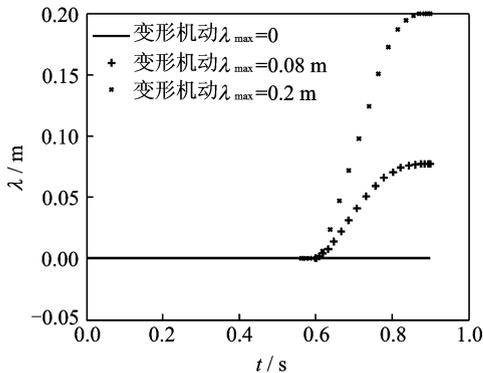
Fig. 10 Deformation quantity compensation for vatiant maneuver

3.5 栖落机动变体执行阶段的二次优化

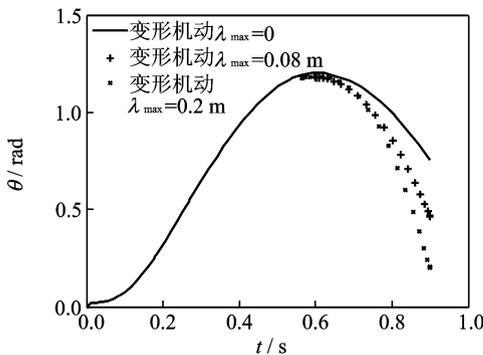
无论是变体还是非变体机动, 在改变末状态 θ_f 的约束范围时, 飞行器都会通过执行相应的动作来达到约束范围内的最优解, 即局部最优解。当约束范围被限定得度过小时, 优化的解算过程也许无法进行。因而在进行优化时除非有特殊的指定条件, 否则需要将 θ_f 限定在 $[-\pi/2, \pi/2]$ 之间, 以得到大范围下的最优解。之前将俯仰角 θ 的末状态约束在 $[-\pi/2, \pi/2]$ 之间进行优化时, 得到了大范围下的最有解, 且该优化是针对变体栖落机动全过程来进行的。由图 8(g) 得到了变体栖落机动过程中最大变形量 λ_{\max} 为 0.08 m, 变形时刻 t_s 为 0.58 s。变体的加入达到了预期的目的, 但是最大变形量相较于给定的阈值 0.2 m 较小。假定在变

形量阈值范围内以及大范围的末状态约束条件下进行轨迹优化,给定的变形量越大越有利于飞行器的姿态调整。为了发掘变体部件的姿态调整潜力,我们对栖落机动进行二次优化。

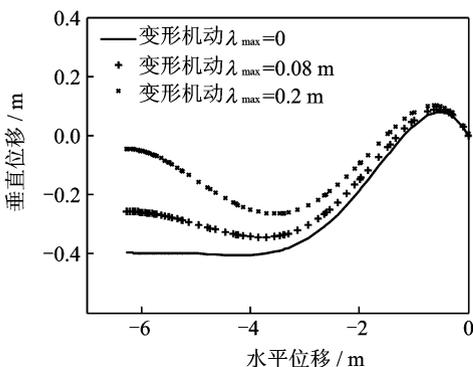
将变体栖落机动过程分为两个阶段,第1个阶段为变体部件未执行动作(λ 为0)的过程,即0~0.58 s;第2个阶段为变体部件开始执行动作到栖落机动结束,即0.58 s之后。参照文献[19]将栖落机动分段进行优化,二次优化针对变体栖落机动的第2个阶段来进行。将该变体时刻 $t_s=0.58$ s所有的状态值赋值给新的 t_0 作为优化的初始状态优化至末状态,同时将末状态 θ_f 仍设定在 $[-\pi/2, \pi/2]$ 之间。优化后得到最大变形量 λ_{\max} 为0.2 m。将二次优化的结果和图8相应的状态量放在一起进行对比绘制于图11。图11(a~b)分别为变形量



(a) Deflection



(b) Pitch angle



(c) Trajectory of perching maneuver

图11 不同条件下栖落机动状态量对比

Fig. 11 Change of state variables for perching maneuvers with different conditions

和俯仰角的变化曲线图。优化结果表明,在给定的变形量阈值和约束条件下,变形量越大对于栖落过程中姿态调控程度越大。

通过观察3种不同情况下最终的优化轨迹图11(c),发现栖落机动轨迹可以分为俯冲与爬升两个阶段,越大的变形量所需要的爬升空间越小,俯冲空间越大,总体上对于自由空间的需求是更小的。同时表明若着陆点固定时,初始时刻的位置需要保持自由,否则优化结果将会产生奇异点或不可行解。

4 结束语

本文针对栖落机动设计了一种变体无人机,通过实验方法并利用统计学原理和平板气动理论进行气动模型辨识,建立了气流坐标系下的纵向动力学模型。使用GPOPS工具箱对栖落机动过程进行了轨迹优化。优化结果表明,具有变体辅助结构的无人机,在栖落过程最终状态能够达到更小俯仰角,具有更高的姿态操纵效率。同时在一定的变形范围内,越大的变形量越有利于提高姿态操纵效率。

参考文献:

- [1] CORY R, TEDRAKE R. Experiments in fixed-wing UAV perching[C]//AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, Honolulu, Hawaii: AIAA, 2008:7256-7267.
- [2] PARANJAPE A A, CHUNG S J, KIM J. Novel dihedral-based control of flapping-wing aircraft with application to perching[J]. IEEE Transactions on Robotics, 2013, 29(5):1071-1084.
- [3] ALIKHAN M, GO T H. Aerodynamic modeling and optimization of sideslip perching maneuver [C]//AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, [S.l.]: AIAA, 2015:5-9.
- [4] ALIKHAN M, PEYADA N K, GO T H. Flight dynamics and optimization of three-dimensional perching maneuver[J]. Journal of Guidance Control Dynamics, 2015, 36(6):1791-1797.
- [5] RAO D M K K V, GO T H. Optimization, stability analysis, and trajectory tracking of perching maneuvers[J]. Journal of Guidance Control & Dynamics, 2014, 37(37):879-888.
- [6] HOBURG W, TEDRAKE R. System identification of post stall aerodynamics for UAV perching[C]//AIAA Infotech @ Aerospace Conference, Seattle, Washington: AIAA, 2009:1930-1938.
- [7] MECKSTROTH C, REICH G. Aerodynamic modeling of small UAV for perching experiments[C]//31st AIAA Applied Aerodynamics Conference, San Diego, CA: AIAA, 2013:3191-3201.

- [8] PUOPOLO M, REYNOLDS R, JACOB J D. Comparison of three aerodynamic models used in simulation of a high angle of attack UAV perching maneuver[C]//51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Dallast, Worth Region; AIAA, 2013:242-251.
- [9] ROBERTS J W, CORY R, TEDRAKE R. On the controllability of fixed-wing perching[C]//American Control Conference. [S. l.]: IEEE, 2009: 2018-2023.
- [10] MOORE J, TEDRAKE R. Powerline perching with a fixed-wing UAV[C]//Proceedings of the AIAA Infotech @ Aerospace Conference. Seattle, WA: AIAA, 2009:1959-1974.
- [11] THOMAS J, POPE M, LOIANNIO G, et al. Aggressive flight with quadrotors for perching on inclined surfaces[J]. *Journal of Mechanisms & Robotics*, 2016, 8(5):1007-1017.
- [12] GRAULE M A, CHIRARATTANANON P, FULLER S B, et al. Perching and takeoff of a robotic insect on overhangs using switchable electrostatic adhesion[J]. *Science*, 2016, 352(6288):978-982.
- [13] MANCHESTER Z R, LIPTON J I, WOOD R J, et al. A variable forward-sweep wing design for enhanced perching in micro aerial vehicles[C]//the 55th Aiaa Aerospace Sciences Meeting. Grapevine, Texas: AIAA, 2017:11-22.
- [14] 何真, 陆宇平, 郑曼曼. 变体无人机栖落机动的仿真与分析[C]//第33届中国控制会议. 南京:[s. n.], 2014:6769-6774.
- HE Zhen, LU Yuping, ZHENG Manman. Simulation and analysis of perching maneuvers for morphing UAVs [C]// the 33th Chinese Control Conference. Nanjing: [s. n.], 2014:6769-6774.
- [15] HE Z, KAN Y, LI D. Deep stall landing strategy for small fixed-wing aircraft aided by morphing [C]// Control and Decision Conference. [S. l.]: IEEE, 2017:6772-6776.
- [16] CORY R E. Supermaneuverable perching[D]. USA: Massachusetts Institute of Technology, 2010.
- [17] 郑曼曼. 变后掠飞行器变体过程的建模与飞行控制设计[D]. 南京:南京航空航天大学, 2015.
- ZHENG Manman. Modeling and flight control of the variable-sweep aircraft in the whole morphing [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2015.
- [18] 刘延柱, 洪嘉振, 杨海兴. 多刚体系统动力学[M]. 北京: 高等教育出版社, 1989.
- LIU Yanzhu, HONG Jiazhen, YANG Haixing. Dynamics of multibody systems [M]. Beijing: Higher Education Press, 1989.
- [19] VENKATESWARA R D, GO T H. Optimization, stability analysis, and trajectory tracking of perching maneuvers[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2014, 37(3): 879-888.

(编辑:张蓓)

