

动态滑翔运动建模、机理分析与航迹优化*

刘多能,侯中喜,郭正,杨希祥,高显忠
(国防科技大学 航天科学与工程学院,湖南 长沙 410073)

摘要:信天翁凭借动态滑翔的飞行技巧从梯度风中获取能量,从而在几乎不拍翅膀的情况下进行长时间、长距离飞行,这种技巧应用于小型无人机上可拓展其完成任务的能力。基于飞行器动力学对梯度风场中的无人机运动方程进行推导和简化处理;利用简化的运动方程,分别从非惯性参考系中的动能定理和机械能变化的角度,对动态滑翔获取能量的机理进行分析;利用微分平坦法,以最小平均控制输入变化率为目标函数,对徘徊模式和平移模式的动态滑翔航迹进行优化计算。分析结果表明:逆风爬升、顺风下滑是动态滑翔基本获能方式。优化结果表明:控制输入变得更加平滑,甚至出现阶段性的常值,使得控制更加简化;徘徊模式下,当风梯度作为决策变量时,优化过程可在 $[0, 0.5\text{ s}^{-1}]$ 的区间上找到使得目标函数值最小的风梯度;平移模式下,目标函数值在该区间上单调递减。

关键词:动态滑翔;运动建模;航迹优化;无人机
中图分类号:V323.3 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-2486(2016)05-078-08

Motion modeling, mechanism analysis and trajectory optimization for dynamic soaring

LIU Duoneng, HOU Zhongxi, GUO Zheng, YANG Xixiang, GAO Xianzhong
(College of Aerospace Sciences and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Albatrosses use a flight manoeuvre which is called the dynamic soaring, to gain energy from horizontal wind gradient so as to travel for a very long journey and the period almost goes on without making stopovers or flapping their wings. Dynamic soaring is considered a promising technique which can be widely applied to UAV (unmanned aerial vehicle) for extending mission capabilities. The EOM (equation of motion) of a small UAV in the gradient wind field was derived and simplified in the air-path frame of axes based on the flight dynamics. According to the theorem of kinetic energy and mechanical energy variation with respect to the noninertial frame of reference respectively, the energy-gain mechanism during dynamic soaring was analyzed by using the simplified EOM. The differential flatness method was employed to solve loiter pattern and travel pattern trajectories for the objective function of minimum average change rate of control inputs. The analysis result indicates that the upwind climb and downwind dive is the basic energy-gain ways of dynamic soaring. The optimal results show that the control inputs are smoothed, even the staged constant inputs to make the actual control simpler. In the optimization of loiter pattern, when the wind gradient is treated as a decision variable, the optimization process finds the optimal wind gradient in the range of $[0, 0.5\text{ s}^{-1}]$ for the objective function. While in the optimization of travel pattern, the value of the objective function is monotonically decreasing in the same range.

Key words: dynamic soaring; motion modeling; trajectory optimization; unmanned aerial vehicle

小型无人机在侦察、监视、地质勘测、环境监控等军用、民用领域的应用越来越广,使得无人机导航与控制的相关研究工作成为热点^[1]。然而,小型无人机机载能源的尺寸和重量有限,限制了许多潜在的应用,特别是长距离、长航时的飞行任务。无人机可以像信天翁一样利用动态滑翔的飞行策略从梯度风场环境中获取能量,从而节省自身能源,增加航程和航时^[2]。梯度风场是指水平风速随着高度变化而变化的风场,广泛而稳定地

分布在地面、水面、地形障碍物上方以及逆温层、高空喷流区^[3]、甚至飓风^[4]之中,因而动态滑翔在小型无人机上具有广阔的应用前景。

信天翁拥有“侧翼锁定”系统,使其在飞行过程中非常轻松地保持翅膀伸展,可看作是固定翼的无人机^[5],也可用固定翼无人机的模型分析其运动特性^[6]。随着最优化算法的发展,许多研究工作对信天翁或者无人机动态滑翔的航迹进行了优化计算,优化目标主要包括最小风梯度、最小滑

* 收稿日期:2015-05-29
基金项目:国家自然科学基金资助项目(11102229,11602298)
作者简介:刘多能(1986—),男,湖南双峰人,博士研究生,E-mail:liuduoneng@nudt.edu.cn;
侯中喜(通信作者),男,教授,博士,博士生导师,E-mail:hzx@nudt.edu.cn

翔周期、最大平移速度等^[7-10]。优化航迹通常有两种:①初始状态与终止状态相同的O形航迹(徘徊模式);②获得水平位移的S形航迹(平移模式)^[7]。前者可应用于无人机定点驻留任务,后者可以实现大范围机动飞行^[8]。在国内,高显忠等首次利用高斯伪谱法得到了O形航迹,通过对航迹进行分段和特征分析,提出了一种简易的导航与控制策略^[11];朱炳杰等分析了动态滑翔过程中迎风上升和高空转弯初期是能量获取的主要阶段^[12]。

综上所述,本文研究的动因包括以下三个方面:①以上相关的研究工作,均采用文献[7]中的简化运动模型,并没有给出详尽的推导过程与简化假设条件;②信天翁在短时间、小范围内做大机动滑翔飞行,控制输入变化率大,它们通过调整翅膀的形态来更好地动态滑翔^[13],然而这对固定翼无人机来说是个挑战,如何减少飞控系统的负担值得研究;③国内有关信天翁与无人机动态滑翔的研究相对偏少,起步较晚,与国外存在较大差距。

基于飞行器动力学对无人机的运动方程进行推导,建立了气流航迹坐标系下的运动方程,从惯性力的角度分析了梯度风对无人机运动的影响,并阐述了简化运动方程的优点和假设条件;然后,分别从非惯性参考系中的动能定理和机械能变化的角度对动态滑翔获取能量的机理进行了分析;最后,以最小平均控制输入变化率为目标函数对航迹进行了优化计算。

1 梯度风场中飞行器运动建模

1.1 风场定义

为了描述方便,本文使用线性的梯度风模型:

$$\dot{W}_{i,x} = -\beta z_i \quad (1)$$

其中, $W_{i,x}$ 是惯性坐标系 F_I 中 x_i 方向的水平风速, β 是水平风速相对高度的变化率, $\beta > 0$ 表示沿 x_i 正向的风速随高度增加而增加, z_i 是 F_I 中的高度坐标,朝下为正。

风速的时间变化率为:

$$\dot{W}_{i,x} = \frac{\partial W_{i,x}}{\partial t} + \frac{\partial W_{i,x}}{\partial z_i} \dot{z}_i \quad (2)$$

其中,右边第一项为局部导数,表征固定高度上风速随时间的变化;第二项为相对导数,表征由于高度的变化引起的风速随时间的变化。风场移动的速度相对飞行器的速度要慢,另外,在一个固定的地点上,风速的变化也较飞行器位置的变化慢,在这种前提下,可把风场视为地点固定、风速不随时间变化的“冻结场”^[14],即 $\partial W_{i,x}/\partial t \approx 0$,结合梯度

风场模型(式(1)),风速的时间变化率为:

$$\dot{W}_{i,x} = -\beta z_i \quad (3)$$

其他方向上的风速和风加速度均假设为0。

1.2 气流航迹坐标系中的运动模型

本文定义了一种新的气流航迹坐标系 F_p ,如图1所示。原点 O 取在飞行器质心, x_p 轴沿着空速矢量方向, y_p 轴与大地平面平行,且垂直于 x_p 轴并指向空速矢量 V_a 的右侧, z_p 轴按右手坐标系确定。 χ 、 γ 分别是气流航迹方位角和爬升角,它们与传统气动坐标系 F_A 中的气动角定义一样,不同的是气动角中还有一个气动滚转角 μ ,用来表示升力矢量 L 绕 V_a 的转动^[15]。本文中带有下标 p 的符号表示在 F_p 中表达的物理量。

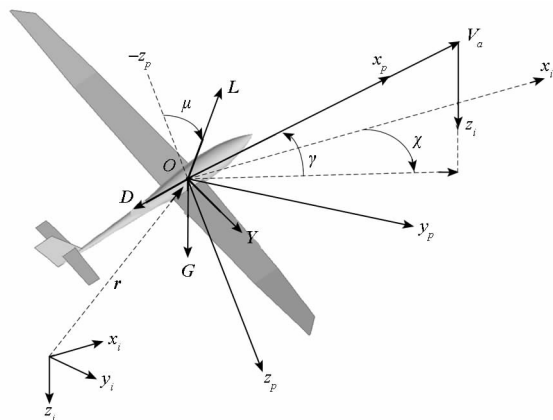


图1 飞行器受力分析与气流航迹角定义

Fig. 1 Forces acting on unmanned aerial vehicle and definition of air-path angles

在 F_p 中,飞行器的惯性速度表示为:

$$\mathbf{V}_{i,p} = \mathbf{V}_{a,p} + \mathbf{T}_{pl} \mathbf{W}_i \quad (4)$$

其中, $\mathbf{V}_{a,p} = [V_a \ 0 \ 0]^T$ 是 F_p 和 F_A 中的空速向量, $\mathbf{W}_i = [W_{i,x} \ W_{i,y} \ W_{i,z}]^T$ 是 F_I 中的风速, $\mathbf{T}_{pl}$ 是 F_I 到 F_p 的坐标变换矩阵,根据气流航迹角的定义有:

$$\mathbf{T}_{pl} = \begin{bmatrix} C_\gamma C_\chi & C_\gamma S_\chi & -S_\gamma \\ -S_\chi & C_\chi & 0 \\ S_\gamma C_\chi & S_\gamma S_\chi & C_\gamma \end{bmatrix} \quad (5)$$

其中, $C(\cdot)$ 、 $S(\cdot)$ 分别是 $\cos(\cdot)$ 、 $\sin(\cdot)$ 的简化符号。

根据牛顿第二定律以及绝对导数的求法可得:

$$\begin{aligned} \frac{d\mathbf{V}_{i,p}}{dt} &= \frac{d\mathbf{V}_{a,p}}{dt} + \frac{d\mathbf{T}_{pl}}{dt} \mathbf{W}_i + \mathbf{T}_{pl} \frac{d\mathbf{W}_i}{dt} \\ &= \frac{\partial \mathbf{V}_{a,p}}{\partial t} + \boldsymbol{\Omega}_p \times \mathbf{V}_{a,p} + \left(\frac{\partial \mathbf{T}_{pl}}{\partial t} + \boldsymbol{\Omega}_p \times \mathbf{T}_{pl} \right) \mathbf{W}_i + \\ &\quad \mathbf{T}_{pl} \frac{d\mathbf{W}_i}{dt} = \frac{\mathbf{F}_p}{m} \end{aligned} \quad (6)$$

其中, $\mathbf{\Omega}_p = [-\dot{\chi}S_\gamma \quad \dot{\gamma} \quad \dot{\chi}C_\gamma]^\top$ 是 F_p 的角速度矢量, F_p 是合外力矢量。坐标转换矩阵 T_{pl} 的绝对导数为^[20-21]:

$$\frac{dT_{pl}}{dt} = \frac{\delta T_{pl}}{\delta t} + \mathbf{\Omega}_p \times T_{pl} = \mathbf{O} \quad (7)$$

在式(6)中代入式(7)以及气动力、重力的表达式得:

$$\begin{aligned} \frac{dV_{i,p}}{dt} &= \frac{\delta V_{a,p}}{\delta t} + \mathbf{\Omega}_p \times V_{a,p} + T_{pl} \frac{dW_i}{dt} \\ &= T_x(-\mu) \begin{bmatrix} -D \\ Y \\ -L \end{bmatrix} + mT_{pl} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (8)$$

其中, T_x 表示绕 x_p 轴转动的坐标转换矩阵。将式(8)展开成分量形式并适当调整可得:

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \dot{V}_a \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} &= \frac{1}{m} \begin{bmatrix} -D - mgS_\gamma \\ LS_\mu + YC_\mu \\ -LC_\mu + YS_\mu + mgC_\gamma \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ -\dot{\chi}V_aC_\gamma \\ \dot{\gamma}V_a \end{bmatrix} + \\ &\begin{bmatrix} -\dot{W}_{i,x}C_\gamma C_\chi - \dot{W}_{i,y}C_\gamma S_\chi + \dot{W}_{i,z}S_\gamma \\ \dot{W}_{i,x}S_\chi - \dot{W}_{i,y}C_\chi \\ -\dot{W}_{i,x}S_\gamma C_\chi - \dot{W}_{i,y}S_\gamma S_\chi - \dot{W}_{i,z}C_\gamma \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (9)$$

式(9)表示的是在 F_p 中表达的飞行器相对于运动空气的加速度,参考系不再是惯性参考系(式(8)),牛顿第二定律不再适用,因而在运动方程的右侧出现了惯性力。式(9)右侧第一项为常规外力,包括气动力与重力;第二项是由 F_p 自身的转动引起的等效离心力^[16],这是一种典型的惯性力;第三项也是一种惯性力,被称为动态滑翔力。虽然动态滑翔力是一种虚拟力,但当由风梯度引起的风切变($\dot{W}_{i,x}, \dot{W}_{i,y}$)存在时,这个力对飞行器的运动作用明显。整理公式后可得到一个一阶微分方程组:

$$\begin{aligned} \dot{V}_a &= (1/m)(-D - mgS_\gamma - m\dot{W}_{i,x}C_\gamma C_\chi - \\ &m\dot{W}_{i,y}C_\gamma S_\chi + m\dot{W}_{i,z}S_\gamma) \end{aligned} \quad (10)$$

$$\begin{aligned} \dot{\chi} &= (LS_\mu + YC_\mu + m\dot{W}_{i,x}S_\chi - m\dot{W}_{i,y}C_\chi) / \\ &(mV_aC_\gamma) \end{aligned} \quad (11)$$

$$\begin{aligned} \dot{\gamma} &= (LC_\mu - YS_\mu - mgC_\gamma + m\dot{W}_{i,x}S_\gamma C_\chi + \\ &m\dot{W}_{i,y}S_\gamma S_\chi + m\dot{W}_{i,z}C_\gamma) / (mV_a) \end{aligned} \quad (12)$$

其中,气动力 D, Y, L 可利用气动导数进行计算。这个方程组的特点是:空速向量及其导数在 y_p 和 z_p 轴上的分量正好是0,重新整理方程后,出现了关于气流航迹角的微分表达式。气流航迹角能直

接表达 F_l 和 F_p 之间的关系,而 μ 将 F_p 与 F_A 联系在一起,使得包含风速的项与气动力项变得更加简单;然而,气动滚转角 μ 未知,微分方程无法求解,而且以上两个气流航迹角并不能完整表达飞行器运动的姿态。求解飞行器转动的动力学与运动学方程可得到机体坐标系下的姿态角(ψ, θ, φ),再根据机体、气流航迹和惯性坐标系之间的相互转换关系,可得到 μ 的计算公式,但计算过程比较烦琐。

运动模型式(10)~(12)可以作如下简化^[7]:

$$\dot{V}_a = (1/m)(-D - mgS_\gamma - m\dot{W}_{i,x}C_\gamma C_\chi) \quad (13)$$

$$\dot{\chi} = (LS_\mu + m\dot{W}_{i,x}S_\chi) / (mV_aC_\gamma) \quad (14)$$

$$\dot{\gamma} = (LC_\mu - mgC_\gamma + m\dot{W}_{i,x}S_\gamma C_\chi) / (mV_a) \quad (15)$$

$$\dot{x}_i = V_aC_\gamma S_\chi + W_{i,x} \quad (16)$$

$$\dot{y}_i = V_aC_\gamma S_\chi \quad (17)$$

$$\dot{z}_i = -V_aS_\gamma \quad (18)$$

其中,式(16)~(18)为导航方程,可由式(4)经坐标系转换得到。而动力学方程式(13)~(15)较之式(10)~(12),采用了如下假设条件:

1) 采用了2.1节所述风场模型,风速沿 x_i 轴方向;

2) 忽略侧力 Y ;

3) 将 C_L 与 μ 当作控制输入,并假设控制系统能够跟踪 C_L 和 μ ^[17];

4) 阻力通过式(19)估算:

$$C_D = C_{D0} + KC_L^2 \quad (19)$$

其中, C_{D0} 是寄生阻力系数, K 是升致阻力系数。

这种简化,巧妙地避开了转动运动方程的求解与气动力(D 和 Y)、力矩的复杂计算,式(10)~(12)也转换成一组可直接单独求解的微分方程,求解变得简单。这种简化的运动方程直观地以空速和气流航迹角为状态量,以 C_L 和 μ 作为控制输入,计算量较小,已经大量用于动态滑翔航迹优化的研究工作^[7-10]。

2 动态滑翔能量获取机理分析

飞行器通过动态滑翔从梯度风中获取能量的原理可以直观地解释为:逆风爬升过程中风速增加、顺风下滑过程中风速减小使得空速有增加趋势,导致相对于空气的动能和机械能有增加的趋势。同样地,也可从动能定理和机械能变化的角度出发,用解析的形式来分析动态滑翔的获能机理。

2.1 动能定理分析

从时刻 t_1 到 t_2 , 飞行器相对于空气的动能变化可表示如下:

$$\Delta E_k = \frac{1}{2} m V_a^2(t_2) - \frac{1}{2} m V_a^2(t_1) = m \int_{t_1}^{t_2} V_a \dot{V}_a dt \quad (20)$$

综合式(3)、式(13)、式(18)和式(20)得:

$$\Delta E_k = \int_{s_{a,1}}^{s_{a,2}} (-D) ds_a + \int_{z_{i,1}}^{z_{i,2}} mg dz_i + \int_{s_{a,1}}^{s_{a,2}} (-m\beta V_a S_\gamma C_\gamma C_\chi) ds_a = W_{\text{external}} \quad (21)$$

其中, s_a 是相对于空气的航迹长度, $ds_a = V_a dt$, W_{external} 是所有外力做的功。等式中间第一项为阻力做的功, 始终是负值; 第二项是重力做的功, 重力是保守力, 与路径 s_a 无关, 代表重力势能与动能的相互转换; 第三项是动态滑翔力做的功。为了确保该时间段内飞行器在风场中获取能量, 第三项的值必须为正, 才有可能超过第一项阻力做的功, 获得总能量的增加。当 $\beta > 0$ 时有:

$$\begin{cases} \gamma \in (0^\circ, 90^\circ), \chi \in (270^\circ, 360^\circ) \cup [0^\circ, 90^\circ) \\ \gamma \in (0^\circ, -90^\circ), \chi \in (90^\circ, 270^\circ) \end{cases} \quad (22)$$

式(22)分别代表逆风爬升、顺风下滑两种能量获取的方式, 这就是动态滑翔获能的基本原理。同时, 由式(21)可以看出, 在非惯性系中引入惯性力后, 动能定理同样成立。

2.2 机械能分析

飞行器相对于空气的机械能可表示如下:

$$E = -mgz_i + \frac{1}{2} m V_a^2 \quad (23)$$

对式(23)求导, 并代入式(13)得机械能变化率:

$$\dot{E} = -DV_a - mV_a^2 \beta S_\gamma C_\gamma C_\chi \quad (24)$$

由式(24)可知, 机械能的瞬时变化只与阻力的功率以及动态滑翔力的功率相关。重力为保守力, 机械能的变化已经包含了其功率, 在式(13)代入式(23)的过程中抵消了。当 $\beta > 0$ 时, 要想飞行器机械能增加, 动态滑翔力的功率必须大于阻力的功率, 必要条件与式(22)一致。

3 航迹优化

3.1 优化问题描述

动态滑翔可以通过逆风爬升、顺风下滑从梯度风场中获取能量, 但是信天翁或者无人机不可能一直以其中某种状态持续飞行, 因为:

- 1) 梯度风存在的高度范围有限;
- 2) 飞行器的寄生阻力系数与失速特性形成了空速的上下边界^[17];
- 3) 阻力的功率与空速的立方成正比, 可能会超过动态滑翔力的功率, 使得能量不再增加。

根据瑞利的观察, 如果用两个过度的转弯将这两种状态首尾相接形成一个空间的闭环, 在爬升和下降时获取能量, 在转弯过程中消耗获取的能量, 形成一个能量的闭环, 并回到初始的状态, 这就是完整的动态滑翔过程——瑞利环^[18]。这个空间与能量的闭环运动, 可以不断重复执行, 如果两个转弯的方向一致, 可实现长时间无动力区域驻留, 如果相反, 还可实现位置平移。

动态滑翔的四个过程运动特征迥异却又紧凑衔接, 需要从全局层面来考虑整个运动过程中的能量供需平衡。本文以最小平均控制输入的变化率为目标函数, 利用微分平坦法, 结合内点法优化解算器 (Interior Point OPTimizer, IPOPT) 求解器对航迹进行了优化计算^[8]。优化采用一组典型成年信天翁参数^[19], 如表1所示。由于信天翁的质量、外形与气动参数与某些小型无人机相当, 本文的结论不失一般性, 有关参数的敏感性分析可参考文献[8]。

针对徘徊模式的优化问题描述如下:

$$\min J = - \int_{t_0}^{t_f} |\dot{C}_L| dt - \omega \int_{t_0}^{t_f} |\dot{\mu}| dt \quad (25)$$

$$\text{w. r. t} \begin{cases} \mathbf{X}(t) = [V_a, \gamma, \chi, x_i, y_i, z_i]^T \\ \mathbf{U}(t) = [C_L, \mu]^T \end{cases} \quad (26)$$

$$\text{s. t. } \dot{\mathbf{X}}(t) = f(\mathbf{X}(t), \mathbf{U}(t)) \quad (27)$$

$$\mathbf{X}(t_f) = \mathbf{X}(t_0) \quad (28)$$

$$\begin{pmatrix} 12 \text{ m/s} \\ -60^\circ \\ 0 \\ -70^\circ \\ 0 \\ 4 \text{ s} \end{pmatrix} \leq \begin{pmatrix} V_a(t) \\ \gamma(t) \\ C_L(t) \\ \mu(t) \\ n(t) \\ t_f \end{pmatrix} \leq \begin{pmatrix} 28 \text{ m/s} \\ 60^\circ \\ 1.5 \\ 70^\circ \\ 3 \\ 30 \text{ s} \end{pmatrix} \quad (29)$$

其中: t_0, t_f 为起始与终端时间; $\omega = (C_{L,\max} - C_{L,\min}) / (\mu_{\max} - \mu_{\min})$ 是权系数; $n = L/mg$ 为载荷系数; 式(26)代表运动方程式(13)~(18), 式(29)中的边界约束条件来自大量的观察和实验^[19]。

针对平移模式的优化问题, 只需将式(28)中有关 x_i, y_i 的约束变成:

$$\arctan2[y_i(t_f), x_i(t_f)] = \psi_{\text{travel}} \quad (30)$$

其中, ψ_{travel} 是指平移的方向。其余的优化目标、

约束保持不变。

表 1 信天翁建模参数
Tab. 1 Albatross modeling parameters

参数	含义	取值
C_{D0}	寄生阻力系数	0.033
K	升致阻力系数	0.019
m/kg	重量	9.0
S/m^2	翼面积	0.65
b/m	翼展	3.47
AR	展弦比	18.52
$(L/D)_{\max}$	最大升阻比	20

3.2 徘徊模式优化结果

不同风梯度情况下徘徊滑翔模式的优化航迹如图 2 所示,为了清楚显示航迹的空间位置,高度随时间变化的曲线如图 3 所示。不同航迹对应的输入变化如图 4 与图 5 所示。

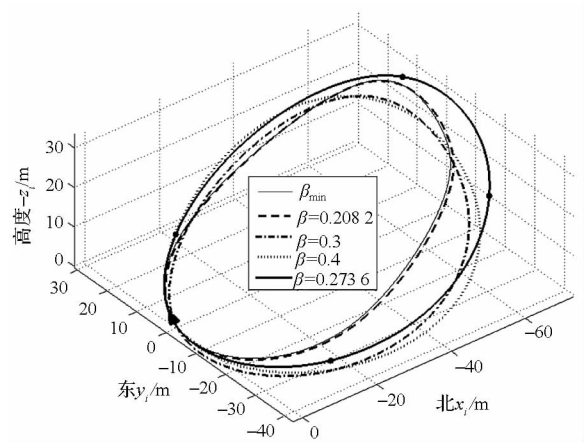


图 2 徘徊模式优化航迹
Fig. 2 Optimal trajectories for loiter pattern

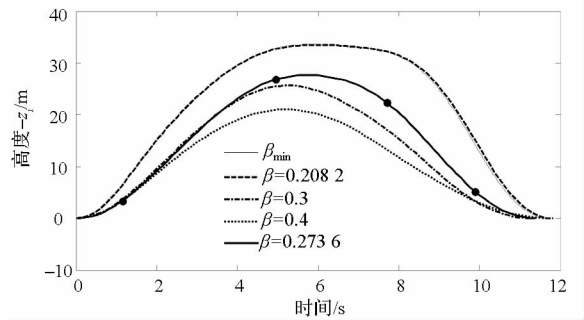


图 3 徘徊模式优化航迹的高度变化
Fig. 3 Height variation of optimal trajectories for loiter pattern

图 2~5 中的细实线代表优化目标为最小风梯度的优化结果,得到实现闭合轨迹所需的最小

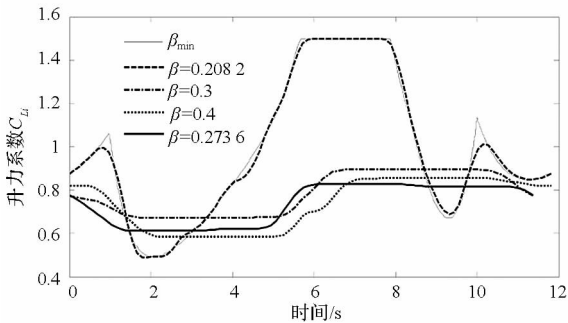


图 4 徘徊模式最优升力系数
Fig. 4 Optimal lift coefficient for loiter pattern

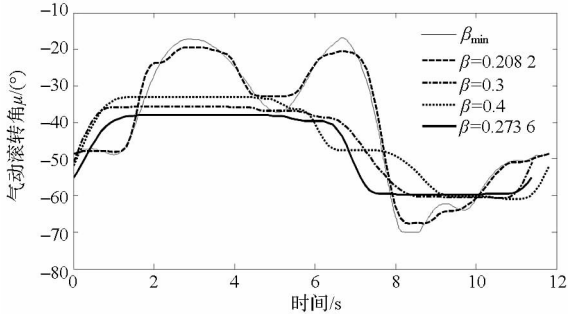


图 5 徘徊模式最优气流滚转角
Fig. 5 Optimal aerodynamic bank angle for loiter pattern

风梯度为 $\beta_{\min} = 0.2082 \text{ s}^{-1}$ 。然后,设定 $\beta = 0.2082 \text{ s}^{-1}$,以式(25)为优化目标,得到的优化结果以双划线表示,基本与前者的优化结果重合,表明 $\beta = 0.2082 \text{ s}^{-1}$ 已经是徘徊模式的临界状态,控制输入的变化已经难以变小;然而图 4 和图 5 中后者的优化控制输入较前者在突变或者峰值处明显变得平滑,目标函数值有轻微减小。闭合航迹的目标函数值如表 2 所示,表中第一列的优化结果对应的目标函数本是 $J = \min\beta$,为了便于与其他优化结果比较,这里列出的目标函数值由式(25)计算得到。

随着风梯度的增加,优化控制输入的变化量减小迅速($\beta = 0.3 \text{ s}^{-1}$ 的优化结果用点划线表示),使得控制输入在一定的时间段内基本保持常值,可见风梯度的增加意味着环境中可利用的能量增加,为控制提供了更多调整的空间,使得控制更加简单。但当风梯度继续增加,控制输入的最小变化量有增加的趋势($\beta = 0.4 \text{ s}^{-1}$),可能由于一定高度上的风速随着梯度的增加而增加,无人机要飞出向逆风方向倾斜的闭合 O 形航迹需要增加控制的变化来进行调整,如图 2 中闭合航迹的范围有所增大,又如图 3 中闭合航迹所能达到的最高高度有所下降。可见,在 $[\beta_{\min}, 0.4 \text{ s}^{-1}]$ 区间上必然存在一个使得式(25)取值最小的最

优风梯度,在式(26)中增加一个决策变量 β ,在式(29)中增加一个约束 $0 \leq \beta \leq 0.5$,优化结果表明式(25)在 $\beta = 0.273\ 6$ 处取得极小值,其优化结果以虚线在各图中显示。

表2 徘徊模式不同优化航迹的目标函数值					
Tab.2 Objective function value of different optimal trajectories for loiter pattern					
风梯度 β/s^{-1}	0.208 2	0.208 2	0.3	0.4	0.273 6
目标 函数值	4.429 1	4.274 4	0.979 6	1.143 1	0.894 1

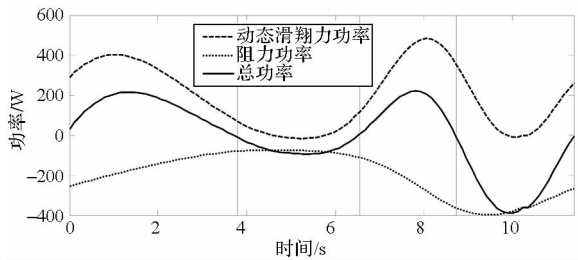
3.3 能量获取机理分析验证

为了验证第3节的结论,本文以 $\beta = 0.273\ 6/\text{s}$ 的优化结果为例,分析了滑翔过程中的功率和能量的变化。

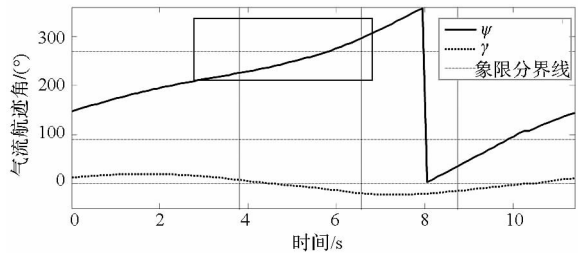
因为徘徊模式的优化航迹具有周期性,为了使结果更加清晰,可将航迹起始点向后平移,并依据能量变化率的正负将航迹分为与瑞利环的特征类似的四个阶段,依次为:逆风爬升、高空转弯、顺风下滑与低空转弯,功率计算利用式(24)。如图6(a)所示,竖直细实线代表阶段间的切换,并在图2、图3中用圆点作了标注,与之对应的气流航迹角如图6(b)所示。从图中可见,阻力的功率始终为负,低空转弯阻力消耗的功率大于高空转弯,这是由于低空转弯时的空速较大;在爬升与下滑阶段,由于气流航迹角满足式(22),动态滑翔力的功率始终为正,并能够完全抵消阻力的负功率,使得总功率为正;只有在高低空转弯阶段,当气流航迹角不满足式(22)时,动态滑翔力的功率才出现较小的负值。

对图6(a)所示的功率按时间进行积分计算,得到各外力做的功如图7(a)所示。动态滑翔力与阻力(非保守力)做的功之和,用图中浅灰色区域的高度表示,正好等于粗虚线表示的机械能增加量,机械能计算利用式(23)。从整个滑翔过程来看,无人机通过爬升、下滑过程从梯度风中获取的能量,绝大部分用于克服阻力做功,剩余的能量转化为机械能,特别是在低空转弯阶段消耗了大量的梯度风能,使得飞行器的机械能在最后减小到初始值。而在图7(b)中,重力做的功由深灰色区域的高度表示,与浅灰色区域有重叠说明重力做负功,在浅灰色区域上方表示做正功,两个区域边界的交点表示回到起始高度;非保守力做的功与重力做的功之和用深灰色区域的外边界表示,

正好等于粗实线表示的动能增加量,这与式(21)中的动能定理结论一致。此外,图中后期出现的曲线与色域边界的偏差为数值积分的误差所致。

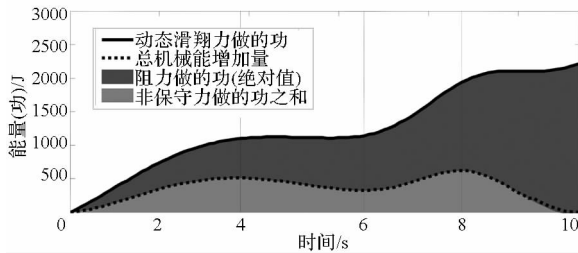


(a) 功率变化
(a) Power variation

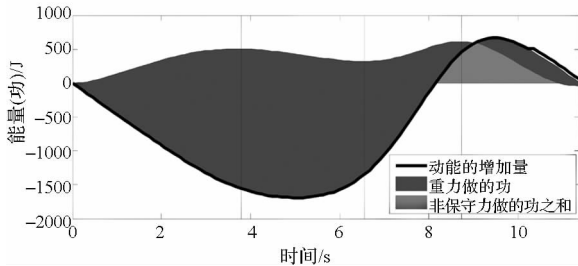


(b) 气流航迹角变化
(b) Air-path angles variation

图6 徘徊模式功率变化分析
Fig.6 Analysis of power variation for loiter pattern



(a) 非保守力做功变化
(a) Variation of the work done by nonconservative forces



(b) 动能增加量变化
(b) Variation of kinetic energy increment

图7 徘徊模式动能定理验证
Fig.7 Validation of the theorem of kinetic energy for loiter pattern

3.4 平移模式优化结果

不同风梯度情况下平移模式(以 $\psi_{\text{travel}} = 90^\circ$

为例)的优化航迹如图 8 所示,对应的高度变化如图 9 所示,优化的控制输入如图 10、图 11 所示,不同优化航迹对应的目标函数值在表 3 中汇总。与徘徊模式类似,在侧向平移所需的最小风梯度情况下,以式(25)为目标函数的最优航迹、控制输入基本与目标函数为最小风梯度的结果重合,在突变或者峰值处明显变得平滑,平均控制输入变化量稍有减少。与徘徊模式不同的是风梯度增大,优化结果的目标函数值呈下降趋势,当将风梯度作为决策变量时,在 $0\leq\beta\leq 0.5$ 的区间上,优化过程也自动选择了 $\beta=0.5$ 的风梯度。可见,在该区间上,最小平均控制输入变化量随风梯度的增加而减小,呈单调性。这是由于平移模式的终端约束式(30)只对方向进行约束,相比徘徊模式的闭合轨迹约束更加宽松,随着 β 增大,无人机有向更高高度飞行的趋势,在高空完成转弯后不用回到一个严格的终点,只需要不断逼近一个固定的方向,控制输入调整的空间更大。

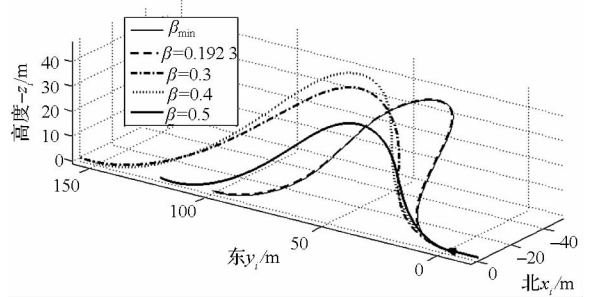


图 8 平移模式优化航迹

Fig. 8 Optimal trajectories for travel pattern

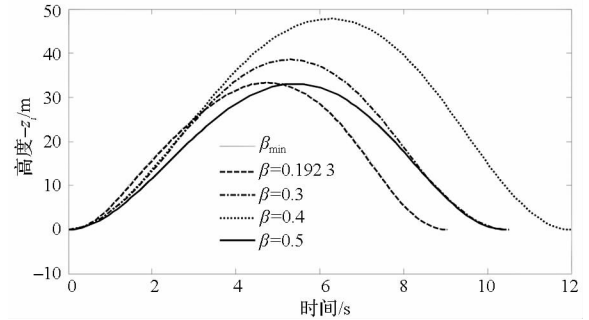


图 9 平移模式优化航迹的高度变化

Fig. 9 Height variation of optimal trajectories for travel pattern

表 3 平移模式不同优化航迹的目标函数值

Tab. 3 Objective function value of different optimal trajectories for travel pattern

风梯度 β/s^{-1}	0.192 3	0.192 3	0.3	0.4	0.5
目标 函数值	5.639 6	5.589 1	1.561 7	1.085 7	0.864 9

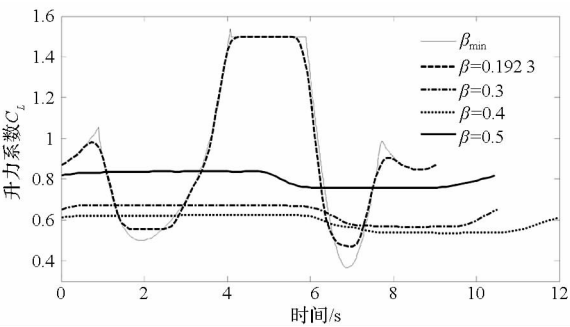


图 10 徘徊模式最优升力系数

Fig. 10 Optimal lift coefficient for loiter pattern

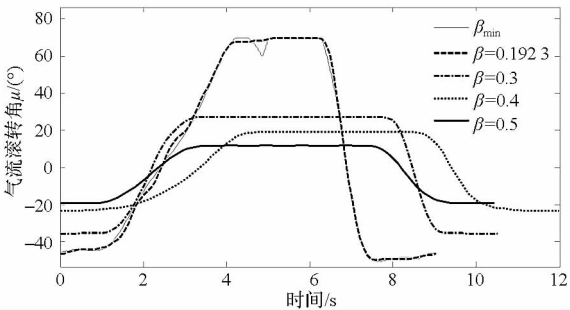


图 11 平移模式最优气动滚转角

Fig. 11 Optimal aerodynamic bank angle for travel pattern

4 结论

1) 无人机可在梯度风中实现动态滑翔,本文在动力学模型中引入梯度风的影响,定义了动态滑翔力;从推导的运动方程来看,虽然动态滑翔力是一种虚拟力,但当风梯度存在时,这个力对飞行器的运动作用明显;将运动方程简化,并给出了简化的理由和条件。

2) 从动能定理与机械能增加的角度,利用简化的运动方程对动态滑翔的机理进行分析,结果表明:逆风爬升、顺风下滑是无人机梯度风能量获取的两种飞行方式。通过基于优化航迹的能量及能量变化率对这一结论进行了验证。

3) 为了使控制更加简单从而减小飞控系统的负担,以最小平均控制输入变化率为目标函数,利用微分平坦法对徘徊模式与平移模式航迹进行优化计算,优化结果表明:控制输入的变化更加平滑,甚至出现阶段性的常值,将更容易被飞控系统跟踪控制;徘徊模式下,在风梯度为 $0.273\ 6\ \text{s}^{-1}$ 时出现最小目标函数值;而平移模式下,目标函数在风梯度为 $[0, 0.5\ \text{s}^{-1}]$ 区间上单调递减。

参考文献 (References)

[1] Kurnaz S, Cetin O, Kaynak O. Fuzzy logic based approach to design of flight control and navigation tasks for autonomous

unmanned aerial vehicles [J]. Journal of Intelligent and Robotic Systems, 2009, 54(1): 229 – 244.

[2] Langelaan J W, Roy N. Enabling new missions for robotic aircraft[J]. Science, 2009, 326(5960): 1642 – 1644.

[3] Bencatel R, de Sousa João T, Girard A. Atmospheric flow field models applicable for aircraft endurance extension[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2013, 61: 1 – 25.

[4] Grenestedt J, Montella C, Spletzer J. Dynamic soaring in hurricanes[C]//Proceedings of International Conference on Unmanned Aircraft Systems, 2012.

[5] Denny M. Dynamic soaring: aerodynamics for albatrosses[J]. European Journal of Physics, 2009, 30(1): 75 – 84.

[6] Wood C J. The flight of albatrosses (a computer simulation)[J]. IBIS, 1973, 115(2): 244 – 256.

[7] Zhao Y J. Optimal patterns of glider dynamic soaring[J]. Optimal Control Appication and Methods, 2004, 25(2): 67 – 89.

[8] Deittert M, Richards A, Toomer C A, et al. Engineless unmanned aerial vehicle propulsion by dynamic soaring[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2009, 32(5): 1446 – 1457.

[9] Grenestedt J L, Spletzer J R. Towards perpetual flight of a gliding unmanned aerial vehicle in the jet stream [C]// Proceedings of 49th IEEE Conference on Decision and Control, 2010: 6343 – 6349.

[10] Akhtar N, Whidborne J F, Cooke A K. Real-time optimal techniques for unmanned air vehicles fuel saving [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2012, 226(10): 1315 – 1328.

[11] Gao X, Hou Z, Guo Z, et al. Analysis and design of guidance strategy for dynamic soaring with UAVs[J]. Control Engineering Practice, 2014, 32: 218 – 226.

[12] 朱炳杰, 侯中喜. 无人机风梯度滑翔过程中能量变化[J]. 国防科技大学学报, 2015, 37(1): 78 – 83.

ZHU Bingjie, HOU Zhongxi. The energy transformation in dynamic soaring of UAVs[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2015, 37(1): 78 – 83. (in Chinese)

[13] Barnes J P. How flies the albatross—the flight mechanics of dynamic soaring[J]. SAE Paper, 2004, 11: 2004 – 01 – 3088.

[14] 肖业伦. 大气扰动中的飞行原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 1992: 110 – 111.

XIAO Yelun. Flight principle in atmospheric turbulence [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1992: 110 – 111. (in Chinese)

[15] Boiffier J. Dynamics of flight: equations [M]. Chichester, UK: John Wiley & Sons, Inc, 1998.

[16] Mcruer D, Ashkenas I, Graham D. Aircraft dynamics and automatic control [M]. USA: Princeton University Press, 1973.

[17] Lawrance N R J. Autonomous soaring flight for unmanned aerial vehicles [D]. Australia: the University of Sydney, 2011.

[18] Rayleigh J W S. The soaring of birds[J]. Nature, 1883, 27: 534 – 535.

[19] Sachs G. Minimum shear wind strength required for dynamic soaring of albatrosses[J]. IBIS, 2005, 147(1): 1 – 10.

[20] Etkin B. Dynamics of atmospheric flight [M]. USA: John Wiley & Sons, Inc, 1972.

[21] Phillips W F. Mechanics of flight[M]. 2nd ed. USA: John Wiley and Sons, Inc, 2010.