

# 基于六自由度模型的高空动态滑翔探究

刘思奇, 白俊强

(西北工业大学 航空学院, 陕西 西安 710072)

**摘要:** 动态滑翔技术是一种新兴的飞行器增程技术, 通过从横向梯度风场中获取能量, 有效减少了飞行器能量消耗。相对于近地表小型无人机, 动态滑翔技术在高空长航时飞行器的应用中需要额外考虑存在的持续侧风影响, 侧滑角的影响不能直接忽略, 对飞行动力学模型提出了更高的要求。基于六自由度方程的高空动态滑翔动力学模型进行了动力学建模, 以代替传统的质点模型; 针对高空动态滑翔的能量变化原理进行了推导; 分析了高空风场对动态滑翔无人机的影响及最优风场能量获取方法及能量节约效率, 并通过飞行仿真验证了高空风向对动态滑翔的效果影响。研究表明: 基于六自由度方程的高空动态滑翔动力学模型能够更真实地反映高空动态滑翔动力学特点; 动态滑翔能够有效提高高空飞行器续航能力; 高空风向对动态滑翔效率有明显影响。

**关键词:** 动态滑翔; 无人机; 航迹优化; 侧滑角; 高空飞行

**中图分类号:** V211.3

**文献标志码:** A

**文章编号:** 1000-2758(2021)04-0703-09

高空长航时无人机具有机动能力强、空间覆盖范围广、任务承载能力较强的特点, 可对目标实施长时间侦察监视, 同时运行成本和任务风险相较有人飞行器较低, 在侦查、中继及区域通信等领域得到了越来越多的关注和应用<sup>[1]</sup>。为了进一步提高高空长航时无人机的任务能力, 追求更长的续航时间与飞行距离成为了当下的研究热点之一。受信天翁等鸟类滑翔启发, 研究人员将目光转向了从环境中获取能量的动态滑翔技术, 有望成为进一步增加续航时间与飞行距离的关键技术之一。

动态滑翔技术通过合理的设计使飞行姿态与飞行轨迹之间相匹配, 从而能够从横向梯度风场中获取额外能量减少飞行能量消耗, 达到延长续航的目的, 是一种新兴的增程技术。自然界中鸟类能够通过动态滑翔有效达到增加续航的目的; Sachs 等对漂泊信天翁进行实验观察, 发现其能够在 13.2 天内以 81 W 的飞行功率不间断地完成南佐治亚至西南太平洋的迁徙, 整个飞行过程消耗相当于 5.6~11.9 L 汽油的能量, 超过信天翁自身的能量储备总值<sup>[2]</sup>。动态滑翔技术在应用中不需对气动外形做出修改,

应用灵活, 可以用于各类飞行器。

近年来, 随着模拟仿真技术与数值算法的进步, 动态滑翔技术研究开始超越观察实验, 在理论和应用上取得了新的发展。Zhao 利用 NPSOL 软件模拟了动态滑翔飞行器的最小燃油消耗<sup>[3]</sup>, Sachs 则研究了动态滑翔所需的最小风切变<sup>[4]</sup>。Deittert 等利用微分平滑方法对小型无人机动态滑翔飞行路径进行了研究<sup>[5]</sup>。国内近年对于动态滑翔的研究也取得了一定的成果, 朱炳杰等利用高斯伪谱法分析了动态滑翔最优航迹中的能量变化<sup>[6]</sup>。刘多能等利用 Runge-Kutta 积分方法针对不同类型的环绕形态及迁移形态的动态滑翔飞行轨迹进行了优化求解<sup>[7]</sup>。单上求等对动态滑翔飞行过程中的能量转化机理进行了研究<sup>[8]</sup>。

在对动态滑翔技术进行研究的过程中, 出于控制变量及突出重点的目的, 上述研究大多选用近海面的中小型无人机作为研究对象, 并采用质点模型对飞行器进行描述。

动态滑翔技术在高空领域的应用能有效提高其航程与航时, 但目前对高空动态滑翔的研究尚有一

**收稿日期:** 2020-11-09

**基金项目:** 国家自然科学基金(11602199)资助

**作者简介:** 刘思奇(1990—)西北工业大学博士研究生, 主要从事飞行器设计、飞行力学研究。

**通信作者:** 白俊强(1971—), 西北工业大学教授, 主要从事飞行器设计研究。e-mail: junqiang@nwpu.edu.cn

些问题研究不够深入。对由于近地面和高空风场形式差异带来的能量获取效率影响、建模中高空风场侧滑带来的额外受力影响分析、高空风向改变引起的能量获取效率变化等。本文将针对这些问题进行分析。

在高空动态滑翔领域的研究中,由于横向梯度风场带来的侧风持续存在且较为强烈,在研究过程中无法忽视侧滑与侧风带来的影响,因此质点模型已不再适用。本文综合考虑动态滑翔技术和高空风场特点,结合高空风场侧滑模型,采用基于六自由度方程的高空动态滑翔动力学模型,能够更实际地反映高空动态滑翔飞行的特点。针对高空风场风梯度值为负、风速大、高度广的特点,考虑较大侧滑条件下研究了飞行器达到最大能量获取率的方法与条件。本文从公式推导和仿真验证两方面分析了高空动态滑翔的动力学特点,验证了基于六自由度方程的高空动态滑翔动力学模型的有效性,讨论了高空动态滑翔能量节约效率,分析了高空风场对动态滑翔能量获取效率的影响。

## 1 研究对象问题描述及建模

### 1.1 问题描述

高空动态滑翔技术能够有效提高飞行器续航能力,但当前对其研究中缺少相关分析:

1) 高低空风场环境之间的差异,两者风梯度符号相反,变化范围与高度范围相差巨大,会对高空飞行策略的选择造成较大影响;

2) 影响高空动态滑翔能量获取效率的分析,飞行姿态和飞行速度等要素对能量获取效率的影响及最佳能量获取方法;

3) 高空风侧滑的影响,不同风向与飞行速度之间的角度对动态滑翔能量获取效率的影响分析。

本文聚焦上述问题,对高空动态滑翔动力学建模、最佳能量获取方式及高空风向对能量获取的影响进行了分析与仿真验证。

动态滑翔技术是利用风场梯度即速度差通过类似冲浪或乒乓球的原理,在风速高处利用风场惯性力获取额外速度同时在低速区完成转向,从而完成周期性飞行过程,不断从风场中获取额外能量维持飞行,进而提高续航性能。在进入数字仿真时代后,常常应用轨迹优化的方法对动态滑翔最优途径进行分析。由于低空风场具有较大的风梯度更适合动态

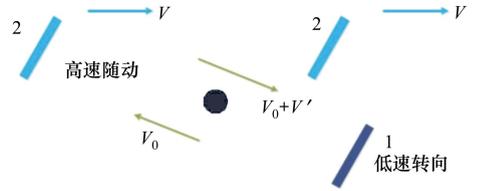


图 1 动态滑翔原理示意

滑翔研究,目前的研究集中于中小型飞行器低空动态滑翔部分,风速相对飞行器速度偏低不需考虑侧滑等影响,为了简化计算,传统动态滑翔中常用质点模型<sup>[4]</sup>,完全忽略了侧滑带来的影响。质点模型表达如下:

$$m\dot{V} = T - D - mgsiny - m\dot{V}_w \cos\gamma \sin\psi$$

$$mV \cos\gamma \dot{\psi} = L \sin\mu - m\dot{V}_w \cos\psi \quad (1)$$

$$mV \dot{\gamma} = L \cos\mu + m\dot{V}_w \sin\gamma \sin\psi - mg \cos\gamma$$

$$L = \rho S_w C_L V^2 / 2$$

$$D = \rho S_w C_D V^2 / 2 \quad (2)$$

$$C_D = C_{D0} + K_D C_L^2$$

基于该质点模型,近地面动态滑翔能够满足分析与仿真验证的需要<sup>[2]</sup>,但不足以有效描述高空动态滑翔飞行的特征。

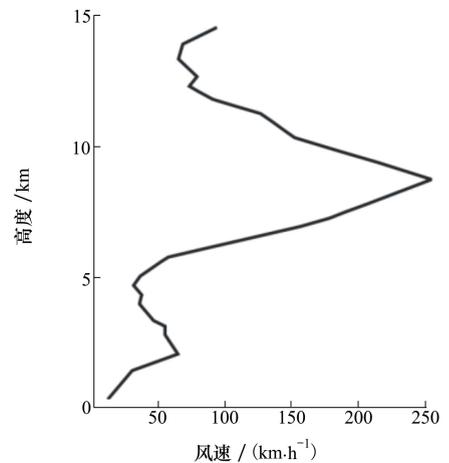


图 2 风场风速随高度的变化

高空风场中平均风速能达到 50 m/s 且风梯度较小,与低空风场风速 0~10 m/s 的环境截然不同,侧风带来的侧滑影响较大,传统的质点模型无法反映飞行器受力特征。为了满足高空动态滑翔的需求必须进一步对动力学模型进行修改。修改后的模型需要能够反映高空侧滑的存在,同时能够将侧滑带

来的受力影响反馈给动力学模型,因此需要引入为六自由度方程。

针对高空横向梯度风场中飞行器的动力学特点,对风场和飞行器进行动力学建模。

### 1.2 风场建模

动态滑翔从横向梯度风场中获取额外能量。侧向梯度风场广泛存在于大气中,高空大气具有较为稳定的横向梯度风场,是应用动态滑翔技术的先决条件。葡萄牙学者 Ricardo Bencatel 针对大气中不同层流所引发的梯度风场采用粒子滤波的方式进行了模型拟合和参数估计,提出适用于高空风场的模型表示如下<sup>[9]</sup>

$$V_w = V_{w_{h_{\min}}} + \frac{\Delta V_{w_h}}{2} \left[ 1 + \operatorname{erf} \left( 4 \frac{h - h_{\text{avg}}}{h_{\max} - h_{\min}} \right) \right] \quad (3)$$

式中:erf 为误差函数;  $V_w$  代表高度  $h$  处的风速;  $V_{w_{h_{\max}}}$  和  $V_{w_{h_{\min}}}$  分别代表梯度风场最高点  $h_{\max}$  与最低点  $h_{\min}$  的风速,且有表达式

$$\begin{cases} \Delta V_{w_h} = V_{w_{h_{\max}}} - V_{w_{h_{\min}}} \\ h_{\text{avg}} = (h_{\max} + h_{\min})/2 \end{cases} \quad (4)$$

以该风场模型为基础,参考我国中部地区上空高空风场平均观测数据<sup>[8]</sup>(如图 3 所示),建立高空风场模型如图 4 所示。

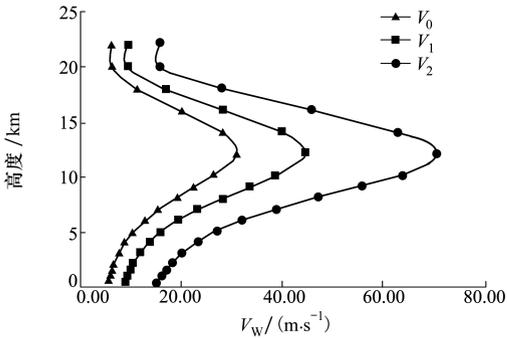


图 3 我国中部地区上空高空风场平均观测数据

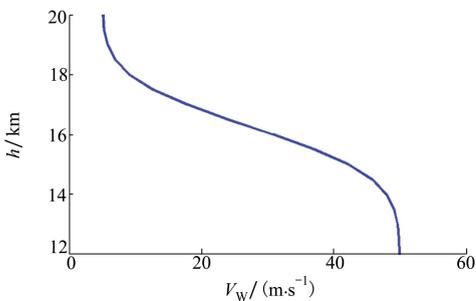


图 4 高空风场模型

系  $X$  轴正方向,即文中所有风速  $V_w$  均以  $X$  轴正方向为正方向,对应飞行器航迹偏角为  $0^\circ$ 。根据相关文献<sup>[9]</sup>,综合本文研究对象应用范围,最终选取  $V_{w_{h_{\min}}} = 50 \text{ m/s}$ ,  $h_{\min} = 12 \text{ 000 m}$  及  $V_{w_{h_{\max}}} = 5 \text{ m/s}$ ,  $h_{\max} = 20 \text{ 000 m}$ 。

### 1.3 动态滑翔动力学建模

动态滑翔中飞行动力学模型采用的主要轴系及角的定义如图 5 所示。

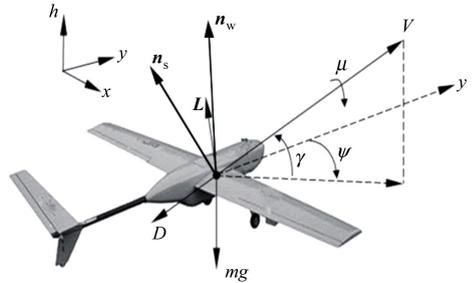


图 5 动力学模型角度及坐标定义

由于高空风场中水平横向风的持续存在,飞行过程中存在较大的侧滑角,质点模型难以真实反映飞行器的动力学特性,故改用基于六自由度方程的高空动态滑翔模型,并根据动态滑翔飞行器进行了相应的调整。该模型在梯度风场中的飞行器动力学及运动学模型可表达为

$$\begin{aligned} m\dot{V} &= T \cos\alpha \cos\beta - D - mg \sin\gamma - m\dot{V}_w \cos\gamma \sin\psi \\ mV \cos\gamma \dot{\psi} &= T(\sin\alpha \sin\mu - \cos\alpha \sin\beta \cos\mu) + \\ &\quad C \cos\mu + L \sin\mu - m\dot{V}_w \cos\psi \\ mV \dot{\gamma} &= T(\sin\alpha \cos\mu + \cos\alpha \sin\beta \sin\mu) - C \sin\mu + \\ &\quad L \cos\mu + m\dot{V}_w \sin\gamma \sin\psi - mg \cos\gamma \\ \dot{h} &= V \sin\gamma \\ \dot{x} &= V \cos\gamma \sin\psi + V_w \\ \dot{y} &= V \cos\gamma \cos\psi \end{aligned} \quad (5)$$

式中:  $\psi, \gamma, \mu$  分别为飞行器航迹偏角、航迹倾角、滚转角;  $L, D, C$  分别为升力、阻力与侧力;  $V_w$  为对应高度  $h$  下的风速,仿真中始终沿地轴系  $X$  轴正方向;  $V$  为飞行器地速;  $(x, y, h)$  为飞行器地轴系下的飞行坐标。

传统质点模型常用于近海面或近地面等横向风速较低的飞行区域,高空飞行存在较大的持续侧风,飞行方向与风场存在一定夹角时存在较大侧滑,其影响不能直接忽略。建立当前风场条件下侧滑角的

在飞行仿真过程中,假设风场风速方向沿地轴

计算公式如(6)式所示

$$\tan\beta = \frac{V_w \cos\psi}{\sqrt{(V \cos\gamma + V_w \sin\psi)^2 + (V \sin\gamma)^2}} \quad (6)$$

侧滑角的计算主要用于确定风场在侧向上配合滚转角因素对飞行器横航向受力带来的影响。由于高空飞行周期较长且轨迹尺度较大,忽略角速度影响,气动力计算采用模型如下

$$\begin{aligned} C_L &= (\alpha - \alpha_0) C_{L\alpha} \\ L &= \rho S_w C_L V^2 / 2 \\ C_D &= C_{D0} + K_D C_L^2 \\ D &= \rho S_w C_D V^2 / 2 \\ C_c &= C_{c\beta} \beta \\ C &= \rho S_w C_c V^2 / 2 \end{aligned} \quad (7)$$

式中:  $C_L$  和  $C_D$  分别是升力与阻力系数;  $C_{D0}$  为零升阻力系数;  $K_D$  为诱导阻力因子。

动态滑翔数值仿真研究中常用的模型之一为 Deittert 等提出的无人机模型<sup>[5]</sup>, 本文针对高空环境对其进行修改, 选用修改后的模型进行计算。新模型主要参数如表 1 所示。

表 1 无人机模型基准参数

参数名称	模型参数
质量 $m/\text{kg}$	2 000
翼展 $b/\text{m}$	60
机翼面积 $S_w/(\text{m}^2)$	200
零升阻力系数 $C_{D0}$	0.017
诱导阻力因子 $K_D$	0.019 2
最大升力系数 $C_{L\max}$	1.5
最大升阻比 $(L/D)_{\max}$	28
最大滚转角 $\mu_{\max}/(^{\circ})$	60
升力线斜率 $C_{L\alpha}$	0.113 2
零升攻角 $\alpha_0/(^{\circ})$	-2.15
侧滑侧力系数 $C_{c\beta}$	0.95

## 2 高空动态滑翔能量获取分析

六自由度方程的引入对飞行器动态滑翔能量获取的计算方式和最优能量获取效率均能产生一定的影响, 需要对传统质点模型对应的结论进行修正。

动态滑翔飞行过程中, 飞行器的机械能可以表示为

$$E_{\text{mechanical}} = mgh + \frac{1}{2}mV^2 \quad (8)$$

式中,  $E_{\text{mechanical}}$  为机械能。分析能量变化率时, 假设无人机在整个飞行过程中质量是恒定的, 因此, 能量相对时间的变化率表示为

$$\dot{E}_{\text{mechanical}} = mg\left(\dot{h} + \frac{1}{g}V\dot{V}\right) \quad (9)$$

同时, 引入辅助公式

$$\dot{h} = V \sin\gamma \quad (10)$$

$$\dot{V}_w = \frac{dV_w}{dh} \dot{h} \quad (11)$$

将公式(5)、(10)和(11)代入(9)式进行整理可以得到

$$\begin{aligned} \dot{E}_{\text{mechanical}} = e = & -\frac{dV_w}{dh} m V^2 \sin\gamma \cos\gamma \sin\psi + \\ & TV \cos\alpha \cos\beta - DV \end{aligned} \quad (12)$$

(12)式反映了飞行器飞行过程中的能量变化规律, 式中的 3 项分别代表经由动态滑翔从风场中获取能量、动力系统做功及飞行过程中气动阻力消耗的能量。合理调整航迹倾角  $\gamma$  与航迹偏角  $\psi$  使得  $\sin\gamma \sin\psi < 0$ , 从而使得第一项为正, 即飞行器从风场中获取能量, 即在  $dV_w/dh > 0$  的风场中, 飞行器动态滑翔获能的主要飞行策略应为逆风爬升后顺风下降。同理, 高空风场下应采用顺风爬升逆风俯冲策略, 此时  $dV_w/dh < 0$ 。因此, 通过合理的飞行控制、姿态控制及航迹规划, 能够使得飞行器在不损失机械能的条件下完成飞行, 进而提升航程或航时。

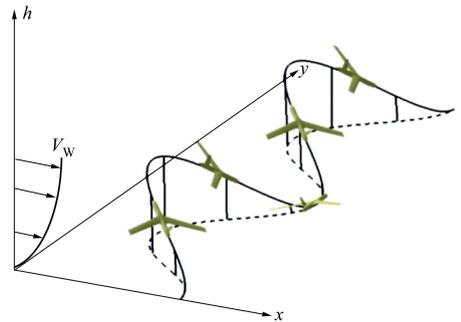


图 6 动态滑翔示意图

从受力的角度看, 由于飞行高度配合风梯度的持续性变化, 风速存在额外加速度, 风场风速变化影响可以看作作用在飞行器上的额外虚拟力, 该力可以称为动态滑翔力, 表达式如公式(13)所示

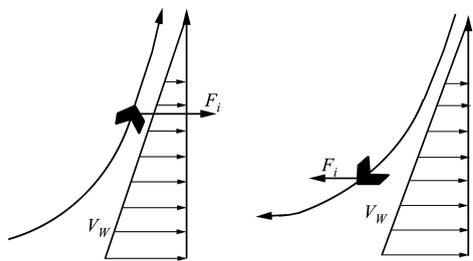


图 7 爬升与俯冲过程中的虚拟力

$$F_i = m v_z \frac{dV_w}{dh} \quad (13)$$

通过合理选择飞行轨迹,例如在高空风场保持顺风爬升和逆风俯冲,可以实现虚拟力与飞行速度持续成锐角飞行,此时,动态滑翔力持续做正功,能够从风场中获取额外能量。在进行动态滑翔轨迹优化时,就是以保持动态滑翔力与速度矢量夹角为锐角为目的从而减少飞行器自身能量损耗的。

当(12)式中的第一项大于第三项,即动态滑翔从风场中获取能量大于飞行过程中气动阻力消耗的能量时,式中第二项即动力系统做功可以为零,飞行器可以实现无动力飞行,从而减少自身能量消耗。定义阻力/动态滑翔能量比  $r_{ed}$  为

$$r_{ed} = \frac{DV}{-\frac{dV_w}{dh} m V^2 \sin \gamma \cos \gamma \sin \psi} \quad (14)$$

该比值反映了飞行器无动力条件下从动态滑翔中获取能量维持飞行的能力,当  $0 < r_{ed} < 1$  时,飞行器能够实现无动力持续飞行;当  $r_{ed} > 1$  时,无法支持持续飞行但仍能够减少飞行器能量消耗; $r_{ed} < 0$  时,飞行器会消耗额外能量。因此根据风场特性合理选择飞行姿态与飞行航迹规划,能够有效减少飞行器自身能量消耗。对公式(14)进行极值分析,可以发现高空条件下  $dV_w/dh$  为负,当  $\psi = 90^\circ, \gamma = 45^\circ$  或  $\psi = -90^\circ, \gamma = -45^\circ$  时,动态滑翔处于有利点,即飞行器沿逆风航向以  $45^\circ$  角向下俯冲或沿顺风方向

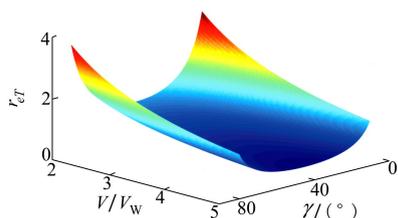


图 8 飞行速度与航迹倾角对  $r_{eT}$  的影响 ( $\psi = 90^\circ$ )

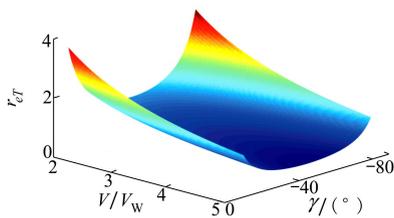


图 9 飞行速度与航迹倾角对  $r_{eT}$  的影响 ( $\psi = -90^\circ$ )

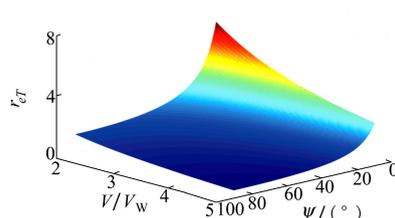


图 10 飞行速度与航迹偏角对  $r_{eT}$  的影响 ( $\gamma = 45^\circ$ )

以  $45^\circ$  角向上爬升时,飞行器能够最大化获取梯度风场能量

$$\max(P_{wind}) = \frac{1}{2} \frac{dV_w}{dh} m V^2 \quad (15)$$

由于高空飞行的大中型无人机往往载荷重量较大,飞行速度较高,无动力飞行的条件并不总能够得到满足,因此需要考虑有动力飞行条件下尽可能减少动力系统的能量输出,以达到节约能量,提高续航能力的目的。定义动力/动态滑翔能量比  $r_{eT}$  为

$$r_{eT} = \frac{T \cos \alpha \cos \beta}{-\frac{dV_w}{dh} m V \sin \gamma \cos \gamma \sin \psi} \quad (16)$$

该比值反映了有动力飞行条件下动态滑翔获取能量和动力系统输出能量之间的关系,可以用来衡量动态滑翔减少动力系统能量消耗的能力。当  $r_{eT} \geq 0$  时,系统由于动态滑翔获能而减少了动力系统的能量消耗,其中当  $r_{eT} = 0$  时,飞行器能够实现无动力飞行;当  $0 < r_{eT} < 1$  时,动态滑翔获取能量的能力超过了动力系统输出,在飞行中以动态滑翔为主导。将公式(7)与(16)式相结合,可以得到

$$r_{eT} = \frac{T \cos \alpha}{-\frac{dV_w}{dh} m} \sqrt{\frac{\cos^2 \beta}{V^2 \sin^2 \gamma \cos^2 \gamma \sin^2 \psi}} = \frac{T \cos \alpha}{-\frac{dV_w}{dh} m} \sqrt{\frac{1 - \frac{V_w^2 \cos^2 \psi}{V^2 + V_w^2 + 2 V V_w \cos \gamma \sin \psi}}{V^2 \sin^2 \gamma \cos^2 \gamma \sin^2 \psi}} \quad (17)$$

从公式(17)中可见,影响  $r_{eT}$  的主要因素包括飞行速度、当地风速、航迹倾角和航迹偏角。根据公式(7),飞行速度  $V$  与当地风速  $V_w$  的比值直接影响飞行器所受侧滑角的影响,两者一起对动力/动态滑翔能量比产生影响;根据公式(14),航迹倾角与航迹偏角在高空风场条件下同号才能从风场中获取能量,因此只讨论两者同号的条件。 $r_{eT}$  与其主要影响因素之间的关系如图 8~11 所示。

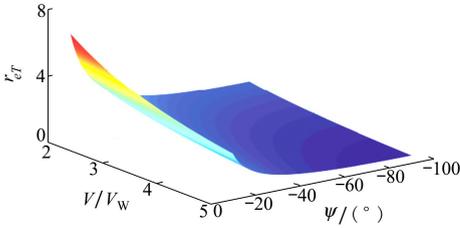


图 11 飞行速度与航迹偏角对  $r_{eT}$  的影响 ( $\gamma = -45^\circ$ )

从图 8~11 中可以看出,随着  $V/V_w$  的增大,飞行速度升高,  $r_{eT}$  逐渐下降,系统由于动态滑翔获能而减少了动力系统的能量消耗。同时可以看出,越接近飞行器动态滑翔的有利点 ( $\psi = 90^\circ, \gamma = 45^\circ$  或  $\psi = -90^\circ, \gamma = -45^\circ$ ) 处,  $r_{eT}$  整体值越小,在合适的飞行姿态下能够实现  $0 < r_{eT} < 1$  即动态滑翔能占据能量主导地位,此时也对减小发动机能量消耗有利。因此,较高的  $V/V_w$  和合适的飞行姿态对动态滑翔有利。

### 3 仿真分析

通过仿真对基于六自由度方程的高空动态滑翔模型进行验证,并基于高空横向梯度风场的特点对高空风场风向对动态滑翔能量获取能力的影响进行了仿真分析。

#### 3.1 仿真对比分析

为了验证高空动态滑翔模型对仿真结果的影响,本文根据表 1 中典型飞行器的参数,进行动态滑翔航迹优化仿真计算,优化工具选择 IPOPT,求解软件为 GPOPS,通过最优化理论进行了仿真计算。优化目标为最小发动机能量输出

$$\min J = \int_0^{t_f} TV \cos \alpha \cos \beta dt \quad (18)$$

高空动态滑翔飞行状态及控制变量表示如下

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{f}(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t)) \quad (19)$$

式中:  $\mathbf{x} = [V, \psi, \gamma, h, x, y]$  为系统状态向量;  $\mathbf{u} = [\mu, C_L, T]$  为控制向量。飞行轨迹离散为  $M$  个点,每个点的状态向量可以由初始状态和飞行控制决定,因此设计变量为

$$\mathbf{X} = [x_{1,1}, \dots, x_{6,1}, u_{1,1}, u_{2,1}, \dots, u_{1,M}, u_{2,M}, t_f] = [x_1^T, u_1^T, \dots, u_M^T, t_f] \quad (20)$$

$$x_{i,m+1} = x_{i,m} + (k_{i,m}^1 + 2k_{i,m}^2 + 2k_{i,m}^3 + k_{i,m}^4) \Delta t / 6 \quad (21)$$

选取周期性环绕航迹作为目标优化路径。飞行

器在完成一周期环绕飞行后应能返回初始飞行状态,以保证环绕飞行的可重复性。根据这一条件,得到约束如下

$$\begin{aligned} V(t_f) &= V(t_0) \\ \lambda(t_f) &= \lambda(t_0) \\ h(t_f) &= h(t_0) \\ \psi(t_f) &= \psi(t_0) \\ x(t_f) &= x(t_0) \\ y(t_f) &= y(t_0) \end{aligned} \quad (22)$$

飞行器模型采用高空动力无人飞行器模型,其基本参数如表 2 所示。采用原始质点模型 (Ori) 和六自由度高空动态滑翔模型 (6DOF) 的仿真飞行路径对比结果如图 12 所示,仿真对应的飞行速度、航迹倾角、航迹偏角变化如图 13 所示。

表 2 方法验证优化模型初始参数设置和环境参数

初始参数名称	初值设置
初始速度 $V_1 / (\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	70
初始航迹偏角 $\psi_1 / (^\circ)$	0
初始航迹倾角 $\gamma_1 / (^\circ)$	0
初始坐标 $(x_1, y_1, h_1) / \text{m}$	(0, 0, 16 500)
轨迹离散点数 $M$	100
飞行时长 $t_f / \text{s}$	70

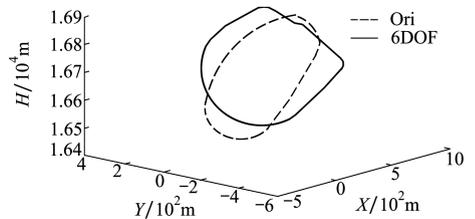


图 12 Ori 和 6DOF 的仿真飞行路径对比

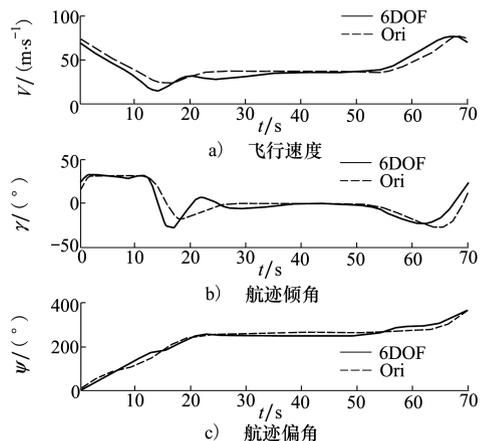


图 13 飞行速度、航迹倾角、航迹偏角变化图

从仿真飞行路径对比中可以看出,2 种模型对应的飞行轨迹均满足了(12)式所显示的高空获取能量的飞行原则,即顺风爬升和逆风俯冲。对比航迹倾角和飞行速度变化图可以看出,在顺风爬升段,两者飞行轨迹形状接近;逆风俯冲段则有了较大区别,质点模型飞行轨迹更接近与一个完整的椭圆而高空动态滑翔模型在最高点处出现了较为明显的侧风横向飞行过程。由于六自由度高空动态滑翔模型(6DOF)能够在动力学方程中反映高空侧风对飞行器的动力学影响,在飞行过最高点时,飞行器 X 方向分速度为 0,受风场 X 方向侧风影响强烈,无法像原始质点模型(Ori)一样直接转入最佳俯冲姿态,因此有一段较长的抵抗侧风的转向侧飞过程。通过对比可以看出,六自由度高空动态滑翔模型能够更真实地反映高空动态滑翔的特点。

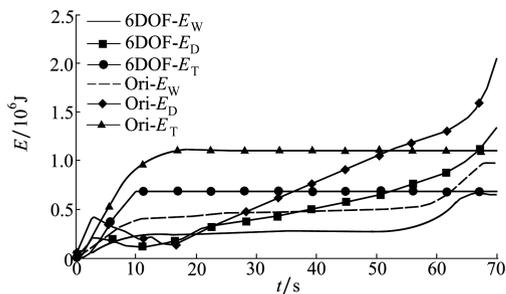


图 14 能量变化对比图

图 14 反映了 2 种模型仿真过程中的动态滑翔能量获取、发动机做功、气动力导致的能量损耗。通过对比可以发现,虽然六自由度高空动态滑翔模型动态滑翔获能不及质点模型,但通过更真实地反映高空风场影响和对应的合理路径规划,能够有效减少发动机做功损耗的能量,增加飞行器续航能力。

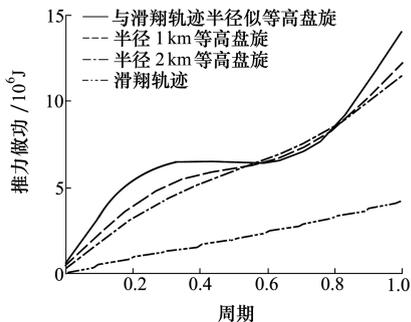


图 16 单周期推力做功能量对比分析

### 3.2 高空动态滑翔能量节约效率分析

在第 2 节中本文对高空动态滑翔的能量获取能力进行了分析,本节中通过仿真对比进行最优能量获取优化轨迹与对应的等高盘旋轨迹动力能量消耗,来进行高空动态滑翔能量节约效率分析。

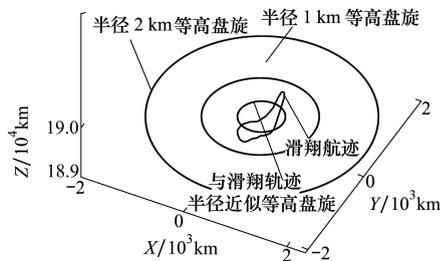


图 15 动态滑翔与等高盘旋航迹对比

动态滑翔轨迹选择为最高点  $h = 19 \text{ km}$  处,对比盘旋轨迹分别选择与滑翔航迹平均半径近似相等的盘旋轨迹、飞行速度和动态滑翔平均速度相等的半径 1 km 和 2 km 的盘旋轨迹进行对比。由于等高盘旋不会因高度差而从风场梯度中得到额外能量,周期飞行消耗的能量完全由动力系统提供,可以用作能量节约效率的对比。

从图 16 中可以看出,不同半径等高盘旋在同一周期内推力系统做功均明显大于动态滑翔。在该条件下高空动态滑翔动力系统能量节约效率能够达到约 30%~40%,能够有效减少燃料消耗,提高续航能力。

图 17 反映了高空动态滑翔轨迹在 ZX 与 XY 平面上的投影,从图中可以看出,飞行轨迹满足顺风爬升逆风俯冲的特点,和 3.2 节中的分析一致;飞行轨迹在水平面上的投影近似圆形,能够满足环绕监视的功能要求。

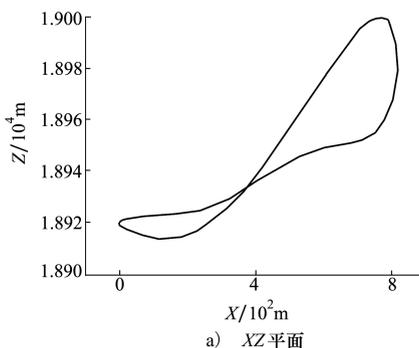


图 17 高空动态滑翔轨迹在 ZX 和 XY 平面上的投影

### 3.3 高空风向影响仿真分析

从第 2 节的分析中可以看到,风向确定时飞行轨迹中航迹偏角的选取与风场能量获取效率相关。将这一点进行延伸分析,可以确定高空风向应对动态滑翔能量获取效率有明显的影响。

为了分析高空风场风向对动态滑翔能量获取的具体影响,保持风场方向为  $X$  轴正方向,使无人机和风向成不同角度进行仿真,对比无动态滑翔和采用动态滑翔技术条件下发动机动力输出能量的比值,来判断高空风场风向的影响。选取飞行周期 50 s,单向飞行距离 1 200 m,发动机在动态滑翔条件下做功占无动态滑翔下做功的比值越小,说明对续航越有利。仿真初值定位顺时针旋转,采用和不采用动态滑翔条件下发动机动力输出能量条件下的比值与风向夹角之间的关系如图 18 所示。

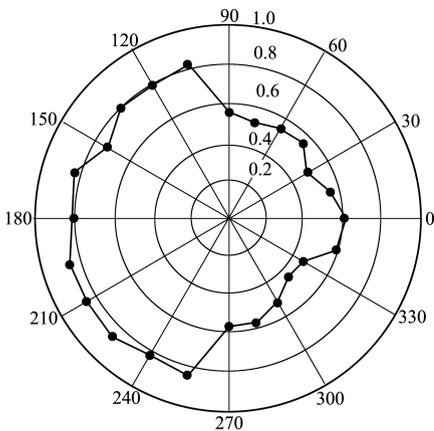


图 18 采用和不采用动态滑翔发动机做功比值与航向与风向夹角( $^{\circ}$ )之间的关系

通过图 18 可以看出,应用动态滑翔能够有效减少发动机做功,从而减少飞行器能量损耗。同时顺风条件下动态滑翔从风场中吸收能量效果明显更佳,发动机做功减少均在 40% 以上,且与风向夹角在  $45^{\circ} \sim 60^{\circ}$  时,发动机能量消耗最少。逆风条件下

发动机做功普遍在无动态滑翔做功的 80% 以上,说明逆风条件下,飞行器克服逆风飞行的同时动态滑翔效果较差,但也对续航能力有少许提升。

## 4 结 论

本文分析了高空风场与动态滑翔常用近地面风场之间的区别及对飞行器动态滑翔飞行的影响,建立了基于六自由度方程的高空动态滑翔动力学模型。针对高空动态滑翔的特点进行了能量获取效率分析,并进行了仿真验证。得到了以下结论:

1) 高空动态滑翔由于风梯度相对近地面风场较小,侧风风速较大,传统的质点模型不能有效反映其动力学特点。基于六自由度方程的高空动态滑翔动力学模型能够反映大侧风条件下动态滑翔最优能量获取方式,可以有效应用于高空动态滑翔仿真与分析。经过仿真验证,证明高空动态滑翔能够有效减少飞行器能量消耗;

2) 随着  $V/V_w$  的增大,飞行速度升高,  $r_{eT}$  逐渐下降,系统由于动态滑翔获能而减少了动力系统的能量消耗。同时可以看出,在风向固定为  $+X$  方向前提下,越接近飞行器动态滑翔的有利点  $\psi = 90^{\circ}$ ,  $\gamma = 45^{\circ}$  或  $\psi = -90^{\circ}$ ,  $\gamma = -45^{\circ}$  处,  $r_{eT}$  整体值越小,在合适的飞行姿态下能够实现  $0 < r_{eT} < 1$  即动态滑翔能占据能量主导地位,此时也对减小发动机能量消耗有利。因此,较高的  $V/V_w$  和合适的飞行姿态对动态滑翔有利。

3) 顺风条件下动态滑翔从风场中吸收能量效果更佳,发动机做功减少均在 40% 以上,且与风向夹角在  $45^{\circ} \sim 60^{\circ}$  时,发动机能量消耗最少。逆风条件下发动机做功普遍在无动态滑翔做功的 80% 以上,飞行器克服逆风飞行的同时动态滑翔效果较差,但对续航能力也有少许的提升。

## 参考文献:

- [1] 刘思奇,白俊强. 结合动态滑翔技术的小型太阳能无人机飞行能量变化分析[J]. 西北工业大学学报, 2020, 38(1): 48-57
- LIU Siqi, BAI Junqiang. Analysis of flight variation of small solar UAVs using dynamic soaring technology[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2020, 38(1): 48-57 (in Chinese)
- [2] SACHS G, TRAUGOTT J, NESTEROVA A P, et al. Flying at no mechanical energy cost: disclosing the secret of wandering albatrosses[J]. Plos One, 2012, 7(9): e41449

- [3] ZHAO J Y. Optimal patterns of glider dynamic soaring[J]. *Optimal Control Application and Methods*, 2004, 25: 67-89
- [4] SACHS G, BUSSOTTI P. Application of optimal control theory to dynamic soaring of Seabirds[J]. *Variational Analysis and Applications*, 2005, 79: 975-994
- [5] 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
- [6] 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. Energy transformation in dynamic soaring of unmanned aerial vehicles[J]. *Journal of National University of Defense Technology*, 2015, 37(1): 78-83 (in Chinese)
- [7] LIU D N, HOU Z X, GUO Z, et al. Optimal patterns of dynamic soaring with a small unmanned aerial vehicle[J]. *Journal of Aerospace Engineering*, 2017, 231(9):1593-1608
- [8] 单上求, 侯中喜, 朱炳杰, 等. 动态滑翔动力学建模与风梯度能量获取[J]. *国防科技大学学报*, 2015(4):45-49  
SHAN Shangqiu, HOU Zhongxi, ZHU Bingjie, et al. Dynamics modeling of dynamic soaring and energy gaining from the wind gradient[J]. *Journal of National University of Defense Technology*, 2015(4): 45-49 (in Chinese)
- [9] BENCATEL R, SOUSA J, FAIED M, et al. Shear wind estimation[C]//Proc of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, Portland, Oregon, 2011

## Exploration of high-altitude dynamic soaring based on six-degree-of-freedom model

LIU Siqi, BAI Junqiang

(School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

**Abstract:** Dynamic soaring is an emerging flight range-extension technology that effectively reduces UAV's energy consumption by deriving wind energy from lateral gradient wind fields. Comparing with the small UAV's near the surface, the application of dynamic soaring technology in the high-altitude long-endurance flight requires the additional consideration of the influence of sustained side wind, the influence of the sideslip angle cannot be ignored. This puts higher requirements on the flight dynamics model. In this paper, the dynamic model for the high-altitude dynamic soaring based on the six-degree-of-freedom equation is modeled to replace the traditional mass point model; the energy change principle of the high-altitude dynamic gliding is derived; the effect of the high-altitude wind field on the dynamic soaring UAV is analyzed; and the way to get optimal wind field energy acquisition and energy saving efficiency are analyzed. The results show that the dynamics model based on the six-degree-of-freedom equation can more realistically reflect at high altitude; the application of dynamic soaring can effectively improve the range of the high-altitude UAV; the wind direction at high-altitude wind field has a significant effect on the dynamic soaring efficiency.

**Keywords:** dynamic soaring; UAV; trajectory optimization; sideslip angle; high altitude flight

**引用格式:** 刘思奇, 白俊强. 基于六自由度模型的高空动态滑翔探究[J]. *西北工业大学学报*, 2021, 39(4): 703-711

LIU Siqi, BAI Junqiang. Exploration of high-altitude dynamic soaring based on six-degree-of-freedom model[J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2021, 39(4): 703-711 (in Chinese)