

DOI:10.16356/j.1005-2615.2018.04.016

飞翼无人机机动飞行航迹优化和自生成方法

李继广¹ 陈欣¹ 李亚娟² 王鑫¹ 张榕¹

(1. 南京航空航天大学自动化学院, 南京, 211106; 2. 南京晓庄学院信息工程学院, 南京, 211171)

摘要:虚拟机动指令是飞翼无人机机动飞行的基础,是制导回路和控制回路必要的输入。为了生成合理虚拟机动指令,提出了优化基本航路—建立机动数据库—战场信息匹配输出的机动飞行航路生成方法。由于复杂的机动动作可由基本机动动作组合而成,本文以飞翼无人机基本机动飞行动作为优化研究对象,提出了以飞翼无人机控制量变化率为优化参数、航迹片段建立约束条件的无人机机动航路优化方法。其中,机动飞行控制量变化率体现了无人机控制能力的限制;航迹片段约束体现了航迹准确和操作柔和的要求,并对无人机的筋斗、滚桶、盘旋机动进行了优化计算,介绍了机动数据库建立的方法。最后,以机动目标跟踪和有人机追击为设定进行了仿真,结果显示所提方法有效。

关键词:飞翼无人机机动飞行;航迹优化;机动数据库

中图分类号: V249 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2018)04-0536-12

Flying Wing UAV Maneuverable Flight Trajectory Optimization and Path Self-generation

LI Jiguang¹, CHEN Xin¹, LI Yajuan², WANG Xin¹, ZHANG Rong¹

(1. College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing, 211106, China;
2. School of Information Engineering, Nanjing Xiaozhuang University, Nanjing, 211171, China)

Abstract: The first step of flying wing unmanned aerial vehicle (UAV) maneuverable flight is to generate a relatively reasonable virtual maneuvering commands for the guidance loop and control loop to provide input instructions. In order to generate effective virtual maneuvering commands, the method of the maneuverable flight trajectory optimization and path self-generation is proposed. Taking the flying wing UAV maneuvering flight as optimization research object, a maneuvering trajectory optimization method is proposed, which takes flying wing UAV control parameter variable rate as optimization parameter and track fragment sets up constraint condition. The change rate of the maneuvering flight control rate reflects the limitation of the UAV's control ability, and the track fragment constraint reflects the requirements of the accurate track and the soft operation. The somersault, roller and circling maneuvers of UAV have been optimized, and a method of building maneuvering flight database is introduced. The simulation results show that the proposed method is effective.

Key words: flying wing unmanned aerial vehicle (UAV) maneuverable flight; flight trajectory optimization; maneuvering flight database

局部战争和反恐战争显著的实战表现,使得无人机(Unmanned aerial vehicle, UAV)越来越成为

基金项目:航空科学基金(20160152001)资助项目。

收稿日期:2017-01-03; **修订日期:**2017-07-28

通信作者:陈欣,男,研究员,博士生导师, E-mail: chenxin@nuaa.edu.cn。

引用格式:李继广,陈欣,李亚娟,等. 飞翼无人机机动飞行航迹优化和自生成方法[J]. 南京航空航天大学学报, 2018, 50(4): 536-547. LI Jiguang, CHEN Xin, LI Yajuan, et al. Flying wing UAV maneuverable flight trajectory optimization and path self-generation[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2018, 50(4): 536-547.

各国关注的重点。同时,复杂的作战环境和任务扩展的需求,也对无人机的机动性能提出了更高的要求,如有人机/无人机编队、伴随加油、隐身机动突防、快速目标跟踪、拦截巡航导弹、规避地面/空射武器打击和无人机空战等正成为高性能无人机基本的性能要求^[1-3]。这些战场需要都要求新一代无人机具有较高的机动飞行能力。

机动飞行是指飞行器在三维空间内速度、位置、姿态等飞行状态随时间的快速变化^[2,3]。一般而言,三维空间内的机动飞行动作可分解为二维空间机动动作的组合^[4-6]。例如殷麦曼机动可分解为跃升(或四分一筋斗)加横滚机动组合而成;莱维斯曼机动可分解为跃升加半滚加俯冲三个基本动作。因此,研究无人机复杂的机动飞行动作可以从简单的机动动作开始。

飞翼无人机在机动飞行时依赖高效的控制系统。但是纵横通道间的耦合、复杂的非线性、迟滞效应、不确定扰动的影响,使得飞翼无人机的机动控制很困难^[7-9]。文献[7-14]设计了不同的控制器提高了无人机飞行品质,并注重提高了无人机在机动飞行的鲁棒性能。

机动飞行控制要求出舵柔和、避免频换的舵面操作,并且其飞行状态还受到飞行包线的约束。但是,机动飞行是一种飞行状态剧烈变化的飞行过程。飞行状态的剧烈变化和操作柔和要求存在矛盾。另外,飞翼布局无人机由于舵面操纵效率的限制,因此在高效的控制系统之外,还需要通过对无人机的机动航路进行合理优化来协调矛盾。为解决这些问题,许多学者提出了不同的机动航路优化设计方法。文献[15]把机动过程划分为驻停段、姿态调整段和位置变化段,但并未对不同的阶段设计跟踪器;文献[16]把机动过程看作控制与扰动的博弈,并在可达范围内利用 Hamilton-Jacobi 微分方程求解得到机动动作安全航迹序列;文献[17]从驾驶员操作的角度构造了有人机机动优化方法,并对有人机的筋斗和桶滚机动进行了优化和分析。

随着战场环境的复杂化和武器平台费用的上涨,无人机的战场生存问题已不容忽视。具有机动飞行能力的无人机将大大提高战场生存概率。但是,由于机载处理器计算能力的限制,无人机机载处理器很难对机动动作进行实时合理的规划运算,因此,无人机机动飞行最有可能实现的方案是为无人机建立相对完整的机动数据库,并根据战场感知信息匹配该数据库做出相对合理的机动飞行动作规划。

本文以飞翼无人机基本机动飞行动作为优化研究对象,提出了以飞翼无人机控制量变化率为优化参数、航迹片段建立约束条件的无人机机动航路优化方法。其中,机动飞行控制量变化率体现了无人机控制能力的限制;航迹片段约束体现了航迹准确和操作柔和的要求。在对无人机基本动作优化的基础上,利用无人机基本机动动作组合得到各种复杂的机动动作,以满足无人机战场的需求。在无人机机动飞行系统中,本文研究的意义是为无人机的制导航路提供最理想航迹,以该航迹为理想指令输入无人机的制导回路并完成机动飞行过程控制。

1 无人机空中机动实现过程

根据工程经验,飞翼无人机的机动飞行的实现过程如图 1 所示。具体过程如下:首先,利用机载设备和数据链获得战场信息,将战场态势信息输入机动动作数据库,生成虚拟机动航路。在工程中,该机动航路为一系列空间坐标(或经纬度坐标)。然后,制导回路根据机动航路和无人机的当前飞行状态生成制导律。在工程上,该制导律为一系列期望的飞行速度 V 、航迹倾角 γ 、航迹偏角 χ 。最后,期望的制导指令输入控制回路对无人机的姿态和速度进行精确的控制,使得无人机完成相应的机动动作。但是,飞翼无人机的控制回路输入指令一般为俯仰角 θ 、偏航角 ψ 和滚转角 φ 。因此,在制导回路和控制回路之间就需要添加耦合回路,使得制导指令转化为控制指令。在机动飞行过程中,由

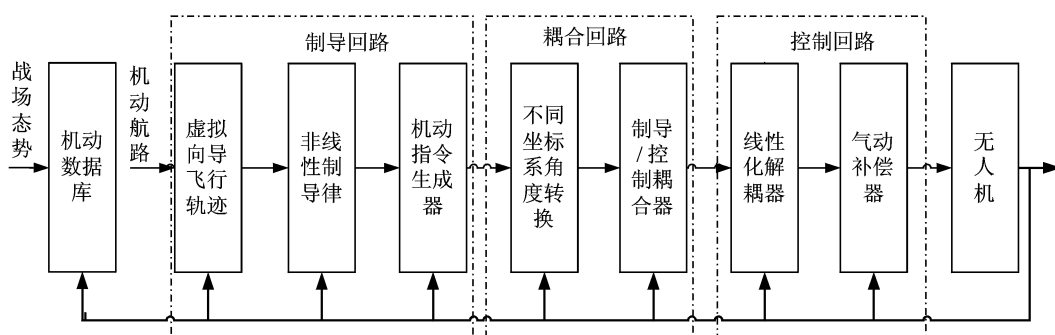


图 1 飞翼无人机机动过程

Fig. 1 Flying wing UAV maneuver flight

于无人机各通道间耦合严重、非线性特性明显,应用现代非线性控制理论对无人机控制回路设计一般都添加有非线性补偿模块和线性化模块,因此无人机机动飞行的第一步是生成理想的虚拟机动航路。

实战中机动动作有很多种。但是,根据有人机的使用经验,在作战过程中比较常见的机动动作包括跃升、俯冲、盘旋、筋斗和滚桶,其他复杂的机动动作可以通过基本动作的组合得到。近年来,随着控制技术、气动设计的进步和推力矢量发动机的应用,新一代战机出现超机动动作。但是,这些复杂的机动动作分解,依然可以认为是由基本机动动作(或基本机动动作的一部分)组合而成的。

由于无人机没有机上飞行员对动作进行实时规划和操作,以及机载设备计算能力和智能化水平的限制,所以根据战场态势实时生成虚拟航路存在困难。立足现有技术水平,无人机机动飞行一个可行的方案描述如下:首先,根据无人机具体的性能,计算得到基本机动动作最优航迹路线并保存;其次,对这些基本动作(或部分)片段组合得到更复杂的机动动作航路并保存;再次,分析各种战场态势情况下无人机最应做的机动动作;最后,把战场态势和对应的机动动作集合形成机动动作库。这样,无人机只需要获得各种战场态势,然后与数据库进行比对就可以得到理想的机动航路。

根据该思路,本文首先研究了基本机动动作航路优化方法。在此基础上,根据各种可能的战场态势和任务需求,分别建立了对应理想机动动作,介绍了建立无人机机动数据库的方法。

2 机动动作优化算法

2.1 无人机质点运动方程

飞翼无人机机动航迹控制主要用来描述无人机飞行航迹和相应的姿态控制问题。因此,可以选用气流坐标系下无人机质点运动方程来描述。同时,为了建立无人机控制量和航迹之间的关系,这里选用法向过载 n_z 、航迹滚转角 ϕ 和发动机的油门开度 u 作为控制变量。假设无人机机动过程中无侧滑,则质点运动方程可表示为

$$\begin{cases} \dot{V} = (T \cos \alpha - D - mg \sin \gamma) / m \\ \dot{\gamma} = g(n_z \cos \phi - \cos \gamma) / V \\ \dot{\chi} = \frac{gn_z \sin \phi}{V \cos \gamma} \\ \dot{x} = V \cos \gamma \cos \chi \\ \dot{y} = V \cos \gamma \sin \chi \\ \dot{z} = V \sin \gamma \end{cases} \quad (1)$$

式中: α 为迎角, g 为重力加速度, T 为发动机推

力, D 为气动阻力,其他符号定义如前文所述。无人机的推力和阻力可表示为

$$\begin{cases} T = uT_{\max}(h, M(h, V)) \\ D = \frac{L}{K} = \frac{n_z mg - T \sin \alpha}{K} \end{cases} \quad (2)$$

式中: T_{\max} 是与无人机的飞行高度速度有关的量,可由无人机所安装发动机数据库插值得到; K 为无人机当前飞行状态的升阻比,可由无人机的气动数据库插值得到。

2.2 飞翼无人机机动动作航迹多约束优化方法

由于无人机机动飞行的案例较少,这里对飞翼无人机机动航路的优化建模借鉴有人机机动飞行操作的经验。

有人机在做机动动作时,不仅要使飞机按照理想的航路完成飞行,还要保证飞机的各种飞行状态处于飞行包线之内。同时,为了减少飞行员在大载荷条件下的操作负担,机动过程中应尽可能地少操作,避免较大幅度的突变操作。

基于以上描述,把有人机的机动飞行归结为以下基本要求:机动航路跟踪即精确性要求;包线内飞行即安全性要求;操作尽可能简单即柔和性要求。因此,在无人机机动航路优化建模时同样参照以上要求。

为了建立机动航迹多约束优化的目标函数,笔者对3个要求的重要性进行分析。作为机动飞行,其首要目标是按照期望航路完成动作,保证无人机在安全包线内飞行。在完成航路的基础上,并尽可能使操作柔和。这种不同重要性体现在目标函数中各部分权重系数大小的不同。

为了对整个机动过程进行控制,把机动动作划分为不同的轨迹片段。在这些航迹片段中,确立一些关键点来完成对机动状态的约束,保证无人机安全的完成标准的机动动作。同时要求相邻轨迹片段间的控制量的变化尽可能小,以保证机动过程中的柔和操作。因此,建立如下目标优化函数

$$J = \min \left[\omega \sum_{i=1}^n W_i P_i(X) + (1 - \omega) \sum_{j=1}^{m-1} F_j \right] \quad (3)$$

式中: n 表示对航迹和飞行状态进行约束的关键点个数; m 为轨迹片段数; ω 为权重系数,根据前文各指标重要性分析,应有 $\omega > 0.5$; W_i 为第 i 个关键点权重,且 $\sum_{i=1}^n W_i = 1$ 。 $P_i(X)$ 和 F_i 为性能指标函数,具体定义如下:

$P_i(X)$ 为第 i 个关键点状态约束函数,用来体现精确性和安全性要求,具体可表示为

$$P_i(X) = \sum_r \omega_{i,r} p_{i,r} \quad (4)$$

式中: $\omega_{i,r}$ 为第 i 个关键点第 r 个参数权重, $p_{i,r}$ 为第 i 个关键点第 r 个参数的惩罚函数,由具体的状态约束决定。

为保证飞行安全,使得飞行状态在安全包线之内,对迎角 α 、速度 V 和高度 h 做如下约束

$$\begin{cases} \alpha_{\min} \leq \alpha \leq \alpha_{\max} \\ V_{\min} \leq V \leq V_{\max} \\ h_{\min} \leq h \leq h_{\max} \end{cases}$$

在机动飞行过程中,由于各状态量在数量上差别较大,为了避免单目标对总目标影响过大,需要对性能函数各个部分进行归一化处理。

F_j 为第 $j+1$ 个轨迹片段与第 j 个轨迹片段控制量变化率差值归一化后的结果,用来体现柔和操作要求,变化率差值为 $\Delta f_i = |f_{i+1} - f_i|$, F_j 可表示为

$$F_j = \begin{cases} 0 & 0 \leq \Delta f_j \leq F_{\min} \\ \frac{\Delta f_j - F_{\min}}{F_{\max} - F_{\min}} & F_{\min} < \Delta f_j < F_{\max} \\ 1 & \Delta f_j \geq F_{\max} \end{cases} \quad (5)$$

式中 F_{\min} 和 F_{\max} 为变化率的极值。

由于无人机控制能力的限制,对控制量过载 n_z 、航迹滚转角 ϕ 和发动机的油门量的变化率作如下限制

$$\begin{cases} f_{n_{z\min}} \leq f_{n_z} \leq f_{n_{z\max}} \\ f_{\omega_{\min}} \leq f_{\omega} \leq f_{\omega_{\max}} \\ f_{u_{\min}} \leq f_u \leq f_{u_{\max}} \end{cases}$$

优化终止的判断条件为

$$\psi_j = |X_{j,t} - X_{j,f}| \leq \delta \quad (6)$$

式中: $X_{j,t}$ 为第 j 个片段 t 时刻的状态量, $X_{j,f}$ 为第 j 个片段的终止状态量, δ 为给定的较小正数。

2.3 几种基本机动动作优化

最常用的机动飞行基本动作包括爬升、俯冲、盘旋、筋斗和滚桶。如前文所述,各种复杂的机动动作都可以通过基本机动动作(或基本动作的片段)组合而成,因此,对基本机动动作的优化设计,是构建无人机机动数据库的基础。在这 5 种基本机动飞行动作中,爬升和俯冲较为简单,控制通道单一且不需要复杂的操作。因此,本文将重点放在另外 3 种机动的优化设计上。本文设计的无人机为中小型飞翼无人机,其巡航速度为 80 m/s。

2.3.1 筋斗机动

筋斗机动是一种常见的大迎角纵向机动。该机动的主要作用是在垂直机动过程中改进被锁定的不利态势以及改变机头指向营造发射条件占据空战主动态势。

根据有人机的驾驶经验,把筋斗过程中以 10° 航迹倾角为单位划分轨迹段,每一个轨迹段中具有相同的控制量变化率。假设在筋斗机动中,无人机的航迹滚转角保持零度。因此,需要优化的控制输入量为过载和推力。一般情况下,为了简化操作,筋斗机动时推力总是保持在一个较大的常量。因此,筋斗机动的优化参数为过载变化率 f_{n_z} ,根据无人机的舵面控制效率,限定 $f_{n_z} \in [-1, 1.5]$ 。

筋斗机动需要进行飞行参数判断的关键点为 6 个,分别为航迹倾角为 $0^\circ, 45^\circ, 90^\circ, 180^\circ, 270^\circ$ 和 360° 。表 1 给出了其中 4 个关键点标准状态约束和惩罚函数。

由于筋斗机动是以航迹倾角作为划分片段的标准,该优化过程的终止条件为

$$\psi_j = |\gamma_{j,t} - \gamma_{j,f}| \leq \delta \quad j = 1, 2, \dots, 36 \quad (7)$$

表 1 筋斗机动关键点状态约束及惩罚函数

Tab. 1 State constraints and penalty functions of somersault maneuver key point

| 关键点 | 标准状态函数 | 惩罚函数 |
|--|-------------------------|---|
| | $n_z \geq 1$ | $p_{1.1} = \begin{cases} 0 & n_z \geq 1 \\ \frac{1-n_z}{1-n_{z\min}} & n_{z\min} \leq n_z \leq 1 \\ 1 & n_z < n_{z\min} \end{cases}$ |
| 关键点 1 ($0^\circ \leq \gamma < 10^\circ$) | $V \geq 80$ | $p_{1.2} = \begin{cases} 0 & V \geq 80 \\ \frac{80-V}{80-V_{\min}} & V_{\min} \leq V \leq 80 \\ 1 & V < V_{\min} \end{cases}$ |
| | $3.0 \leq n_z \leq 3.5$ | $p_{2.1} = \begin{cases} 0 & 3.0 \leq n_z \leq 3.5 \\ \frac{3.0-n_z}{3.0-n_{z\min}} & n_{z\min} \leq n_z \leq 3.0 \\ \frac{n_z-3.5}{n_{z\max}-3.5} & 3.5 \leq n_z \leq n_{z\max} \\ 1 & n_z > n_{z\max} \ \& \ n_z < n_{z\min} \end{cases}$ |

续表

| 关键点 | 标准状态函数 | 惩罚函数 |
|---|------------------------------|---|
| | $V \geq 70$ | $p_{2.2} = \begin{cases} 0 & V \geq 70 \\ \frac{70-V}{70-V_{\min}} & V_{\min} \leq V < 70 \\ 1 & V < V_{\min} \end{cases}$ |
| 关键点 2 ($40^\circ \leq \gamma \leq 50^\circ$) | $7.0 \leq \alpha \leq 9.0$ | $p_{2.3} = \begin{cases} 0 & 7.0 \leq \alpha \leq 9.0 \\ \frac{7.0-\alpha}{7.0-\alpha_{\min}} & \alpha_{\min} \leq \alpha < 7.0 \\ \frac{\alpha-9.0}{\alpha_{\max}-9.0} & 9.0 \leq \alpha \leq \alpha_{\max} \\ 1 & \alpha > \alpha_{\max} \& \alpha < \alpha_{\min} \end{cases}$ |
| | $3.5 \leq n_z \leq 4.0$ | $p_{3.1} = \begin{cases} 0 & 3.0 \leq n_z \leq 3.5 \\ \frac{3.0-n_z}{3.0-n_{z\min}} & n_{z\min} \leq n_z < 3.0 \\ \frac{n_z-3.5}{n_{z\max}-3.5} & 3.5 \leq n_z \leq n_{z\max} \\ 1 & n_z > n_{z\max} \& n_z < n_{z\min} \end{cases}$ |
| | $V \geq 60$ | $p_{3.2} = \begin{cases} 0 & V \geq 60 \\ \frac{60-V}{60-V_{\min}} & V_{\min} \leq V < 60 \\ 1 & V < V_{\min} \end{cases}$ |
| 关键点 3 ($80^\circ \leq \gamma \leq 100^\circ$) | $9.0 \leq \alpha \leq 11.0$ | $p_{3.3} = \begin{cases} 0 & 9.0 \leq \alpha \leq 11.0 \\ \frac{9.0-\alpha}{9.0-\alpha_{\min}} & \alpha_{\min} \leq \alpha < 9.0 \\ \frac{\alpha-11.0}{\alpha_{\max}-11.0} & 11.0 \leq \alpha \leq \alpha_{\max} \\ 1 & \alpha > \alpha_{\max} \& \alpha < \alpha_{\min} \end{cases}$ |
| | $4.0 \leq n_z \leq 4.5$ | $p_{4.1} = \begin{cases} 0 & 4.0 \leq n_z \leq 4.5 \\ \frac{4.0-n_z}{4.0-n_{z\min}} & n_{z\min} \leq n_z < 4.0 \\ \frac{n_z-4.5}{n_{z\max}-4.5} & 4.5 \leq n_z \leq n_{z\max} \\ 1 & n_z > n_{z\max} \& n_z < n_{z\min} \end{cases}$ |
| | $V \geq 40$ | $p_{4.2} = \begin{cases} 0 & V \geq 40 \\ \frac{40-V}{40-V_{\min}} & V_{\min} \leq V < 40 \\ 1 & V < V_{\min} \end{cases}$ |
| 关键点 4 ($170^\circ \leq \gamma \leq 190^\circ$) | $11.0 \leq \alpha \leq 13.0$ | $p_{4.3} = \begin{cases} 0 & 11.0 \leq \alpha \leq 13.0 \\ \frac{11.0-\alpha}{11.0-\alpha_{\min}} & \alpha_{\min} \leq \alpha < 11.0 \\ \frac{\alpha-13.0}{\alpha_{\max}-13.0} & 13.0 \leq \alpha \leq \alpha_{\max} \\ 1 & \alpha > \alpha_{\max} \& \alpha < \alpha_{\min} \end{cases}$ |

优化函数为

$$\min \left[\omega \sum_{i=1}^n W_i P_i(X) + (1-\omega) \sum_{j=1}^{m-1} F_{n_z, j} \right] \quad (8)$$

s. t. $X_{j,t} = g(X_{j,t-1}, n_{zj,t-1}, \Delta t)$

$$\alpha_{\min} \leq \alpha \leq \alpha_{\max}$$

$$V_{\min} \leq V \leq V_{\max}$$

$$n_{z\min} \leq n_z \leq n_{z\max}$$

式中： $n=6$ 为需要进行状态判断的关键点； $m=36$

为划分的片段数； $g(\cdot)$ 为气流坐标系下质点运动方程。

2.3.2 滚桶机动

滚桶机动是一种典型的横侧向机动动作，是作战飞机躲避导弹打击、提高战场生存性最常用的机动动作之一。该机动在战时使用环境和意图为：当来袭导弹位于作战飞机前、后方时，作战飞机利用滚桶机动引导来袭导弹的循环改变跟踪状态和前

置角,从而达到导弹跟踪困难、并累计跟踪误差的目的。

滚桶机动是纵向机动和横向机动的耦合,其控制输入量是法向过载和滚转角。根据有人机的驾驶经验,滚桶机动在动作进入时具有相同的过载变化率 $f_{n_z,j}$,而滚转阶段的控制量则为滚转角速率 $f_{\omega,j}$ 。因此,滚桶机动可划分为 37 个片段,分别为

进入段和以 10° 滚转角为单位划分的 36 个片段。

在机动过程中,需要判断的关键点有 7 个。第一、二个关键点分别为进入段的开始和结束,用来判断滚桶机动和滚转动作是否适合进入,分别用航迹角 $\gamma=0^\circ$ 和俯仰角 $\theta=12^\circ$ 进行表示。另外 5 个关键点是滚转角分别为 $30^\circ, 90^\circ, 180^\circ, 270^\circ, 360^\circ$ 。其部分关键点状态约束和惩罚函数如表 2 所示。

表 2 滚桶机动关键点状态约束及惩罚函数

Tab. 2 State constraints and penalty functions of roller maneuver key points

| 关键点 | 标准状态函数 | 惩罚函数 |
|--------------------------------|--------------------------------------|--|
| 关键点 2 ($\theta=12^\circ$) | $2.0 \leq n_z \leq 2.5$ | $p_{2.1} = \begin{cases} 0 & 2.0 \leq n_z \leq 2.5 \\ \frac{2.0 - n_z}{2.0 - n_{z\min}} & n_{z\min} \leq n_z \leq 2.0 \\ \frac{n_z - 2.5}{n_{z\max} - 2.5} & 2.5 \leq n_z \leq n_{z\max} \\ 1 & n_z > n_{z\max} \& n_z < n_{z\min} \end{cases}$ |
| | $2.5 \leq n_z \leq 3.0$ | $p_{3.1} = \begin{cases} 0 & 2.5 \leq n_z \leq 3.0 \\ \frac{2.5 - n_z}{2.5 - n_{z\min}} & n_{z\min} \leq n_z \leq 2.5 \\ \frac{n_z - 3.0}{n_{z\max} - 3.0} & 3.0 \leq n_z \leq n_{z\max} \\ 1 & n_z > n_{z\max} \& n_z < n_{z\min} \end{cases}$ |
| 关键点 3 ($\phi \leq 30^\circ$) | $20^\circ \leq \theta \leq 25^\circ$ | $p_{3.2} = \begin{cases} 0 & 20^\circ \leq \theta \leq 25^\circ \\ \frac{20 - \theta}{20 - \theta_{\min}} & \theta_{\min} \leq \theta \leq 20^\circ \\ \frac{\theta - 25}{\theta_{\max} - 25} & 25^\circ \leq \theta \leq \theta_{\max} \\ 1 & \theta > \theta_{\max} \& \theta < \theta_{\min} \end{cases}$ |

由于滚桶机动的判断函数设计俯仰角和航迹滚转角,该参数可由以下方程解算得到

$$\begin{cases} \sin\theta = \sin\gamma\cos\alpha + \cos\gamma\sin\alpha\cos\phi \\ \dot{\phi} = p + q\tan\theta\sin\phi + r\tan\theta\cos\phi \end{cases} \quad (9)$$

滚桶机动的优化目标函数为

$$\begin{aligned} \min \omega \sum_{i=1}^n W_i P_i(X) + (1 - \omega) \left(\sum_{j=1}^{m-1} F_{n_z,j} + \sum_{j=1}^{m-1} F_{\omega,j} \right) \\ \text{s. t. } X_{j,t} = g(X_{j,t-1}, n_{zj,t-1}, \Delta t) \quad (10) \\ \alpha_{\min} \leq \alpha \leq \alpha_{\max} \\ V_{\min} \leq V \leq V_{\max} \\ n_{z\min} \leq n_z \leq n_{z\max} \end{aligned}$$

优化过程的终止条件为

$$\psi_{j\theta} = |\theta_{j,t} - \theta_{jf}| \leq \delta \quad j=1 \quad (11)$$

$$\psi_{j\phi} = |\phi_{j,t} - \phi_{jf}| \leq \delta \quad j=1, 2, \dots, 37 \quad (12)$$

2.3.3 盘旋机动

盘旋机动是有人机空战缠斗中常用的动作,作战飞机通过小半径盘旋化被动为主动,占据格斗中的有利地位。

盘旋机动为横侧向机动,在动作过程中具有相同的过载和发动机推力。由于盘旋采用协调转弯

方式,侧滑角保持为零,其控制量为滚转角速率 $f_{\omega,j}$ 。因此,盘旋机动 10° 方位角为单位划分的 36 个片段。

在机动过程中,需要判断的关键点有 6 个,即方位角分别为 $0^\circ, 30^\circ, 90^\circ, 180^\circ, 270^\circ, 360^\circ$ 。其部分关键点状态约束和惩罚函数如表 3 所示。

盘旋机动的优化目标函数为

$$\begin{aligned} \min \omega \sum_{i=1}^n W_i P_i(X) + (1 - \omega) \sum_{j=1}^{m-1} F_{\omega,j} \\ \text{s. t. } X_{j,t} = g(X_{j,t-1}, n_{zj,t-1}, \Delta t) \quad (13) \\ \alpha_{\min} \leq \alpha \leq \alpha_{\max} \\ V_{\min} \leq V \leq V_{\max} \\ n_{z\min} \leq n_z \leq n_{z\max} \end{aligned}$$

优化过程的终止条件为

$$\psi_{j\phi} = |\phi_{j,t} - \phi_{jf}| \leq \delta \quad j=1, 2, \dots, 36 \quad (14)$$

2.4 优化算法和实现

粒子群算法以其不要求被优化函数具有可微、可导、连续等条件,且具有思想直观、实现简单、执行效率高等优点,受到各研究领域研究者关注。

表3 盘旋机动关键点状态约束及惩罚函数

Tab. 3 State constraints and penalty functions of circling maneuver key points

| 关键点 | 标准状态函数 | 惩罚函数 |
|--------------------------|----------------------------|---|
| | $V \geq 60$ | $p_{3.1} = \begin{cases} 0 & V \geq 60 \\ \frac{60-V}{60-V_{\min}} & V_{\min} \leq V \leq 60 \\ 1 & V < V_{\min} \end{cases}$ |
| 关键点 3($\chi=90^\circ$) | $2.0 \leq \alpha \leq 4.0$ | $p_{3.2} = \begin{cases} 0 & 2.0 \leq \alpha \leq 4.0 \\ \frac{2.0-\alpha}{2.0-\alpha_{\min}} & \alpha_{\min} \leq \alpha \leq 2.0 \\ \frac{\alpha-4.0}{\alpha_{\max}-4.0} & 4.0 \leq \alpha \leq \alpha_{\max} \\ 1 & \alpha > \alpha_{\max} \& \alpha < \alpha_{\min} \end{cases}$ |
| | $20 \leq \varphi \leq 40$ | $p_{3.3} = \begin{cases} 0 & 20 \leq \varphi \leq 40 \\ \frac{20-\varphi}{20-\varphi_{\min}} & \varphi_{\min} \leq \varphi \leq 20 \\ \frac{\varphi-40}{\varphi_{\max}-40} & 40 \leq \varphi \leq \varphi_{\max} \\ 1 & \varphi > \varphi_{\max} \& \varphi < \varphi_{\min} \end{cases}$ |

粒子群算法的更新方程为

$$\begin{cases} v_{id} = \omega v_{id} + c_1 \text{rand}() (P_{id} - x_{id}) + \\ c_2 \text{rand}() (P_{gd} - x_{id}) \\ x_{id} = x_{id} + v_{id} \end{cases} \quad (15)$$

式中： v_{id} 为粒子移动速度； x_{id} 为粒子所处位置。

传统的粒子群算法的参数给定方式很好协调了全局搜索能力和局部搜索能力，寻优过程较慢。为了提高算法的全局搜索能力和收敛速度，本文采用混沌函数式(16)对粒子初置进行初始化，式(17)为补偿器设定变权重系数。

$$\begin{cases} y(n+1) = 4y(n)^3 - 3y(n) \\ -1 \leq y(n) \leq 1 \end{cases} \quad (16)$$

$$\omega(n) = \omega_{\text{start}} - (\omega_{\text{start}} - \omega_{\text{end}}) \left(\frac{n}{T_{\text{max}}} \right)^2 \quad (17)$$

式中： $y(n)$ 为粒子初始化位置； $\omega(n)$ 为惯性权重。

本文的优化和常见的优化算法的不同之处在于：常规优化参数为搜寻一个或一组与时间无关的常数，而本文的优化参数则为在每一个划分片段内才是常数的多维数组。整体来看，本文的优化参数是时间相关的时变参量。因此，本文的优化过程依靠嵌套循环函数来实现。具体的实现流程图如图2所示。

在此流程图中， f_j 为控制量变化率， $f_{b,j}$ 为优化获得的控制量变化率， x_j 为无人机质点运动第 j 个片段方程求解的初始值， x_{j+1} 为无人机质点运动第 j 个片段满足终止条件结束时的状态值。在循环过程中，在每一个片段内得到最优值，从而实现整个机动过程的最优。

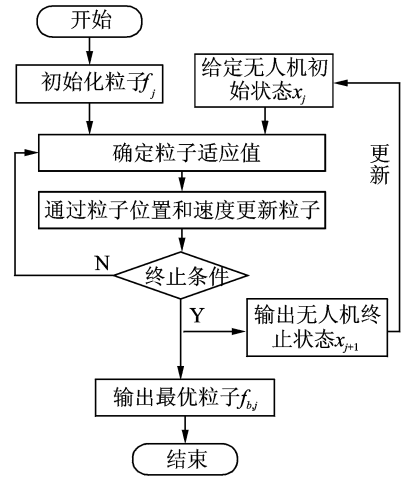


图2 算法优化流程图

Fig. 2 Algorithm optimization

3 机动数据库

为了生成理想的虚拟制导指令，从而为无人机制导和控制提供指令，需要根据战场态势建立无人机机动数据库。这里仅提供了机动数据库的建立方法。

首先，针对无人机对机动飞行需求性质的不同进行分类，即任务性需求和生存性需求。任务性需求是指由于任务需要而需要无人机做出相应的机动动作，包括执行突防任务时的利用地形匹配隐蔽突防、对地面高机动目标进行持续跟踪等。这种需求的特点是可以事先路径规划和探测设备的侦查，明确机动航路。对于机动目标跟踪任务，一般而言，无人机的飞行速度快于目标的机动速度，这就要求无人机依据和目标的相对距离对飞行做

出简单的调整。即当距离目标较远时,无人机根据目标运动位置进行制导;当距离无人机较近达到决策距离时,无人机在目标上空盘旋飞行。这里把地形信息和目标位置信息制导飞行的模式统称为匹配飞行。

生存性需求是指无人机在作战过程中遇到截击和各种防空火力打击时为了生存做出的战术机动动作,一般分为以下几种常见情况:地面无制导高炮、机枪对空盲射、空空导弹打击、战机截击等。针对不同的生存需求,无人机需要以适合的战术机动来应对。

地面无制导高炮、机枪对空盲射是常见的进程防空方式,击中目标完全是一种概率性事件。因此,这种情况下无人机做出的合理反映是不停地改变自己的所在位置,即不停地做蛇形机动飞行。

空空导弹打击对无人机是一种致命打击手段。由于空空导弹的速度和机动能力都远强于无人机,遭遇此种情况是比较危险的。此时,无人机的合理应对方式如下:在导弹距离无人机较远时,无人机做滚桶机动,使得导弹制导误差累积;在导弹距离无人机较近时,无人机应做筋斗机动,迅速制造制导盲点、降低速度,以期达到导弹越过。

战机截击是无人机遭遇最危险的形式,无人机的空战能力远无法和有人机相比。无人机相对有人机唯一的优势是机动包线范围较大。在此情况下,无人机应尽可能在中远距发射空空导弹打掉来袭战机,尽量避免近距空战。当远程打击失效且具有一段距离时,无人机做滚桶机动,避免有人机的火力打击;当截击机距离无人机较近时,无人机利用自身转弯半径小的优势做小半径盘旋机动,以期创造有利的咬尾态势,制造再次打击的条件。

因此,无人机机动飞行数据库如图 3 所示。

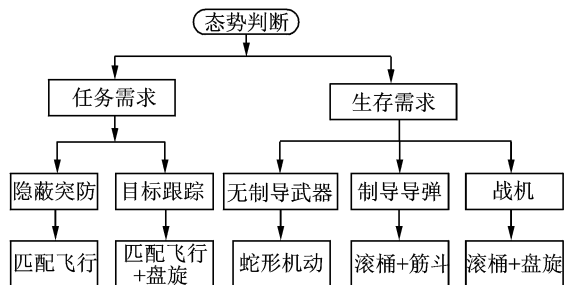


图 3 无人机机动飞行数据库

Fig. 3 UAV maneuvering flight database

这里,任务性需求应该为一种主动的机动需要,是当前条件下的刚性需要;而生存性需求是一种被动的需求,是为了应对各种战场突发情况下的

无奈之举。因此,在进行战场规划时应尽可能地避免。

4 仿 真

4.1 筋斗机动

根据优化指令,无人机的筋斗机动轨迹、飞行状态和控制输入如图 4—9 所示。

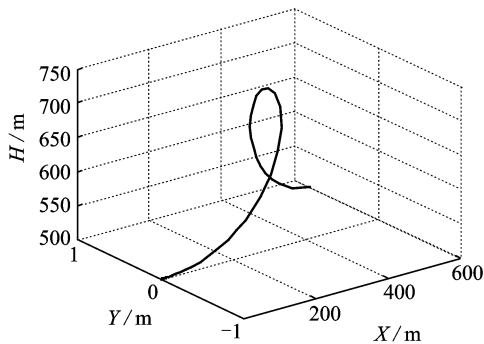


图 4 无人机的筋斗机动轨迹

Fig. 4 Somersault maneuver trajectory of UAV

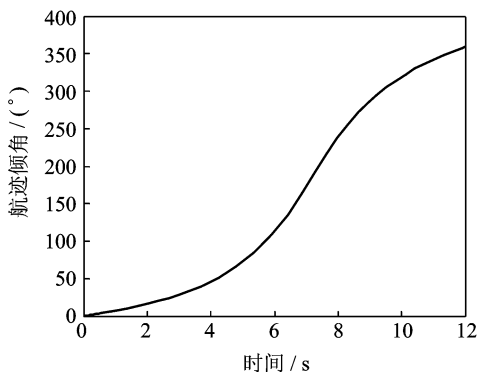


图 5 无人机航迹倾角(筋斗机动)

Fig. 5 Flight path angle of UAV(Somersault maneuver)

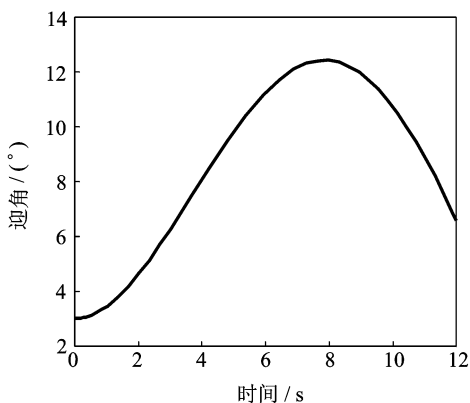


图 6 无人机迎角(筋斗机动)

Fig. 6 Attack angle of UAV(Somersault maneuver)

从无人机的速度图和推力图可知,在机动的初始阶段,虽然无人机发动机的推力没有增加,但是无人机的速度却增加了少许。出现该现象的原因如下:机动的初始阶段,无人机航迹倾角和迎角改

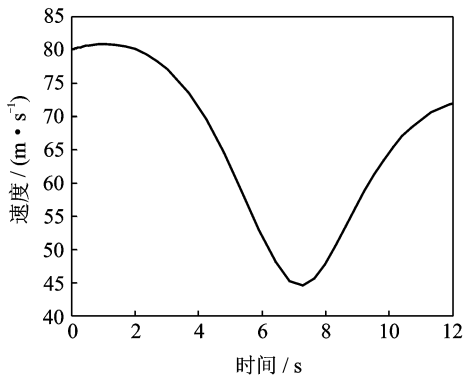


图7 无人机速度(筋斗机动)

Fig. 7 Speed of UAV (Somersault maneuver)

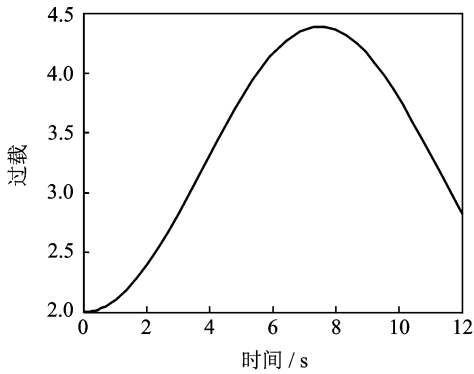


图8 无人机过载(筋斗机动)

Fig. 8 Overload of UAV (Somersault maneuver)

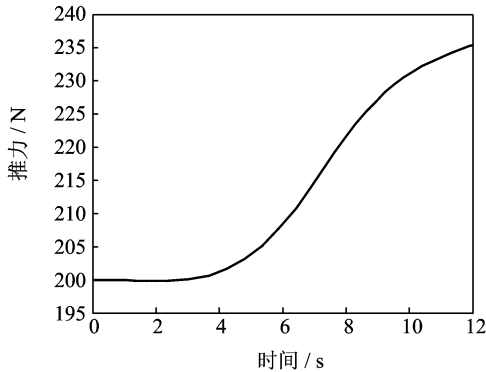


图9 无人机推力(筋斗机动)

Fig. 9 Thrust of UAV (Somersault maneuver)

变的速率不同;这种不同使得无人机的气动升力和重力在速度轴方向分量的不同;从而无人机轴向受力的改变引起飞行速度的改变。从机动过程中的迎角图的变化可知,初始阶段迎角的增加引起气动升力增大。同时,航迹倾角的增大引起重力分量在速度轴上分量的增加。但是从整体来看,各气动力和重力的合力在速度轴方向上是减小的,这就造成了无人机在初始阶段一个短暂的加速过程。

整个机动过程,大概持续 12 s 的时间,无人机在垂直方向上高度最大变化量为 250 m;同时在筋斗最高点处,无人机的速度由 80 m/s 下降到了

43 m/s。最高点处无人机的迎角值为 12.5° ,过载为 4.4。这种飞行状态已经超出了有人机的安全飞行包线。

4.2 滚桶机动

根据优化指令,无人机的滚桶机动轨迹、飞行状态和控制输入如图 10—13 所示。

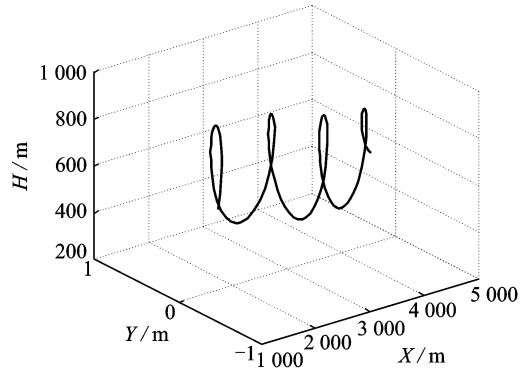


图10 无人机滚桶机动轨迹

Fig. 10 Roller maneuver trajectory of UAV

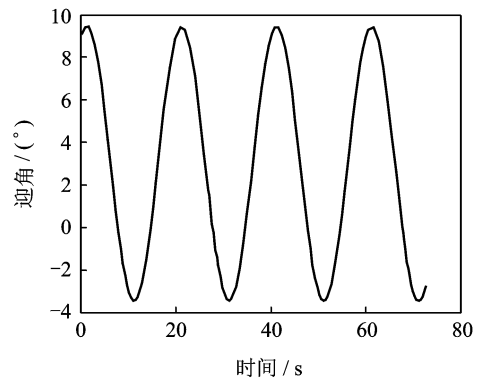


图11 无人机迎角(滚桶机动)

Fig. 11 Attack angle of UAV (Roller maneuver)

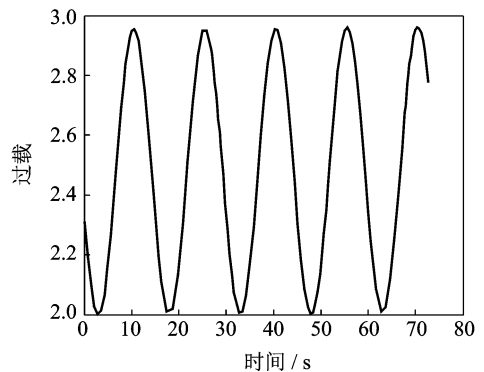


图12 无人机过载(滚桶机动)

Fig. 12 Overload of UAV (Roller maneuver)

从无人机的轨迹和飞行状态可知,依据优化结果无人机完成了滚桶机动。从无人机的迎角图可知,机动过程中无人机的最小迎角为 -3.5° ;更严重的是,在无人机的最小迎角时,无人机的速度仅为 50 m/s,此时无人机自身处于飞行包线的边缘。

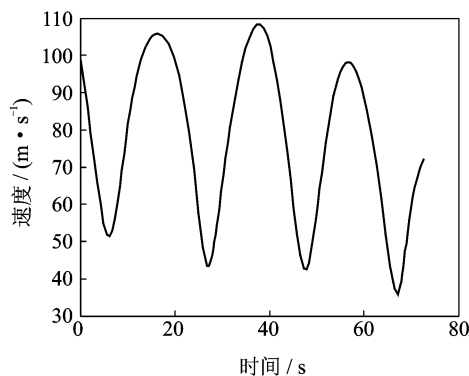


图 13 无人机速度(滚桶机动)

Fig. 13 Speed of UAV(Roller maneuver)

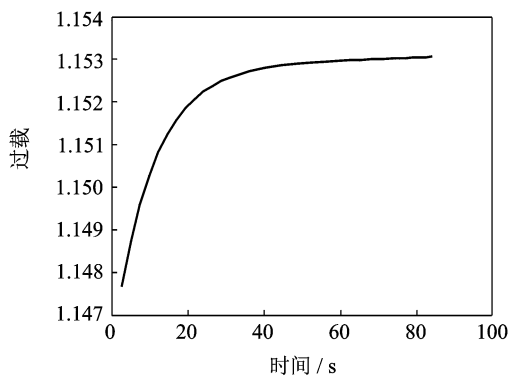


图 16 无人机过载(盘旋机动)

Fig. 16 Overload of UAV(Circling maneuver)

该机动作具有一定的危险性,无人机有可能进入失速状态。因此,对于发动机推重比较小、不具备矢量控制能力的无人机、自身相对安全的情况下,建议少做该机动。

4.3 盘旋机动

根据优化指令,无人机的盘旋机动轨迹、飞行状态和控制输入如图 14—16 所示。

从无人机的轨迹和飞行状态可知,依据优化结果无人机可以完成盘旋机动。盘旋机动是一种飞行状态相对固定的机动动作。在机动过程中,无人机的迎角、速度、过载、滚转角都变化不大。盘旋机

动过程中需要注意的是侧滑角的出现,由于本文仿真采用的是无人机的质点运动方程不包含气流坐标系下定义的参量,因此,用航迹倾角的变化来分析。如图 14—16 所示,无人机在机动过程中,无人机的航迹倾角变化不大,无人机转弯过程平稳,说明无人机具有很好的协调转弯能力。对于控制量,无人机的过载和滚转角度稳定波动较小,说明无人机具有较好的盘旋能力。

4.4 快速机动目标跟踪

机动目标跟踪是无人机执行的最常见任务。由于无人机的速度一般比被跟踪的目标快,因此,无人机对机动目标的跟踪分为两个阶段:第一阶段是发现目标并开始跟踪,此时无人机距离目标较远,无人机需要以最短的时间接近目标;第二阶段为稳定跟踪阶段,当无人机距离目标较近时,若按照前一阶段的跟踪法则无人机将越顶飞过目标。因此,应存在一个决策距离对无人机的跟踪方式进行调整。当无人机和目标达到该距离时,无人机开始在目标顶部盘旋。

把无人机和目标在水平面内投影,改变无人机跟踪方式的距离定义为决策距离。这里把决策距离定义为 1 000 m 时,无人机对地面机动目标的跟踪如图 17 所示。图中蓝色实线代表无人机跟踪轨迹,红色实线代表目标移动轨迹。

从仿真图可以看出,当无人机到达决策距离后,运动轨迹为焦点随目标移动、相互之间有重叠的椭圆。

4.5 飞翼无人机截击机动

无人机执行任务时被有人机战机追击是最危险的战场形态。假设有人机按最短时间接近原则对无人机追击(实战中不会出现该作战方式,该例仅证明无人机的连续机动能力)。假设决策距离为 3 000 m,有人机和无人机的移动轨迹如图 18 所示,图中蓝色实线代表无人机轨迹,红色实线代表

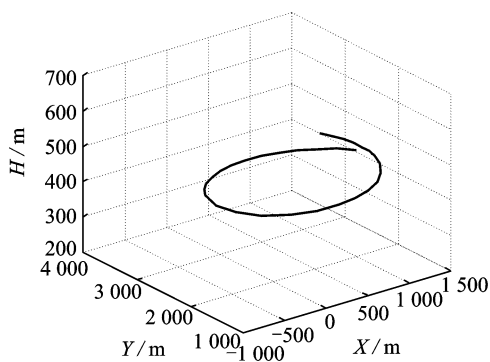


图 14 无人机盘旋机动航迹

Fig. 14 Circling maneuver trajectory of UAV

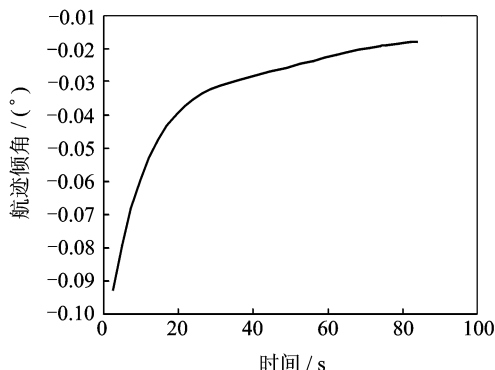


图 15 无人机航迹倾角(盘旋机动)

Fig. 15 Flight path angle of UAV(Circling maneuver)

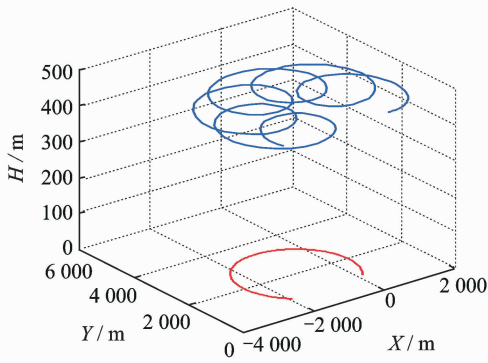


图 17 无人机对机动目标跟踪航迹

Fig. 17 Tracking maneuver targets of UAV

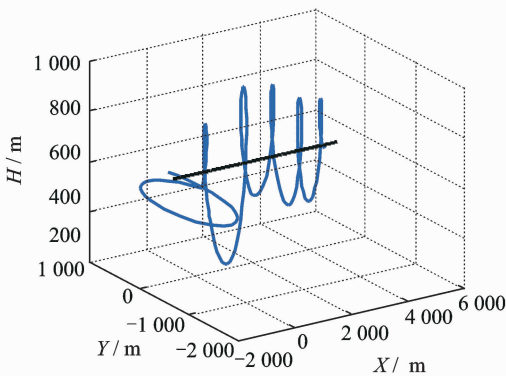


图 18 无人机近距离格斗

Fig. 18 UAV dog fight

有人机轨迹。

从仿真图可知,在达到决策距离时,无人机并不能从滚桶机动转入盘旋机动,这中间还要经过一个短暂的滚桶机动片段。这是因为在到达决策距离时,无人机的状态并不满足进入盘旋机动的条件,无人机只有完成最后一个滚桶机动再次回到平衡状态后才能进入盘旋机动。因此,无人机在两个机动连接处出现了一段不规则的航迹。

5 结束语

本文以飞翼无人机机动飞行优化为研究对象,设计了以无人机控制量变化率为优化参数的飞翼无人机机动航路优化方法。在飞翼无人机机动飞行系统中,本方法可以为无人机的制导航路提供最理想航迹,进而完成机动飞行过程控制。

本文的优化方法以机动飞行的控制量变化率作为优化对象,在考虑飞翼无人机控制能力的约束下,对飞行航迹进行了片段的划分,保证机动过程尽可能减少操作复杂度。依据该思路,本文对飞翼无人机的筋斗、滚桶、盘旋机动进行了优化计算。

为了给制导提供有效的指令,本文提出了机动库的匹配输出的方法。根据飞翼无人机的具体性能优化得到无人机的基本动作,并以基本动作组合

得到任务过程各种情况下的理想动作建立动作库。以各种探测设备得到态势信息作为输入,匹配数据库的各种情况,进而输入理想的机动航迹。本文以机动目标跟踪和有人机追击为设定进行了仿真,结果显示该思路是有效的。

参考文献:

- [1] WANG Mengjie, Eriqitai, WAND Qiang, et al. Numerical simulation of nozzle pressure ratio effect on vector performance and separation control for shock vector control nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(3):527-538.
- [2] LAN C E, LI J L, YAU W P, et al. Longitudinal and lateral-directional coupling effects on nonlinear unsteady aerodynamic modeling from flight data [C]//AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit. Monterey, California: AIAA, 2002.
- [3] ALIKHAN M, PEYADA N, GO T H. Flight dynamics and optimization of three-dimensional perching maneuver[J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2013, 36(6):1791-1796.
- [4] GUO Yang, YAO Yu, WANG Shicheng. Maneuver control strategies to maximize prediction errors in ballistic middle phase[J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2013, 36(4):1225-1234.
- [5] ZHI Qiang, CAI Yuanli. Energy-management steering maneuver for thrust vector-controlled interceptors [J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2012, 35(6):1798-1804.
- [6] MUELLER J B, PAUL R. Avoidance maneuver and planning incorporating station-keeping constraints and automatic relaxation[J]. Journal of Aerospace Information Systems, 2013, 10(6):306-322.
- [7] YANG Yi, CHEN Xin. Transient performance improvement in model reference adaptive control using H_{∞} optimal method[J]. Journal of the Franklin Institute, 2015, 352(1):16-32.
- [8] 杨艺,陈欣,李春涛.一种可保证瞬态特性的改进的鲁棒模型参考自适应控制[J].控制与决策,2015,30(8):1379-1385.
YANG Yi, CHEN Xin, LI Chuntao. A modified robust model reference adaptive control with guaranteed transient performance [J]. Control and Decision, 2015, 30(8):1379-1385.
- [9] LI Jiguang, CHEN Xin, LI Yajuan, et al. Control system design of flying-wing UAV based on nonlinear methodology[J]. Defence Technology, 2017, 6: 397-405.
- [10] 李继广,陈欣,李亚娟,等.飞翼无人机机动飞行非线性鲁棒控制方法[J].北京航空航天大学学报,

- 2018, 44(1):89-98.
- LI Jiguang, CHEN Xin, LI Yajuan, et al. Flying wing UAV flight dynamic nonlinear robust control method[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018,44(1):89-98.
- [11] 李继广, 陈欣, 王鑫, 等. 飞翼无人机机动飞行非线性鲁棒自适应控制[J]. 系统工程与电子技术, 2017, 39(9):2058-2067.
- LI Jiguang, CHEN Xin, WANG Xin, et al. Flying wing UAV powered flight nonlinear robust adaptive control[J]. Systems Engineering and Electronics, 2017, 39(9):2058-2067.
- [12] 朱纪洪, 张尚敏, 周驰军, 等. 飞机超机动状态动力学特征及对控制系统的挑战[J]. 控制理论与应用, 2014, 31(12):1650-1662.
- ZHU Jihong, ZHANG Shangmin, ZHOU Chijun, et al. Dynamic characteristics and challenges for control system of super-maneuverable aircraft[J]. Control Theory & Applications, 2014, 31(12):1650-1662.
- [13] WILSON J R. UAV worldwide roundup[J]. Aerospace American, 2005, 43(9):26-34.
- [14] OSTERHUBER R. FCS requirements for combat aircraft-lessons learned for future designs: STO-AVT-189[R]. Portsmouth: Workshop on Stability & Control, 2011.
- [15] MELLINGER D, MICHAEL N. Trajectory generation and control for precise aggressive maneuvers with quadrotors[J]. The International Journal of Robotics Research, 2012, 31(5):664-674.
- [16] GILLULA J H, HOFFMANN G M. Applications of hybrid reachability analysis to robotic aerial vehicles [J]. The International Journal of Robotics Research, 2011, 30(3):335-354.
- [17] 刘瑛, 李敏强, 张瑞峰. 复杂机动动作航迹控制模型及操纵特性分析[J]. 控制理论与应用, 2014, 31(5):566-576.
- LIU Ying, LI Minqiang, ZHANG Ruifeng. The optimal trajectory control model of the aircraft maneuver and its operation characteristics[J]. Control Theory & Applications, 2014, 31(5):566-576.

(编辑:胥橙庭)