

7-2-2020

Path Planning and Control Simulation of Unpowered Unmanned Aerial Vehicle (UAV) Returning to The Airport

Yijun Zhang

1. Institute of Aircraft Design, Department of Mechanics and engineering science, Fudan University, Shanghai 200433, China;;

Yiqun Dong

1. Institute of Aircraft Design, Department of Mechanics and engineering science, Fudan University, Shanghai 200433, China;;

Zhan Guang

2. Institute of Shenyang Aircraft Design, Shenyang 110035, China;

Jianliang Ai

1. Institute of Aircraft Design, Department of Mechanics and engineering science, Fudan University, Shanghai 200433, China;;

Follow this and additional works at: <https://dc-china-simulation.researchcommons.org/journal>



Part of the [Artificial Intelligence and Robotics Commons](#), [Computer Engineering Commons](#), [Numerical Analysis and Scientific Computing Commons](#), [Operations Research, Systems Engineering and Industrial Engineering Commons](#), and the [Systems Science Commons](#)

This Paper is brought to you for free and open access by Journal of System Simulation. It has been accepted for inclusion in Journal of System Simulation by an authorized editor of Journal of System Simulation.

Path Planning and Control Simulation of Unpowered Unmanned Aerial Vehicle (UAV) Returning to The Airport

Abstract

Abstract: *The unpowered Unmanned Aerial Vehicle (UAV) return to the airport unpoweredly* is a link of large risk and complex technology during the flight, and it is the key stage which affects the flight safety of the UAV. *The basic control strategy and path planning* of the unpowered UAV's back to the airport were studied, and the method which calculated *the average drag of the return* was proposed. Under the condition of multiple constraints, the flight control model of the UAV's return was established. It is proved that the result of the simulation is effective and has built a foundation for the calculation of the boundary envelope which the unpowered UAV can safely land in the designated areas.

Keywords

UAV, back to the airport unpoweredly, control strategy, flight path planning, average drag of the return

Recommended Citation

Zhang Yijun, Dong Yiqun, Zhan Guang, Ai Jianliang. Path Planning and Control Simulation of Unpowered Unmanned Aerial Vehicle (UAV) Returning to The Airport[J]. Journal of System Simulation, 2016, 28(1): 220-226.

无人机无动力返场航迹规划与控制仿真

张毅君¹, 董一群¹, 詹光², 艾剑良¹

(1. 复旦大学力学与工程科学系复旦大学飞行器设计研究所, 上海 200433; 2. 沈阳飞机设计研究所, 沈阳 110035)

摘要: 无人机无动力返场是飞行过程中风险巨大、技术复杂的环节, 是影响无人机飞行安全的关键阶段。从无人机滑翔过程中的能量变化出发, 研究无人机无动力返场飞行的基本控制策略及返场航迹规划, 提出了返程平均阻力的计算方法。在无障条件下, 建立了返程着陆飞行控制规律模型。仿真结果表明方法行之有效, 为下一步无人机无动力在规定区域安全着陆的边界包线的计算奠定了基础。

关键词: 无人机; 无动力返场; 控制策略; 航迹规划; 返场平均阻力

中图分类号: TP391.9 文献标识码: A 文章编号: 1004-731X (2016) 01-0220-07

Path Planning and Control Simulation of Unpowered Unmanned Aerial Vehicle (UAV) Returning to The Airport

Zhang Yijun¹, Dong Yiqun¹, Zhan Guang², Ai Jianliang¹

(1. Institute of Aircraft Design, Department of Mechanics and engineering science, Fudan University, Shanghai 200433, China;
2. Institute of Shenyang Aircraft Design, Shenyang 110035, China)

Abstract: The unpowered Unmanned Aerial Vehicle (UAV) return to the airport unpoweredly is a link of large risk and complex technology during the flight, and it is the key stage which affects the flight safety of the UAV. The basic control strategy and path planning of the unpowered UAV's back to the airport were studied, and the method which calculated the average drag of the return was proposed. Under the condition of multiple constraints, the flight control model of the UAV's return was established. It is proved that the result of the simulation is effective and has built a foundation for the calculation of the boundary envelope which the unpowered UAV can safely land in the designated areas.

Keywords: UAV; back to the airport unpoweredly; control strategy; flight path planning; average drag of the return

引言

无人机飞行过程中发动机出现故障导致飞机失去动力, 这时若能导引无人机进入附近的机场着陆将大大减小损失。国外对无人机无动力应急着陆的研究开始较早。Pillar Eng^[1-4]通过模拟飞行员的

思考过程来处理无动力的轨迹规划和着陆过程。

Ella M. Atkins^[5-7]提出了应急飞行管理的概念, 可以应用在遥控或自主飞行的无人机上。国内目前对无人机无动力应急着陆的研究尚处于初步阶段, 且不涉及返场过程中速度的控制, 可查的公开文献较少。

本文从无人机滑翔过程中的能量变化出发, 研究无人机无动力返场飞行的基本控制策略及返场航迹规划, 提出了返程平均阻力的计算方法, 建立了返程着陆飞行控制规律模型。对某型无人机的飞



收稿日期: 2014-09-11 修回日期: 2015-03-17;
作者简介: 张毅君(1989-), 男, 上海, 硕士, 研究方向为飞行力学与飞行控制; 董一群(1990-), 男, 宿迁, 博士, 研究方向为飞行力学与飞行控制; 詹光(1980-), 男, 沈阳, 硕士, 高工, 研究方向为飞行器设计。

<http://www.china-simulation.com>

行仿真研究表明, 仿真结果表明本文给出的方法有效。

1 无动力返场难点和步骤

1.1 无人机无动力返场的难点

一般来讲, 正常飞行的无人机可通过发动机推力控制及升降舵偏转来实现对高度和速度的有效控制, 然而在无人机失去动力^[8-9]后, 飞机纵向运动的控制量只有升降舵, 这样势必大大降低对高度和速度的控制能力。飞机在失去动力时很有可能处在巡航状态, 其高度、速度都较大, 如果在返场过程中, 仅控制高度和航向, 而不控制速度, 那么飞机在进入机场时其速度可能过大, 不能满足着陆要求。因此, 同时控制无人机无动力状态下的高度、速度, 使其一同缓慢下降, 从而在到达机场时, 满足着陆要求将是控制的**最大难点**。

1.2 无人机无动力返场的步骤

在机场跑道着陆端中心线前 3 km, 高度 300 m 处设立一个着陆点。以着陆点为中心, 在其周围设立一个长方体, 边长为 600 m, 并与机场跑道中心线平行, 底边位于机场上空 200 m, 顶边位于机场上空 400 m, 这个长方体为着陆区域。如图 1 所示。

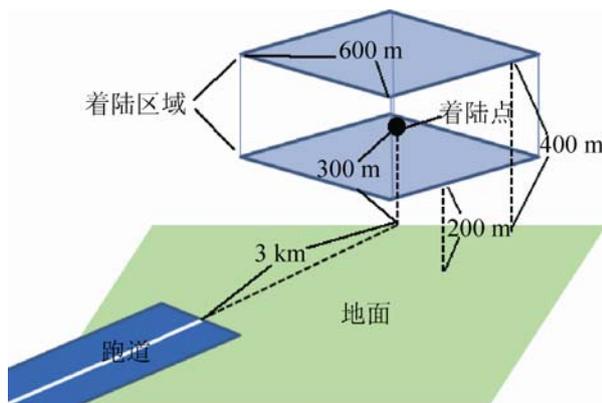


图 1 着陆区域三维图

当无人机从失去动力的上空滑翔到着陆区域时, 须满足着陆要求, 其航向在跑道中心线方向 $\pm 3^\circ$ 内, 速度在 80~100 m/s。

由于无人机失去动力, 所以在滑翔过程中应满足以下能量变化规律:

$$\frac{1}{2}mV_1^2 + mgH_1 = \frac{1}{2}mV_2^2 + mgH_2 + \bar{D}S \quad (1)$$

式中: m 为无人机的质量; V_1 为无人机返场点的速度; H_1 为无人机返场点的高度; V_2 为无人机到达着落区域的速度; H_2 为无人机到达着陆区域的高度; \bar{D} 为整个返场飞行过程中无人机所受阻力的平均值; S 为无人机返场所飞行的距离。

当无人机失去动力进入无动力返场阶段时, 其初始点的航向不一定正对着机场跑道的方向。因此无人机在返场过程中需要不断调整航向, 当其滑翔进入着陆区域时, 其航向需在跑道中心线方向 $\pm 3^\circ$ 内。这里选用 Dubins 法^[10]进行航迹规划, 使规划出来的航迹能够保证航向调整的要求。

Dubins 法规划出的航迹由一段圆弧, 一条直线和一段圆弧构成。整个返场航迹的平面图见图 2。

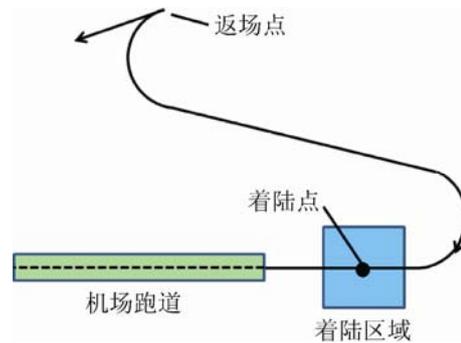


图 2 Dubins 法返场航迹二维图

由公式(1)可知, 在无人机返场点的高度、速度和到达着陆区域时的高度、速度已知的情况下, 如果能通过一定的方法计算出无人机无动力滑翔阶段的平均阻力, 那么便可以计算得到无人机从返场点到着陆区域所需飞行的距离。

这样, 我们便能提供一种无人机无动力返场的策略: 当无人机在空中失去动力后, 返场系统规划出一条由返场点到着陆区域的航迹, 此航迹的长度等于公式(1)计算出的返场飞行距离 S 。导引无人机沿着此航迹飞行, 在高度下降的同时, 设法控制速度下降, 在进入着陆区域时, 满足着陆要求。

2 平均阻力的估算

无人机无动力返场阶段平均阻力的计算是无动力返场规划和控制的重点。由于返场过程中状态量变化较大,基于某一状态点的线性模型已不能精确描述整个飞行过程,因此,必须采用非线性动力学模型,在此基础上设计控制器,控制无人机在无动力返场过程中,高度、速度等飞行状态量的变化,直至无人机到达着陆区域。由于在仿真过程中其飞行状态量都在不断变化,因此在仿真前,要直接计算全过程的平均阻力比较困难。本文提出了一种结合无人机非线性动力学模型和控制器的仿真迭代平均阻力估算方法。由于无人机的返场航迹由直线段和圆弧段构成。可以假设两种理想的情况:

第 1 种情况:无人机以返场点为起点,沿着直线下滑,其在返场点的高度速度已知。当达到着陆点的高度并满足着陆要求速度时,停止仿真;

第 2 种情况:无人机以返场点为起点,绕圆弧盘旋下降,其在返场点的高度速度已知。当达到着陆点的高度并满足着陆要求速度时,停止仿真。

分别对 2 种情况施加控制指令,令无人机缓慢减速下降,使其高度下降到着陆点的高度时,速度在着陆要求速度之内。然后分别估算 2 种情况下的平均阻力。再以直线滑翔和绕圆弧滑翔下平均阻力的平均值作为无人机在某一高度、速度下返场的平均阻力,并以此预测无人机返场所需滑翔的距离。

2.1 平均阻力计算步骤

无人机返场的航迹由直线段和圆弧段的组成,平均阻力的计算要分别考虑直线飞行和绕圆弧飞行的情况。

根据公式(1), H_1 , V_1 为无人机返场点的高度和速度, H_2 为陆点的高度, V_2 是仿真结束时无人机的速度,在第一步迭代时,需要假定 V_2 和 D ,并通过公式(1)预测得到无人机的飞行距离 S 。

飞行过程中的指令减速度由如下公式得到:

$$a = (V_2 - V_1)/t \quad (2)$$

式中: $t = 2S/(V_1 + V_2)$ 。

仿真迭代过程如图 3 所示,当无人机飞行高度达到着陆点高度时,结束仿真。

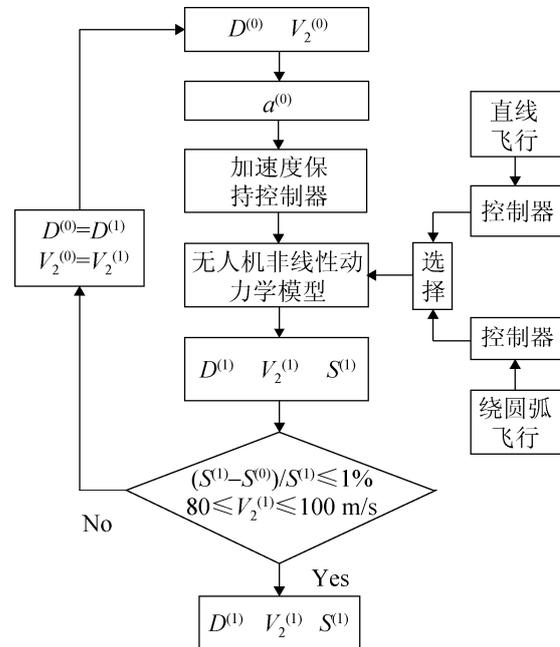


图 3 平均阻力仿真迭代过程

最后,以直线飞行与绕圆弧飞行平均阻力的平均值作为无人机无动力返场阶段的平均阻力:

$$\bar{D} = \frac{1}{2} (\bar{D}_{\text{line}} + \bar{D}_{\text{circle}}) \quad (3)$$

式中: \bar{D}_{line} 代表直线飞行下的平均阻力; \bar{D}_{circle} 代表绕圆弧飞行下的平均阻力。

2.2 控制器的设计

无人机的控制器^[11]分为纵向和横向控制器。为保证无人机滑翔过程中速度高度的同时下降,纵向控制器采用加速度保持控制器,用来控制无人机缓慢减速。采用经典的 PID 控制,其控制律为:

$$\Delta \delta_e = K_a (\Delta a - \Delta a_g) + K_d (\Delta \dot{a} - \Delta \dot{a}_g) + K_{i_a} (\int \Delta a - \int \Delta a_g) + K_\theta \Delta \theta + K_q \Delta q \quad (4)$$

式中: Δa 为无人机的加速度增量; Δa_g 为加速度指令增量; $\Delta \theta$ 为俯仰角增量; Δq 为俯仰角速度增量。

横向控制器采用圆弧跟踪控制器^[12],用来控制无人机绕圆弧飞行,其控制律为:

$$\delta_a = K_\phi(\phi - \phi_g) + K_p p \quad (5)$$

式中: p 为滚转角速度; ϕ_g 为滚转角指令。

滚转角指令由滚转角前馈量, 偏离预规划航线的侧向偏离距离和偏离速度构成, 需要区分转弯方向:

$$\phi_g = \begin{cases} \phi_c + K_d d + K_d \dot{d} & \text{逆时针} \\ -(\phi_c + K_d d + K_d \dot{d}) & \text{顺时针} \end{cases} \quad (6)$$

式中: ϕ_c 为滚转角前馈量, 目的是提高圆弧跟踪的快速性; d , \dot{d} 分别为无人机偏离预规划航线的侧向偏离距离和偏离速度, 目的是提高圆弧跟踪的精度。

滚转角前馈量由如下步骤获得, 可知在同一转弯半径下, V 和 ϕ_c 存在对应关系:

$$R = V^2 / (g \tan \phi_c) \quad (7)$$

那么就可以得到滚转角前馈量的表达式:

$$\phi_c = a \tan(V^2 / R) \quad (8)$$

绕圆弧飞行的侧向偏距离为无人机当其位置到圆弧的距离, 再减去圆弧的半径即可得到侧偏距:

$$d = \sqrt{(x - x_0)^2 + (y - y_0)^2} - R \quad (9)$$

对侧向偏离距离求导, 便可得到侧向偏离速度:

$$\dot{d} = \frac{d(d)}{dt} \quad (10)$$

2.3 平均阻力仿真估算算例

仿真模型采用某型无人机, 无人机的运动方程如下所示:

$$\dot{u} = \frac{F_x - mg \sin \theta - mqw + mrv}{m} \quad (11)$$

其中: $F_x = T - D \cos \alpha \cos \beta - Y \cos \alpha \sin \beta + L \sin \alpha$ 。

$$\dot{v} = \frac{F_y + mg \sin \phi \cos \theta - mru + mpw}{m} \quad (12)$$

其中: $F_y = -D \sin \beta + Y \cos \beta$ 。

$$\dot{w} = \frac{F_z + mg \cos \phi \cos \theta - mpv + mqu}{m} \quad (13)$$

其中: $F_z = -D \sin \alpha \cos \beta - Y \sin \alpha \sin \beta - L \cos \alpha$ 。

$$\dot{V} = \frac{uu + vv + ww}{V} \quad (14)$$

$$\dot{\alpha} = \frac{uw - wu}{u^2 + w^2} \quad (15)$$

$$\dot{\beta} = \frac{\dot{u}V - v\dot{V}}{V^2 \cos \beta} \quad (16)$$

$$\dot{p} = (c_1 r + c_2 p)q + c_3 K + c_4 N \quad (17)$$

$$\dot{q} = c_5 pr - c_6(p^2 - r^2) + c_7 M \quad (18)$$

$$\dot{r} = (c_8 p - c_2 r)q + c_4 K + c_9 N \quad (19)$$

$$\text{其中: } c_1 = \frac{(I_y - I_z)I_z - I_{xz}^2}{I_x I_z - I_{xz}^2}, c_2 = \frac{(I_x - I_y + I_z)I_{xz}}{I_x I_z - I_{xz}^2},$$

$$c_3 = \frac{I_z}{I_x I_z - I_{xz}^2}, c_4 = \frac{I_{xz}}{I_x I_z - I_{xz}^2}, c_5 = \frac{I_z - I_x}{I_y},$$

$$c_6 = \frac{I_{xz}}{I_y}, c_7 = \frac{1}{I_y}, c_8 = \frac{I_x(I_x - I_y) + I_{xz}^2}{I_x I_z - I_{xz}^2},$$

$$c_9 = \frac{I_x}{I_x I_z - I_{xz}^2}。$$

$$\dot{\phi} = p + \tan \theta (q \sin \phi + r \cos \phi) \quad (20)$$

$$\dot{\theta} = q \cos \phi - r \sin \phi \quad (21)$$

$$\dot{\psi} = \frac{q \sin \phi + r \cos \phi}{\cos \theta} \quad (22)$$

$$\dot{x}_E = u \cos \psi \cos \theta + v (\cos \psi \sin \theta \sin \phi - \sin \psi \cos \phi) + w (\cos \psi \sin \theta \cos \phi + \sin \psi \sin \phi) \quad (23)$$

$$\dot{y}_E = u \sin \psi \cos \theta + v (\sin \psi \sin \theta \sin \phi + \cos \psi \cos \phi) + w (\sin \psi \sin \theta \cos \phi - \cos \psi \sin \phi) \quad (24)$$

$$\dot{z}_E = -u \sin \theta + v \cos \theta \sin \phi + w \cos \theta \cos \phi \quad (25)$$

式中: u, v, w 为在机体坐标系下, 速度分别在 x, y, z 轴上的投影; V 为无人机的空速, α 表示迎角, β 表示侧滑角; p, q, r 分别为无人机的滚转角速度, 俯仰角速度和偏航角速度; ψ, θ, ϕ 分别为无人机的偏航角, 俯仰角和滚转角; x_E, y_E, z_E 分别为在地面坐标系下, 无人机质心分别在 x, y, z 轴上的投影; F_x, F_y, F_z 分别表示在机体坐标系下, 无人机所受的力沿坐标轴的分量; T 为推力, 这里 $T = 0$, D 表示阻力; Y 表示侧力; L 表示升力; K 为滚转力矩; M 表示俯仰力矩; N 表示偏航力矩。

无人机控制器的分为加速度保持控制器和圆弧跟踪控制器,其舵机传递函数和控制器参数如下所示:

对于加速度保持控制器,舵机的传递函数为:

$$\frac{-10}{s+10} \quad (26)$$

控制参数如下:

$$K_a = -0.2, K_{\dot{a}} = -0.5, K_{f_a} = -1, K_{\theta} = 3, K_q = 0.2。$$

对于圆弧跟踪控制器,舵机的传递函数为:

$$\frac{-10}{s+10} \quad (27)$$

控制参数如下:

$$K_{\phi} = 5, K_p = 0.52, K_d = 1, K_{\dot{d}} = 50。$$

考虑无人机在高空巡航状态下失去动力,其返场点高度 $H=10\ 000\text{ m}$,速度 $V=175\text{ m/s}$,仿真结束时的高度 $H=300\text{ m}$,期望的速度 $V=80\text{ m/s}$ 。

平均阻力估算结果如下:

(1) 直线飞行:

经过仿真迭代,最终确定加速度指令 $a = -0.0972\text{ m/s}^2$ 。

仿真结束时,速度 $V = 89.3\text{ m/s}$,平均阻力 $D = 51\ 987\text{ N}$,平均下滑角 $\gamma = -4.4^\circ$,飞行距离 $S = 124\ 650\text{ m}$ 。

(2) 绕圆弧飞行:

经过仿真迭代,最终确定加速度指令。

仿真结束时,速度 $V = 89.3\text{ m/s}$,平均阻力 $D = 54\ 799\text{ N}$,平均下滑角 $\gamma = -4.6^\circ$,飞行距离 $S = 117\ 520\text{ km}$ 。

通过公式(4)得到无人机在高空巡航状态下平均阻力 $D_0 = 53\ 393\text{ N}$ 。

根据公式(2)得到预测的返场飞行距离 $S = 121\ 540\text{ m}$ 。

以 2 种情况下下滑角的平均值作为返场平均下滑角 $\gamma = -4.5^\circ$ 。

3 返场航迹规划和控制仿真

3.1 航迹规划

选用 Dubins 法进行航迹规划时,通过不断改

变无人机的转弯半径 R ,使无人机从返场点到着陆区域的飞行距离等于预测的飞行距离 S ,并令无人机沿此航线飞行便能够成功返场。

在这个过程中,如果总路程 $S' = S$,则航迹规划结束。航迹规划结果如图 4 所示。

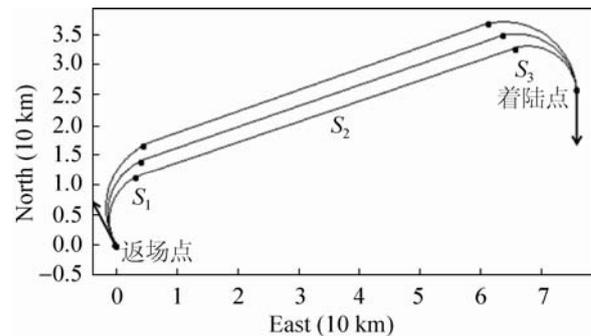


图 4 第一种航迹规划平面图

S' 的计算公式如下:

$$S' = \frac{S_1 + L + S_2}{\cos(|\gamma|)} \quad (28)$$

式中: S_1 为在平面上无人机从返场点到直线段飞行前所经过圆弧的长度; L 为在平面上无人机直线段飞行所经过的距离; S_2 为在平面上无人机进入着陆区域所经过圆弧的长度; γ 为无人机在返场过程中的平均下滑角。

如果通过 Dubins 法计算得到的最大总路程 $S' < S$,那么无人机在进入着陆点上空后盘旋飞行,并使其盘旋 1 周或数周之后再次进入着落区域时其飞行的总路程 $S' = S$,则航迹规划结束。航迹规划结果如图 5 所示。

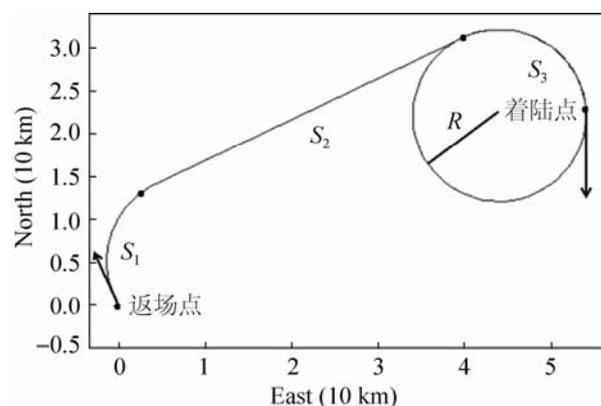


图 5 第二种航迹规划平面图

S' 的计算公式如下:

$$S' = \frac{S_1 + L + S_2 + 2 \times \pi \times R \times n}{\cos(|\gamma|)} \quad (29)$$

式中: R 为转弯半径; n 为盘旋圈数。

3.2 仿真算例

某无人机在高空巡航状态下失去动力, 其速度 $V = 175 \text{ m/s}$, 高度 $H = 10\,000 \text{ m}$ 。针对 2 种不同位置的着陆点进行了仿真。返场点与着陆点的平面坐标和航向如表 1 所示。

表 1 返场点与着陆点的平面坐标和航向

	返场点坐标 /(m,m)	着陆点坐标 /(m,m)	返场点 航向/ $^\circ$	着陆点 航向/ $^\circ$
情况 1	(0, 0)	(75 000, 30 000)	150	-90
情况 2	(0, 0)	(45 000, 30 000)	150	-90

情况 1 和情况 2 仿真的速度变化如图 6 所示, 情况 1 和情况 2 仿真的航迹变化如图 7 和图 8 所示。

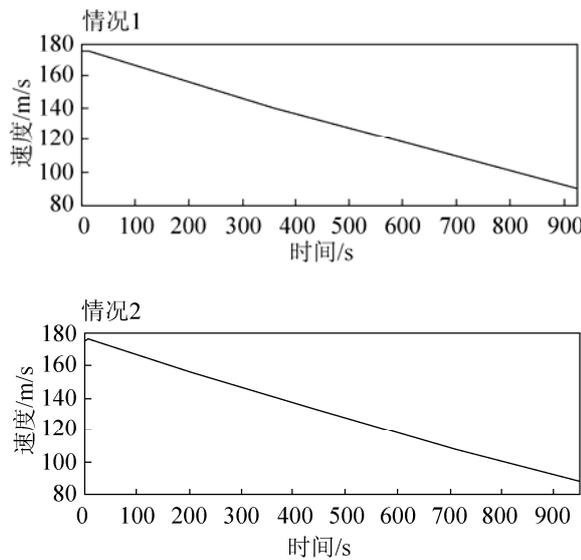


图 6 情况 1 与情况 2 的速度变化

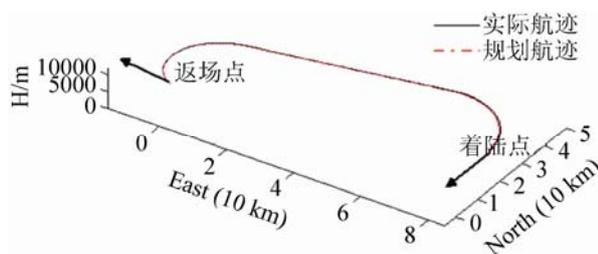


图 7 情况 1 的实际航迹与规划航迹

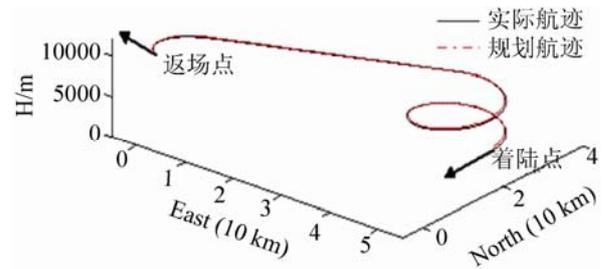


图 8 情况 2 的实际航迹与规划航迹

当仿真结束时, 在情况 1 中, 无人机终点的坐标为(74 968, 30 017), 高度为 342 m, 速度为 89.3 m/s。在情况 2 中, 无人机终点的坐标为(45 011, 29 983), 高度为 291 m, 速度为 89.6 m/s。这表明无人机能够进入着陆区域, 速度在着陆要求的速度范围内。因此可以认为其无动力返场是成功的。

4 结论

本文从无人机无动力返场过程中的能量变化出发, 通过估算和仿真的方式得到无人机无动力返场过程中的平均阻力, 得到无人机从一个较大的高度、速度缓慢下降到一个较低的高度、速度所需飞行的距离, 并设计了加速度保持控制器, 同时控制返场过程中无人机的速度、高度缓慢下降。通过 Dubins 法规划返场航迹, 控制导引无人机进入着陆区域, 并满足着落要求。经过仿真计算, 证明了这种方法是可行的。这种方法在工程上具有一定的借鉴意义, 为无人机在高空、高速状态下的无动力返场提供了一种可行的方法。

参考文献:

- [1] P Eng, L Mejias, X Liu, et al. Automating Human Thought Processes for a UAV Forced Landing [J]. Journal of Intelligent & Robotic Systems (S0921-0296), 2010, 57(4): 329-350.
- [2] Redelighuys Christiaan. A Flight Simulation Algorithm for a Parafoil Suspending an Air Vehicle [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics (S0731-5090), 2007, 30(3): 791-803.
- [3] G Ambrosino, M Ariola, U Ciniglio, et al. Algorithms for 3D UAV Path Generation and Tracking [J]. IEEE Conference on Decision & Control (S0743-1546), 2006: 5275-5280.

(下转第 234 页)