

doi: 10.3969/j.issn.1006-1576.2012.02.020

## 伞降回收系统建模仿真与回收策略

赵云辉<sup>1</sup>, 梅劲松<sup>2</sup>

(1. 南京航空航天大学自动化学院, 南京 210016; 2. 南京航空航天大学飞行控制研究所, 南京 210016)

**摘要:** 为了安全精确地回收无人机, 设计一种用于伞降回收系统的定点控制系统。把回收阶段划分为进入回收窗口、无动力飞行段、开伞减速段和稳降段 4 个阶段, 通过对系统进行合理假设, 建立回收系统的动力学和运动学方程, 并进行仿真研究, 最终确定回收策略。飞行试验结果表明, 该系统能满足系统回收精度的要求。

**关键词:** 伞降回收系统; 定点回收; 无人机; 控制策略

**中图分类号:** TP273 **文献标志码:** A

## Modeling and Simulation for Parachute Recycling System and Recycling Strategy

Zhao Yunhui<sup>1</sup>, Mei Jinsong<sup>2</sup>

(1. College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Flight Control Institute, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** In order to make the unmanned aerial vehicle (UAV) land at a specified point, this paper designed a fixed-point recovery control system against the parachute recycling characteristics of a certain UAV. This system divided the recycling phase into four stages, which include entering the recycling window, unpowered flight segment, parachute deceleration segment and steady drop segment. The dynamical and kinematical equations were established through reasonable assumptions of this recycling system and also the simulation study was conducted, in which way the recycling strategies were identified. Experimental results indicated that this design could meet the requirements of the recycling accuracy.

**Key words:** parachute recovery systems; fixed-point recovery; UAV; control strategy

### 0 引言

随着航空技术的发展, 无人机在军事、民用等领域的应用不断扩大, 由于配备了大量高新技术设备, 无人机的价格不断上涨, 使无人机的多次利用成为降低成本的最佳途径。在无人机飞行的整个过程中, 回收段是最容易出现故障且后果最严重的阶段。因此, 如何对无人机进行安全精确的回收成为无人机回收技术发展和研究的重要方向之一<sup>[1-2]</sup>。

在小型无人机回收过程中, 应用了多种回收方法, 如起落架滑跑着陆回收、拦截网回收和伞降回收。起落架滑跑着陆回收方式主要用于长距离且速度较大的无人机回收, 对跑道要求高。拦截网回收和伞降回收是近年来无人机常用的回收方法, 前者需要能量吸收设备、自动导引设备, 所以成本高; 而伞降回收适用范围广、性价比高, 无需复杂昂贵的自动导航着陆系统和宽阔平坦的专用着陆场地, 适用性强。传统的伞降回收都是采用目测回收方式, 它要求飞行操纵人员拥有丰富的操作经验。即便如此, 由于操纵人员判断存在偶然性, 其降落点散布也较大。因此, 笔者设计了用于该系统的程控回收

方式, 整个过程自动完成, 且可保证回收的精度<sup>[3]</sup>。

### 1 回收程序

在有风条件下进行回收研究, 分为以下 4 个阶段, 其中进入回收窗口段是在其余 3 段仿真结果的基础上提出的, 所以回收窗口在后面得出, 开始时假设进入回收窗口。

1) 进入回收窗口: 调整飞机姿态、高度和速度进入回收期望的窗口范围。

2) 无动力飞行段: 发动机停车到开伞之前, 飞机作无动力飞行, 设定时间为 5 s。

3) 开伞减速段: 此阶段飞机作减速运动, 直到各方向速度达到稳定速度, 此时水平方向的速度主要是风的影响所致, 当风速为零时, 水平方向速度为零, 只有竖直方向的速度。

4) 稳降段: 此阶段风是伞水平方向运动的主要扰动源, 也称漂移段。为了确保回收物的安全, 需要使稳降段至少为 2~3 s, 以 3 s 来研究。

### 2 系统模型

#### 2.1 风模型

对伞降回收而言, 风是回收精度的主要影响因

收稿日期: 2011-09-06; 修回日期: 2011-10-24

作者简介: 赵云辉(1984—), 男, 山东人, 硕士研究生, 从事飞行控制技术研究。

素, 主要包括平均风、随机风和切变风等。平均风是普遍存在的背景风, 是长时间的风的一种状态; 随机风是大气紊流, 随时间的变化而不同, 测量比较困难; 切变风一般发生在气候容易变化或是季节交替的地区。

考虑到普遍性因素, 笔者只考虑平均风的影响, 采用 Horizontal Wind Model 进行研究。同时, 设定风速风向是一定的, 风主要影响物伞系统的气动力, 而不影响地速。在 Simulink 中可以采用相应模块进行仿真分析, 笔者以风速为 5 m/s 进行仿真, 而且进入回收航线时为逆风向。

### 2.2 无动力飞行段

无动力飞行段是飞机进入回收航线后的第一个阶段, 此阶段飞机姿态对回收航线的影响很大, 一般在此段之前使飞机飞行状态保持为平直飞, 这样可以保证回收的安全与精度。此时发动机是停车状态, 对飞机的推力不再考虑, 飞机所受力只有空气动力与自身重力。

飞机所受的气动力为:

$$\begin{aligned} L &= \frac{1}{2} \rho v^2 C_l S \\ D &= \frac{1}{2} \rho v^2 C_d S \\ Y &= \frac{1}{2} \rho v^2 C_y S \end{aligned} \quad (1)$$

其中:  $C_l, C_d, C_y$  分别为升力系数、阻力系数和侧力系数,  $L, D, Y$  分别为无人机所受的升力、阻力和侧力。

飞机所受力矩除了不考虑发动机推力产生的力矩外, 所受其它力矩相同。

### 2.3 开伞减速段

指令“开伞”, 飞机在伞的作用下作减速运动

$$\begin{aligned} \frac{du}{dt} &= \frac{X_c + X_p}{m} - \frac{(m_p + m_c)}{m} g_n \sin \theta - qw + vr \\ \frac{dv}{dt} &= \frac{Y_c + Y_p}{m} + \frac{(m_p + m_c)}{m} g_n \cos \theta \sin \phi + pw - ur \\ \frac{dw}{dt} &= \frac{Z_c + Z_p}{m} + \frac{(m_p + m_c)}{m} g_n \cos \theta \cos \phi - pv + qu \\ I \left( \frac{dp}{dt} \right) &= M_c + M_p + (y_c m_c g + y_p m_p g) \cos \theta \cos \phi - (z_c m_c g + z_p m_p g) \cos \theta \sin \phi \\ I \left( \frac{dq}{dt} \right) &= N_c + N_p - (z_c m_c g \sin \theta + z_p m_p g) - (x_c m_c g + x_p m_p g) \cos \theta \cos \phi \\ I \left( \frac{dr}{dt} \right) &= L_c + L_p + (x_c m_c g + x_p m_p g) \cos \theta \sin \phi + (y_c m_c g + y_p m_p g) \sin \theta \end{aligned} \quad (2)$$

式中:  $m = m_p + m_c + m_f$ , 其中  $m_c$  为伞衣质量,  $m_p$  为

直到趋于稳定速度。由于伞是柔性体, 不确定因素很多, 研究中通常采用半理论半实验的方法, 所以在进行物伞回收系统建模时, 在对系统回收精度影响很小的情况下有必要对一些状态进行简化<sup>[4]</sup>:

- 1) 物伞系统由回收伞和载荷体组成, 其中回收伞是轴对称的, 且与载荷体呈刚性连接;
- 2) 回收伞的压力中心、附加质量的质心、伞衣的几何中心重合为一点;
- 3) 把大地看成是平面体, 且考虑风的影响。

图 1 为物伞系统坐标示意图, 其中物伞系统体坐标系为  $oxyz$ , 其中原点  $o$  为物伞系统质心,  $c$  为降落伞的伞衣质心,  $o_d x_d y_d z_d$  为地面坐标系,  $o_d z_d$  垂直大地平面向下,  $o x_d$  垂直于  $o_d z_d$  指向物伞系统初始运动方向,  $o_d y_d$  与  $o x_d$  和  $o_d z_d$  构成右手直角坐标系, 降落伞质心的坐标为  $(x_c y_c z_c)$ , 回收物的质心为  $(x_p y_p z_p)$ 。

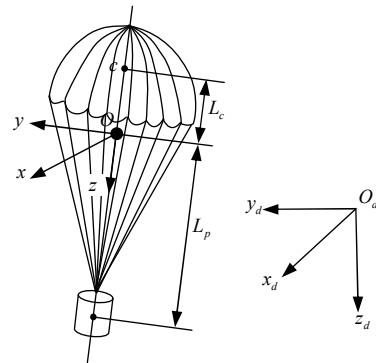


图 1 物伞系统坐标示意图

#### 2.3.1 系统模型

系统六自由度动力学方程如下:

载荷质量,  $m_f$  为回收伞附加质量;  $X_c, Y_c, Z_c$  与

$X_p$ 、 $Y_p$ 、 $Z_p$  分别为伞和飞机作用在物伞系统上的气动力分量;  $I=(I_c+I_p+I_f)$ ,  $I_c$ 、 $I_p$ 、 $I_f$  分别为伞衣、载荷和回收伞附加质量的转动惯量;  $M_c$ 、 $N_c$ 、 $L_c$  与

$M_p$ 、 $N_p$ 、 $L_p$  分别为伞和飞机作用在物伞系统上的气动力矩<sup>[5]</sup>。

运动学方程为:

$$\begin{aligned} \frac{dx_d}{dt} &= u \cos \theta \cos \psi + v(\sin \phi \sin \theta \cos \psi - \cos \phi \sin \psi) + w(\sin \phi \sin \psi + \cos \phi \sin \theta \cos \psi) \\ \frac{dy_d}{dt} &= u \cos \theta \sin \psi + v(\sin \phi \sin \theta \sin \psi + \cos \phi \cos \psi) + w(-\sin \phi \cos \psi + \cos \phi \sin \theta \sin \psi) \\ \frac{dz_d}{dt} &= -(u \sin \theta - v \sin \phi \cos \theta - w \cos \phi \cos \theta) \\ \frac{d\theta}{dt} &= q \cos \phi - r \sin \phi \\ \frac{d\phi}{dt} &= p + (r \cos \phi + q \sin \phi) \tan \theta \\ \frac{d\psi}{dt} &= \frac{1}{\cos \theta} (r \cos \phi + q \sin \phi) \end{aligned} \quad (3)$$

### 2.3.2 伞的气动力

$$\begin{aligned} X_c &= -\frac{1}{2} \rho v_c^2 A C_N \frac{v_{cx}}{\sqrt{v_{cx}^2 + v_{cy}^2}} \\ Y_c &= -\frac{1}{2} \rho v_c^2 A C_N \frac{v_{cy}}{\sqrt{v_{cx}^2 + v_{cy}^2}} \\ Z_c &= -\frac{1}{2} \rho v_c^2 A C_T \end{aligned} \quad (4)$$

其中:  $v_c$  为回收伞压心速度;  $C_N$  为法向力系数;  $C_T$  为轴向力系数;  $A$  为当前伞衣的名义面积;  $(x_c, y_c, z_c)$  为伞的压心在系统的体坐标系中的矢量位置<sup>[4-5]</sup>, 当有风时, 相应的速度采用空速。

降落伞的压心速度和物伞系统的速度有如下关系:

$$\begin{aligned} v_{cx} &= u - qL_c \\ v_{cy} &= v + pL_c \\ v_{cz} &= w \end{aligned} \quad (5)$$

### 2.3.3 角度计算

$$\begin{aligned} \alpha &= \arctan\left(\frac{w}{u}\right) \\ \alpha_1 &= \arctan\left(\frac{\sqrt{v_{cx}^2 + v_{cy}^2}}{v_{cz}}\right) \\ \beta &= \arcsin\left(\frac{v}{V}\right) \end{aligned} \quad (6)$$

其中:  $\alpha_1$  为降落伞的迎角, 在求气动系数时用到;  $\alpha$  为物伞系统的迎角, 在求飞机的气动力时用到。

### 2.3.4 附加质量计算

降落伞是一个质量小而尺寸很大的物体, 在空中运动时, 像实心球一样在变速运动中需克服周围流体的惯性, 而且伞衣内部还包含大量空气。为便

于理解, 把降落伞的附加质量分为伞衣内含质量和伞衣表观质量<sup>[5]</sup>。

假定在充气过程中, 伞衣形状为半球形加一个截锥形的理想形状, 如图 2。

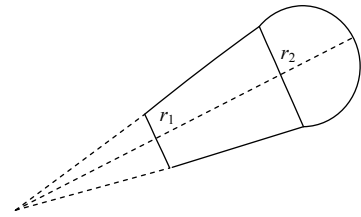


图 2 物伞系统充气过程示意图

#### 1) 伞衣内含质量:

伞衣内所包含的空气质量  $m_n = \rho V$ ,  $V$  为伞衣内的容积, 随充气过程而变化。

则充气过程中的内含质量可以按下式计算:

$$m_n = \rho v = \frac{2\rho D_0^3}{3\pi^2} \left[ 1.058 - \frac{(T-1.31)^2}{1.62} \right] \quad (7)$$

式中:  $T = \frac{t}{t_m}$  为无因次充气时间;  $t_m$  为充满时间;  $t$  为已经充气时间;  $D_0$  为名义直径。

#### 2) 伞衣表观质量

伞衣表观质量是降落伞在空气中作变速运动时产生阻力, 相当于增加了一定的质量。一般用实验法进行测定, 可用实心球体的附加质量计算公式:

$$m_b = \frac{\rho}{4} \frac{D_0^3}{\pi^2} T^{\frac{5}{2}} \quad (8)$$

综上所述, 降落伞的附加质量为:

$$m_f = m_n + m_b = \frac{2\rho D_0^3}{3\pi^2} \left[ 1.058 - \frac{(T-1.31)^2}{1.62} \right] + \frac{\rho}{4} \frac{D_0^3}{\pi^2} T^{\frac{5}{2}} \quad (9)$$

由面积  $s = \pi r^2 = 75$  得:  $r=4.886$ , 所以  $D_0=9.77$ 。

### 2.4 稳降段

此阶段系统水平方向和竖直方向都作减速运动, 直到达到稳定速度, 水平方向速度为开伞减速段结束时的结果。其动力学与运动学方程如下:

$$\frac{1}{2} \rho w^2 A_p C_{DP} - (m_p + m_c + m_f)g = 0$$

$$\frac{dx}{dt} = u$$

$$\frac{dy}{dt} = v$$

$$\frac{dz}{dt} = w$$
(10)

式中:  $C_{DP}$  为降落伞的阻力系数;  $A_p$  为伞的名义面积;  $u, v$  分别为为开伞减速段结束时的水平速度;  $w$  为竖直方向的稳降速度<sup>[6]</sup>。

### 3 仿真结果及分析

系统模型建立后, 需要通过仿真确定影响系统回收精度的因素, 综合各种因素, 得出最佳的初始状态, 进而得出相应回收策略, 保证回收的精度。笔者只给出 2 种不同初始条件下的仿真结果, 以此说明某一因素的改变会影响回收轨迹, 以下都是在地面坐标下的仿真结果<sup>[7]</sup>。

#### 3.1 无动力飞行段

当飞机进入回收航线后转为无动力飞行, 进入此阶段前飞机平直飞, 设定初始升降舵偏角为  $-2^\circ$ , 副翼偏角为  $0.5^\circ$ , 方向舵偏角为  $0^\circ$  时, 仿真结果如图 3、4 所示。

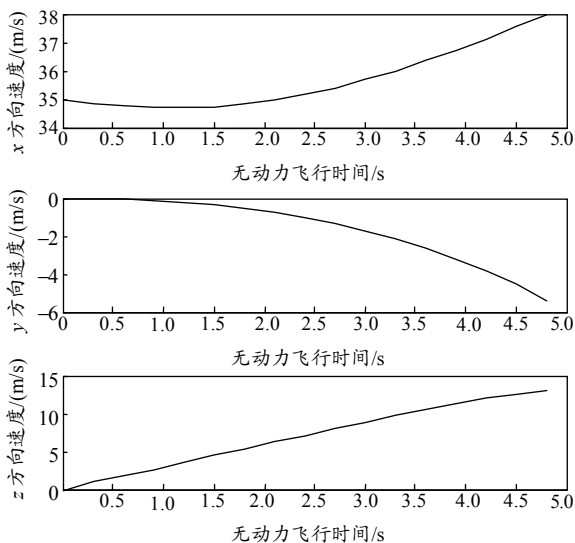


图 3 无动力飞行段各个轴的速度

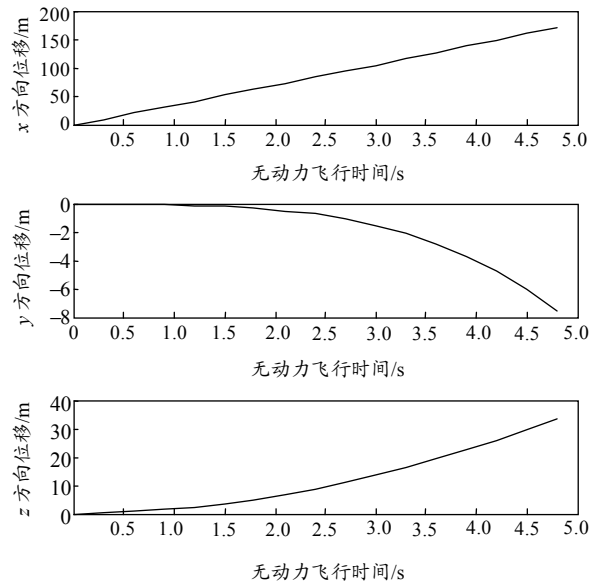


图 4 无动力飞行段各个轴的位移

#### 3.2 开伞减速段

开伞减速段是回收过程最重要的一个环节, 影响回收的因素很多, 如开伞快慢、附加质量的确定方法、风的影响、模型的建立是不是符合实际等, 笔者只给出开伞速率不同对系统轨迹的影响<sup>[8]</sup>。

降落伞的开伞时间因伞形和材料的不同而异, 但开伞过程一般在 2~4 s 内即可完成。通过 2 s 与 3 s 2 种开伞时间对系统进行仿真, 以无动力飞行段的仿真结果作为此阶段的初始条件, 结果如下:

##### 3.2.1 不同开伞时间下的速度变化

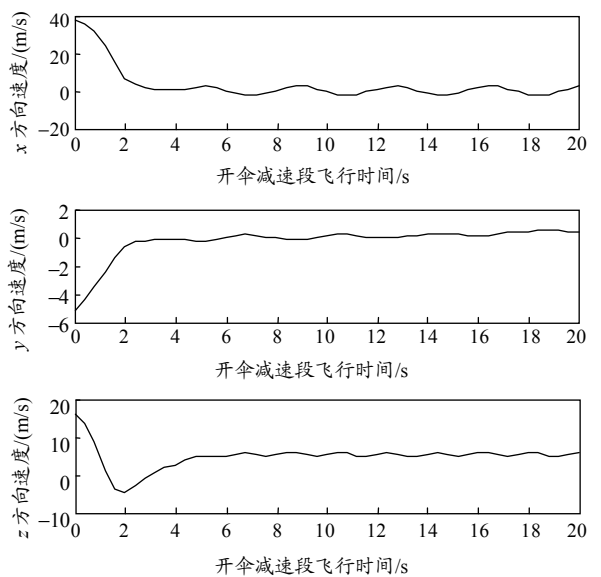


图 5 伞衣 2 s 充满时坐标轴各方向的速度

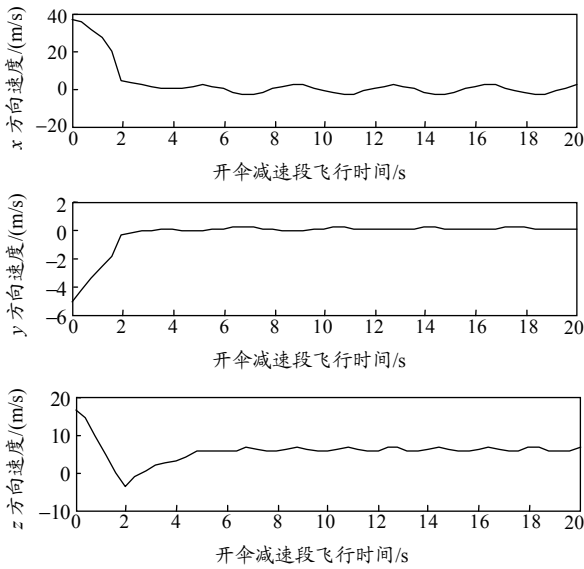


图 6 伞衣 3 s 充满时坐标轴各方向的速度

如图 5、6 所示仿真结果可见, 不同开伞速率下地面坐标轴上的各个速度到达稳定时的时间不同。

### 3.2.2 不同开伞时间下的位移变化

如图 7、8 所示仿真结果可见, 开伞时间为 2 s 时, X 方向位移为 219 m, Y 方向位移为 -21 m, Z 轴方向位移为 141 m; 而开伞时间为 3 s 时, X 方向位移为 224 m, Y 方向位移为 -27 m, Z 轴方向位移为 145 m; 所以不同开伞速率下地面坐标轴上的各个位移不同。因此, 应根据具体的系统参数进行计算仿真, 从而得出比较精确的回收策略<sup>[8]</sup>。

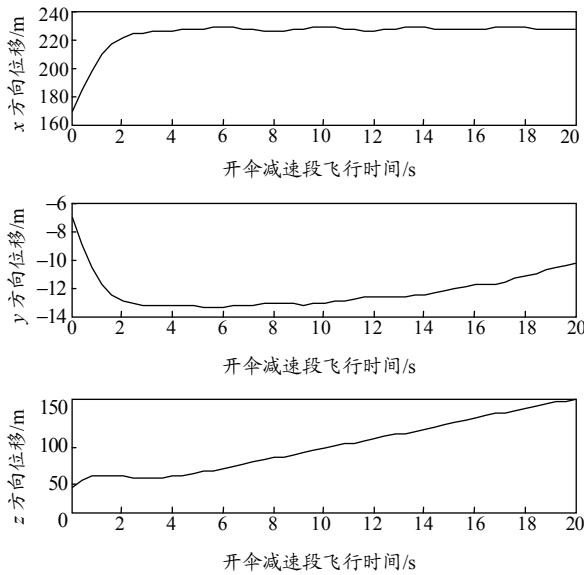


图 7 伞衣 2 s 充满时坐标轴各方向的位移

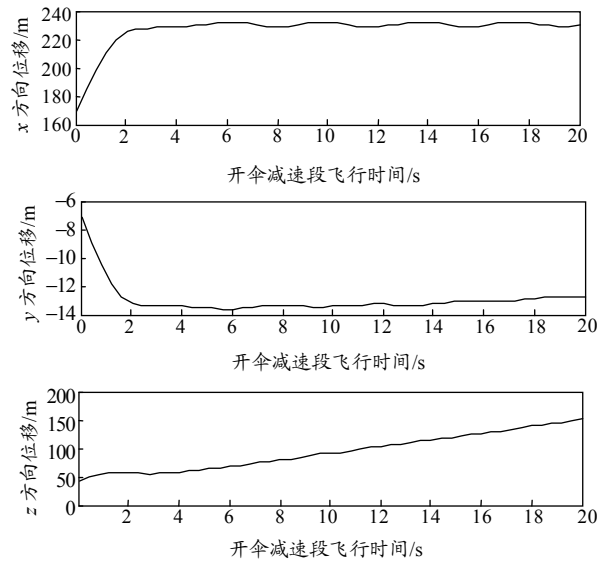


图 8 伞衣 3 s 充满时坐标轴各方向的位移

### 3.3 稳降段

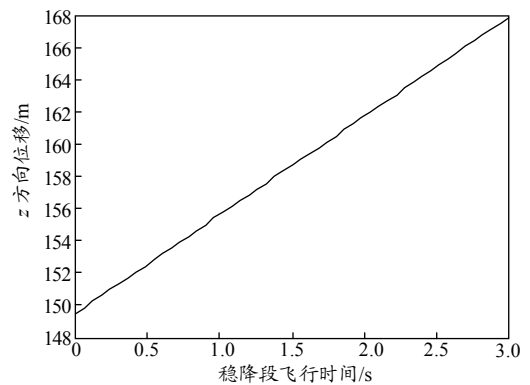


图 9 伞衣 2 s 充满时竖直方向的位移

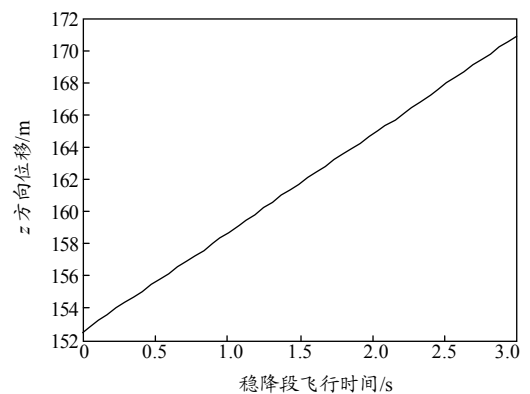


图 10 伞衣 3 s 充满时竖直方向的位移

稳降段系统有稳定的速度, 风仍是影响回收精度的主要因素。由于系统的重量和伞的阻力特征是确定的, 所以由稳降段系统模型可得出稳降速度为

6.1 m/s, 水平方向的速度为开伞减速段结束时的速度, 且都在 0 m/s 左右震荡, 从整个过程看, 速度为 0, 所以位移为 0, 只有竖直方向位移改变, 仿真结果如图 9、10。

以上介绍了 2 种情况下系统的仿真结果, 可以看出回收段航迹有一定差别, 所以应综合考虑影响系统的所有因素进行回收控制。

#### 4 回收策略

在以上 2 种仿真条件下, 系统回收过程的轨迹不同, 回收高度有 4 m 的差异, 在 X 方向上则有 5 m 的差异, 在 Y 方向上则有 6 m 的差异, 整个回收过程中系统的运动轨迹如图 11、12。

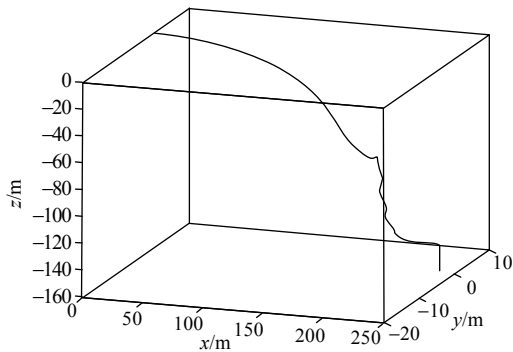


图 11 2 s 开伞时的航迹图

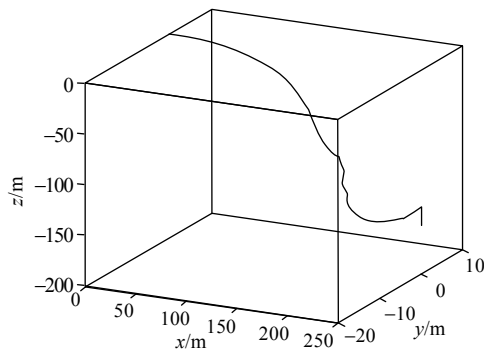


图 12 3 s 开伞时的航迹图

大量的仿真结果表明: 系统的初始速度大小、开伞快慢、无动力飞行段的初始姿态都是影响回收精度的重要因素, 应根据具体的初始条件对系统进行航迹规划。笔者通过确定回收的边界条件, 进行大量仿真得出系统的回收区域<sup>[9]</sup>。边界条件如下:

1) 无动力飞行段飞机姿态的调整: 飞机飞行状态为平直飞, 升降舵偏角为 $-2^\circ$ , 副翼偏角为 $0.5^\circ$ , 方向舵偏角为 $0^\circ$ , 允许误差范围在 5%。

2) 无动力飞行速度范围: 即将进入无动力飞行时, 界定飞行速度为 40 m/s, 允许误差范围在 5%。

3) 开伞时间的范围: 一般开伞时间都在 2~4 s 内完成, 本设计确定的开伞边界为 2 s 和 4 s, 允许误差范围在 5%。

4) 开伞速度的范围: 本系统所用伞的开伞速度在 75 m/s 以内就可以完成开伞, 设计界定的开伞速度为 42 m/s, 允许误差范围在 5%。

通过以上边界条件确定的回收区域是半径为 30 m 的圆形区域, 满足系统回收的需要。在回收区域确定后就可以根据回收程序进行回收, 在确定的目标点关闭发动机, 此程序在 5 s 后自动进行开伞。要得到最佳回收轨迹, 应使水平方向上的位移、下降高度和着陆速度尽可能小, 但实际上很难做到, 因为不可能同时做到最佳, 只有综合考虑各回收参数, 使总体达到最佳, 才能满足回收要求<sup>[10]</sup>。

#### 5 结论

笔者设计的回收系统已经成功应用于某型无人机的回收, 回收效果良好, 能够满足系统回收精度的要求。根据此模型, 得出了回收速度、开伞高度、开伞时间与回收轨迹的关系, 可为无人机回收提供理论参考, 也可通过改变系统参数用于其它飞行器的伞降回收。通过对系统限定边界条件, 再进行大量的仿真得出了系统回收窗口, 并设定了相应的回收程序, 整个过程自动完成, 保证了回收精度。相对以往目测回收方式, 具有回收精度高的特点, 并且减少了目测偶然性的发生, 使飞机可以多次利用, 减少了维修成本, 可行性高。

#### 参考文献:

- [1] 无人机回收技术综述[J]. 国际航空, 1996.
- [2] 朱炎, 郭可谦. 中国降落伞发展简述[J]. 1998.
- [3] 张怡, 张玉琢. 无人机撞网回收末制导系统的研究[J]. 西北工业大学学报, 1997, 15(4): 608.
- [4] Army completing development tests for Lockheed Aquila RPA system. Aviation week and space technology[J]. 1986(4): 28.
- [5] 余莉. 飞行器救生及生命保障技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2009(2): 23.
- [6] Baumgartner S J, Brister J G. New remotely piloted vehicle launch and recovery concepts. AD—A077475. 1979—063.
- [7] 王利荣. 降落伞理论与应用[M]. 北京: 宇航出版社, 1997: 66.
- [8] 精通 Matlab[M]. 6.5 版. 2003.
- [9] Parachute Recovery Systems Design Manual[J]. 1991.
- [10] 席庆彪, 张波, 田小雄, 等. 基于风场估测的无人机伞降定点回收研究[J]. 西北工业大学学报, 2004.