

## 无人机伞回收动力学分析

郭亮<sup>1,2</sup> 张红英<sup>2</sup> 童明波<sup>2</sup>

(1. 成都飞机设计研究所, 成都, 610041;

2. 南京航空航天大学飞行器先进设计技术国防重点学科实验室, 南京, 210016)

**摘要:**在建立无人机六自由度飞行力学模型和降落伞回收动力学模型的基础上,对无人机的整个回收过程进行仿真分析,并与飞行试验进行了比较。结果表明:本文所采用的方法较为准确地预测了整个减速伞工作阶段中的相关动力学特性。计算结果还包括了无人机与回收系统的相对运动过程,有效地预测了回收过程的危险情况,为无人机控制律和回收系统设计提供了重要参考。

**关键词:**无人机;回收;伞系统;动力学

**中图分类号:**O355

**文献标识码:**A

**文章编号:**1005-2615(2012)01-0014-06

## Dynamics Analysis on Parachute Recovery of Unmanned Aerial Vehicle

Guo Liang<sup>1,2</sup>, Zhang Hongying<sup>2</sup>, Tong Mingbo<sup>2</sup>

(1. Chengdu Aircraft Design & Research Institute, Chengdu, 610041, China;

2. Key Laboratory of Fundamental Science for National-Advanced Design Technology of Flight Vehicle, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

**Abstract:**Based on six degrees of freedom(DOF) flight dynamics model of UAV and parachute recovery dynamic model, a quantitative prediction of the whole motion process is given after simulation. For validating the method, a comparison is made between the computational results and available flight test data, and achieves favorable agreement. The simulation results include relative movement of UAV and recovery system and predict dangerous situations at recovery stage, which are an important reference for the design of UAV control law and recovery system.

**Key words:** unmanned aerial vehicle; recovery; parachute system; dynamics

无人机的回收方式主要有:水平滑跑着陆,伞降回收,撞网回收,空中回收等。其中,水平滑跑着陆由于方便、高效,具有较为广泛的应用;撞网回收一般应用于重量小、速度低的小型无人飞行器;空中回收<sup>[1-4]</sup>对于回收系统的要求较高,实际运用难度较大;伞降回收被广泛地运用于航天器的回收,但在高速带翼飞行器的回收上应用较少。

由于一些高速飞行器在设计时,根据其飞行包线、任务剖面及性能的综合考虑,未布置着陆滑跑系统,而伞回收系统具有便于总体布置、重量小、对其他系统依赖度低等特点,能够满足这些高速无人飞行器平台的使用要求<sup>[5-7]</sup>。因此,需要对无人机伞

回收系统开展研究,其中无人机伞回收过程动力学特性研究是无人机伞回收系统研制的关键技术。准确、全面地了解飞行器回收动力学特性对于总体设计十分重要,直接影响回收系统在机上的布置、回收系统与布局的兼容性、以及回收过程中动载荷对于飞行器的影响等。

国内外对于降落伞回收的研究侧重各种返回舱、装备、货箱等回收物的仿真研究,对于带翼飞行器的伞回收过程仿真方法的研究较少。在飞船或货箱的回收中,回收系统与回收物之间发生碰撞的几率很小,所以对于伞包、伞衣、伞绳在整个运动过程中轨迹及姿态的研究比较少。与常规的回收物的伞

回收过程不同,无人机在进行回收过程中飞控系统仍然处于工作状态,仿真及飞行试验表明飞控系统在减速伞工作阶段对无人机的姿态仍能起一定的控制效果,适当的姿态控制有利于回收系统的安全、有效地工作。

在伞降回收方法中,有关伞包出舱、拉直、充气及稳降都是需要重点考察的过程。尤其是对于伞舱位于无人机中段的布局,伞包从伞舱弹出后容易碰撞机体其他部件(如:后机身,垂尾,平尾等),而在伞的拉直、充气过程中伞衣、伞绳可能与后机身或尾翼发生抽打、缠绕而发生危险。因此,需要在无人机的伞回收过程中预测伞包、伞绳及伞衣的运动轨迹,确认开伞过程中不会发生严重的碰撞,或预测可能发生的危险情况,辅助无人机回收系统的设计以及无人机控制律的设计。

本文主要针对带翼飞行器的降落伞回收开展研究,在刚体6自由度无人机飞行力学模型的基础上,增加回收阶段无人机姿态稳定控制,伞包刚体飞行动力学模型,伞回收动力学模型、线弹性的变质量连接带模型,对带翼飞行器的回收过程进行动力学仿真,分析得出回收过程的运动特性和可能发生的危险,并对仿真结果与飞行试验进行分析比较。

## 1 计算坐标系

计算坐标系如图1所示,除地面坐标系、气流坐标系、航迹坐标系等常见坐标系以外,本文给出以下坐标系用以描述无人机回收中的相对运动过程。

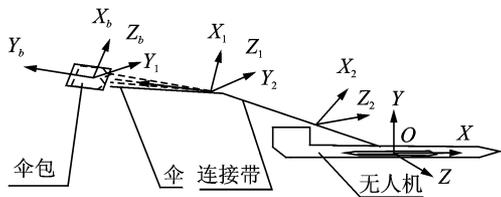


图1 计算坐标系

### 1.1 机体坐标 $OXYZ$

如图1所示,坐标原点  $O$  在回收物(无人机)重心上; $OX$  轴为无人机机身轴线,指向机头; $OY$  轴在回收物对称平面内,通过回收物重心,垂直  $OX$  轴; $OZ$  轴垂直  $OXY$  平面,组成右手坐标系。

### 1.2 伞包(减速伞包)坐标 $O_bX_bY_bZ_b$

坐标原点  $O_b$  在伞包(减速伞包)重心上; $O_bX_b$  轴为弹射时与机身轴线平行,指向伞包前表面; $O_bY_b$  轴在伞包(减速伞包)纵向对称平面内,通过回收物重心,垂直  $O_bX_b$  轴,指向伞包(减速伞包)顶部; $O_bZ_b$  轴垂直  $O_bX_bY_b$  平面,组成右手坐标系。

### 1.3 降落伞(减速伞)坐标 $O_1X_1Y_1Z_1$

坐标原点选取在伞系统重心位置; $O_1X_1$  轴垂直降落伞(减速伞)对称轴; $O_1Y_1$  轴沿降落伞(减速伞)对称轴向上(指向伞衣压力中心); $O_1Z_1$  轴垂直  $O_1X_1Y_1$  平面,组成右手坐标系。

### 1.4 连接带或拉直状态的伞系统坐标(称机体2坐标系) $O_2X_2Y_2Z_2$

坐标原点  $O_2$  选取在连接带与回收物连接点( $B$ )上; $O_2Y_2$  轴沿连接带指向上一级降落伞; $O_2X_2$  轴在连接带对称平面内垂直  $O_2Y_2$  轴; $O_2Z_2$  轴垂直  $O_2X_2Y_2$  平面,组成右手坐标系。

## 2 动力学方程

### 2.1 飞行动力学方程

本文研究的无人机回收过程主要包括如下几个阶段:(1)无人机水平飞行阶段;(2)抛减速伞伞包直到减速伞系统吊带拉直;(3)拉直减速伞系统阶段;(4)减速伞充气阶段;(5)减速伞系统稳降减速阶段;(6)主伞包出舱阶段;(7)主伞系统拉直阶段;(8)主伞充气阶段;(9)主伞系统稳降减速阶段。

由于本文需要考虑无人机、减速(主)伞包、伞衣、伞绳的相对运动关系,以考察使用伞回收无人机时的安全性,确保回收过程中不会发生伞包撞击机身部件,伞绳或伞衣抽打或缠绕飞机部件等危险情况。本文中的飞行力学模型将无人机、减速伞包、减速伞伞衣、减速伞伞绳、主伞伞包、主伞伞衣、主伞伞绳等分别建立单独的动力学模型。需要说明的是,因为减速伞在主伞拉直结束以后对整个系统失去影响,所以在主伞充气阶段开始时整个系统的动力学模型便不考虑减速伞的作用。

其中无人机与伞包可以由刚体动力学方程进行描述<sup>[8]</sup>。通过风洞试验或CFD计算结果可以得到无人机或伞包的升力、阻力、侧向力系数以及力矩系数代入式(1,2)从而得到气动力对于该系统的相关影响。与采用充气距离法算得的相关开伞动载相结合可以得到完整的动力学描述。设一个活动的参考坐标系  $OXYZ$ ,它的旋转角速度为  $\omega$ ,且  $\omega = \omega_x i + \omega_y j + \omega_z k$ ,  $i, j, k$  为沿  $X, Y, Z$  轴的单位矢量。

$$m \begin{bmatrix} \frac{d}{dt} \begin{bmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \end{bmatrix} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$\begin{bmatrix} \sum M_x \\ \sum M_y \\ \sum M_z \end{bmatrix} = \frac{d}{dt} \begin{bmatrix} I_x & -I_{xy} & -I_{zx} \\ -I_{xy} & I_y & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{yz} & I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} +$$

$$\begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} I_x & -I_{xy} & -I_{zx} \\ -I_{xy} & I_y & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{yz} & I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中:  $m$  为刚体的质量;  $\nu$  为刚体质心相对于惯性参考系的速度矢量;  $\nu_x, \nu_y, \nu_z$  分别为  $\nu$  沿  $X, Y, Z$  轴的速度矢量;  $F$  为作用在刚体上的外力总矢量;  $F_x, F_y, F_z$  分别为  $F$  沿  $X, Y, Z$  轴的外力矢量;  $M$  为作用在刚体上的外力对刚体质心的力矩总矢量;  $M_x, M_y, M_z$  分别为  $M$  沿  $X, Y, Z$  轴的分力矩矢量;  $I_x, I_y, I_z, I_{xy}, I_{yz}, I_{zx}$  分别为回收物对回收物坐标系的转动惯量和惯性矩。

在拉直及充气阶段中, 伞衣的柔性体特征十分明显, 很难准确地计算其姿态, 因此本文的研究中将伞衣姿态假设为其对称轴方向与来流方向平行。同时, 在拉直过程中将伞衣、伞绳、连接带视为弹性体且随着拉直过程质量也在随之变化, 由此, 整个伞系统的动载将通过伞衣、伞绳和连接带组成的弹性体传递给无人机。

伞绳和连接绳内的张力计算的原理对于主伞和减速伞都是相同的, 所以本文仅给出减速伞伞绳、伞衣和连接绳内张力的相关计算。在拉连接绳时, 绳内张力

$$F_{L1} = \frac{s_b - L_e}{L_e E_{j1} / P_{j1}} \quad (3)$$

在拉减速伞伞绳时, 减速伞绳内张力为

$$F_{L1} = \frac{s_b - L_e}{L_{j1} \times E_{j1} / P_{j1} + (L_e - L_{j1}) \times E_{sh1} / (P_{sh1} \times n_{sh1})} \quad (4)$$

在拉减速伞伞衣时

$$F_{L1} = \frac{s_b - L_e}{L_{j1} \times E_{j1} / P_{j1} + L_{sh1} \times E_{sh1} / (P_{sh1} \times n_{sh1})} \quad (5)$$

$$s_b = \sqrt{(x_{bk} - x_{j1})^2 + (y_{bk} - y_{j1})^2 + (z_{bk} - z_{j1})^2} \quad (6)$$

式中:  $s_b$  为减速伞伞包口与无人机上减速伞接头位置之间距离;  $L_{j1}$  为减速伞连接绳长度;  $L_{sh1}$  为减速伞伞绳长度;  $E_{sh1}$  为减速伞伞绳的断裂伸长度;  $P_{sh1}$  为减速伞伞绳的断裂强度;  $E_{j1}$  为减速伞连接绳的断裂伸长度;  $P_{j1}$  为减速伞连接绳的断裂强度;  $n_{sh1}$  为减速伞伞绳数量;  $L_e$  为减速伞已拉出的吊带长度。

计算已拉出的减速伞系统质量, 拉吊带时

$$m_e = m'_{j1} \times L_e \quad (7)$$

拉伞绳时

$$m_e = m'_{j1} \times L_{j1} + m'_{sh1} \times (L_e - L_{j1}) \quad (8)$$

拉减速伞伞衣时

$$m_e = m'_{j1} \times L_{j1} + m'_{sh1} \times L_{sh1} + m_{sy1} \left( 1 - 4 \left( \frac{L_{j1} + L_{sh1} + R_{s1} - L_e}{D_{s1}} \right)^2 \right) \quad (9)$$

式中:  $m'_{j1} = \frac{m_{j1}}{L_{j1}}$  为减速伞吊带单位长度质量;  $m'_{sh1} = \frac{m_{sh1}}{L_{sh1}}$  为减速伞伞绳单位长度质量;  $m_{sy1}$  为减速伞伞衣质量。

此计算方法为拉直阶段轨迹计算中的先拉伞绳法。在拉直状态下, 伞系统的单位质量沿全长的分布具有如下规律: 伞绳(或连结绳)部分为一常数; 伞衣底边处质量密集, 单位质量分布有个尖峰; 伞衣其他部分, 若认为展平状态质量是均匀分布的, 那么在拉直状态下, 沿伞顶到底边, 其单位质量应呈三角形分布。将单位质量分布沿拉伞方向积分即可获得拉伞过程中引导伞与回收物所担负的主伞质量的变化规律, 其函数关系即为式(7~9)<sup>[9]</sup>。

## 2.2 降落伞动力学方程

物伞系统在作变速运动时要考虑其附加质量的影响, 故其动力学方程可采用克希霍夫(Kirchhoff)方程<sup>[10,11]</sup>。当不考虑物伞系统绕中心轴转动(即  $\omega_y = 0$ ), 且降落伞是轴对称时, 伞衣、回收物的质心与压心重合, 则在降落伞坐标系中的方程可简化成<sup>[5]</sup>

$$\begin{bmatrix} \Sigma F_x \\ \Sigma F_y \\ \Sigma F_z \end{bmatrix} = \frac{d}{dt} \begin{bmatrix} m_w + m_s + m_{fx} & m_w L_2 + (m_s + m_{fx}) L_1 \\ m_w + m_s + m_{fy} & 0 \\ m_w + m_s + m_{fz} & m_w L_2 + (m_s + m_{fx}) L_1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} v_x & v_y & v_z \\ \omega_z & \omega_y & \omega_x \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} m_w + m_s + m_{fx} & m_w L_2 + (m_s + m_{fx}) L_1 \\ m_w + m_s + m_{fy} & 0 \\ m_w + m_s + m_{fz} & m_w L_2 + (m_s + m_{fx}) L_1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} v_x & v_y & v_z \\ \omega_z & \omega_y & \omega_x \end{bmatrix} \quad (10)$$

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} = \frac{d}{dt} \begin{bmatrix} I_x + I_{fx} & m_w L_2 + (m_s + m_{fx}) L_1 \\ I_y + I_{fy} & 0 \\ I_z + I_{fz} & m_w L_2 + (m_s + m_{fx}) L_1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} v_x & v_y & v_z \\ \omega_z & \omega_y & \omega_x \end{bmatrix}$$

$$\begin{aligned}
 & \begin{bmatrix} \omega_x & \omega_y & \omega_z \\ v_x & v_y & v_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix} \cdot \\
 & \begin{bmatrix} I_x + I_{fx} & m_w L_2 + (m_s + m_{fx}) L_1 \\ I_y + I_{fy} & 0 \\ I_z + I_{fz} & m_w L_2 + (m_s + m_{fx}) L_1 \end{bmatrix} \cdot \\
 & \begin{bmatrix} \omega_x & \omega_y & \omega_z \\ v_x & v_y & v_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & -v_z & v_y \\ v_z & 0 & -v_x \\ -v_y & v_x & 0 \end{bmatrix} \cdot \\
 & \begin{bmatrix} m_w + m_s + m_{fx} & m_w L_2 + (m_s + m_{fx}) L_1 \\ m_w + m_s + m_{fy} & 0 \\ m_w + m_s + m_{fz} & m_w L_2 + (m_s + m_{fx}) L_1 \end{bmatrix} \cdot \\
 & \begin{bmatrix} v_x & v_y & v_z \\ \omega_x & \omega_y & \omega_z \end{bmatrix} \quad (11)
 \end{aligned}$$

式中:  $L_1, L_2$  分别表示降落伞质心和回收物质心到物伞系统质心的坐标距离;  $m_f, m_{fx}$  表示附加质量;  $I_{fx}$  表示附加质量惯性矩;  $I_x, I_z$  表示降落伞的惯性矩;  $F, F_x, F_y, F_z$  表示作用在降落伞上的外力(包括重力);  $m_w$  表示降落伞质量;  $m_s$  表示伞系统质量;  $v_x, v_y, v_z$  表示降落伞质心相对于惯性参考系的速度;  $\omega, \omega_x, \omega_y, \omega_z$  表示降落伞转动角速度。

### 2.3 无人机姿态稳定与控制

由于无人机在回收过程当中主要的扰动产生在纵向方向上,所以仅考虑无人机的纵向姿态稳定与控制的影响。

无人机的控制律如下

$$\Delta \delta_e = L_\theta (\Delta \theta - \Delta \theta_g) + L_{\dot{\theta}} \Delta \dot{\theta} \quad (12)$$

$$\Delta \theta_g = f_g(t) \quad (13)$$

式中:  $\Delta \theta_g$  为俯仰角控制指令,为一个时变函数,在实际的设计及计算当中,对于其他控制参数给定的情况下,通过调整  $\Delta \theta_g$  获得比较合适的控制效果,以避免无人机过早失速,或与回收系统发生碰撞、抽打。

## 3 数值计算仿真

计算程序采用显式时间推进,拉直阶段采用变质量体系的相对运动进行仿真,同时对连接带进行线弹性假设,降落伞在充气阶段的阻力特征采用充气距离法<sup>[12]</sup>,大气环境采用国际标准大气模型。

为验证本文仿真计算方法的准确性,本小节采用某无人机相关数据进行仿真,并与其飞行试验结果进行对比。

由于减速伞与主伞的计算类似,本文只给出了减速伞工作阶段的动载计算结果。经过计算,减速

伞的动载曲线如图2所示。由于减速伞为一次收口,所以开伞动载具有两个峰值。减速伞动载第一个峰值4 400 N,产生在减速伞收口绳张紧之前,第二个峰值4 200 N,产生在解除收口绳之后。此时,减速伞的运动很不稳定,在机尾高速摆动并拉扯连接带,该时刻连接带及机身吊点的工况较为严重。第二个峰值位于回收系统开始工作的第4 s左右,产生的原因是减速伞解除收口状态并迅速张满,减速伞阻力系数迅速增大而造成开伞动载迅速增大。在减速伞稳定工作以后,其载荷逐步降低。

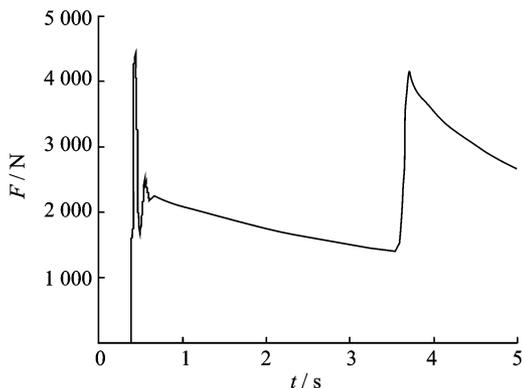


图2 减速伞动载曲线

主伞、减速伞动载对于无人机的影响,如图3的无人机三轴向动载曲线所示。伞系统对无人机的影响主要体现在机体坐标系的 X 轴方向,即减速伞对于无人机运动的主要影响体现为提供了一个较大的阻力,其对无人机飞行速度的影响如图4所示。同时,对于算例中的回收系统设计方案,无人机还在 Y 轴方向受到一个力,对无人机的纵向运动产生扰动。具体的影响如图4所示,飞机在回收伊始受到伞系统的扰动,俯仰方向的运动一直处于波动状态,但是由于飞行控制及无人机静稳定性的影响,其运动基本处于收敛状态,确保了整个回收的成功。

伞系统对无人机回收过程的扰动主要体现在无人机的俯仰方向,俯仰角的变化特性直接影响回

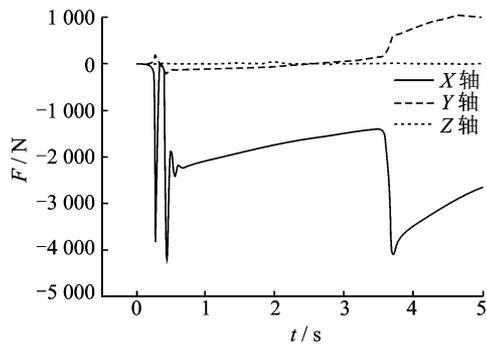


图3 无人机三轴向动载

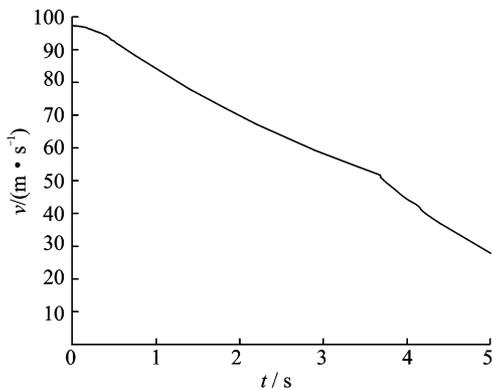


图4 无人机飞行速度变化曲线

收时刻无人机控制律的设计与改进,所以对于回收过程中俯仰变化特性的预测十分重要。图5显示了在相同条件下飞行试验值与本文计算结果之间的比较,可以看出,本文的计算较为准确地预测了无人机俯仰角变化。由于飞行试验测试数据有限,对于动载及加速度变化无相关数据进行比较,本文仅对俯仰姿态角进行比较。从图5中可以看出在前5 s的仿真当中本文给出的计算方法能够较为准确地预测无人机的姿态变化,并准确计算出了无人机俯仰角的变化极值。

基于图5给出的结果,可以发现无人机姿态在回收中始终受到伞系统所产生的抬头力矩的影响。

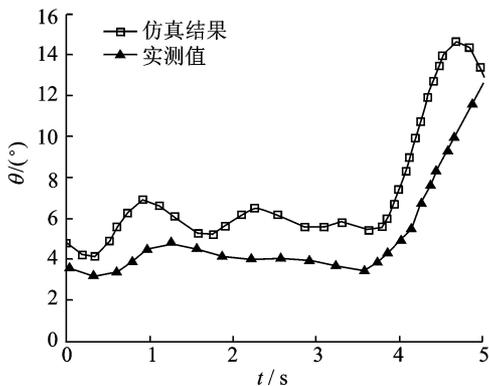


图5 飞行试验实测值与仿真结果比较(俯仰角)

在回收开始后第4 s至第5 s之间,无论是计算结果还是飞行试验结果均出现较为强烈的抬头。为了使无人机姿态进一步稳定在期望值,需要在控制律设计中着重解决无人机在回收各个阶段受伞系统影响而产生抬头的问题。在回收系统开始工作的第5 s之后,由于无人机飞行速度已逐步接近深失速,气动数据库缺乏该状态的数据,俯仰角变化趋势与飞行试验数据发生较大偏离。

图6显示了整个回收过程中无人机与伞回收系统的相对运动过程。图6(a~h)显示了从减速伞

包出舱至减速伞充气结束的过程,图6(i~p)显示了主伞包出舱至主伞收口的过程,图6(q~u)显示了从主伞解除收口至主伞稳降的过程。其中,从图6(q)当中可以发现无人机在主伞充气刚开始时便发生了失速。从计算结果可以看出,对于当前的设计,减速伞连接带或主伞伞绳有与垂尾发生抽打的可能性,需要在本文相关仿真计算方法的基础上,进一步排除危险、优化设计,并通过相关飞行试验进行验证。

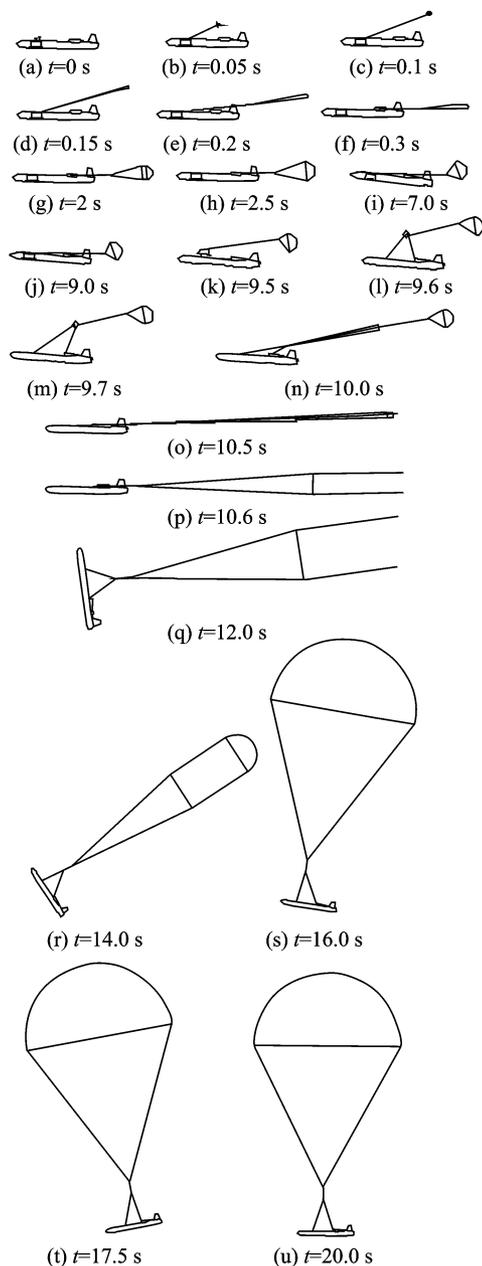


图6 无人机与回收伞系统相对运动计算结果

## 4 结 论

本文重点研究了无人机采用降落伞进行回收过程中回收系统动力学特性及其与无人机之间相

对运动特性的仿真计算方法,并编制了相应计算程序。结合相关飞行试验数据,研究了无人机应用伞回收系统过程中各阶段的动载特性及对无人机飞行的影响,重要成果如下:

(1)得到了考虑飞行控制的带翼飞行器开伞过程动力学仿真计算程序,为总体提供了快速、有效的仿真方法。

(2)计算程序预测了减速伞工作阶段的动载特性并定量地给出了峰值大小,指出减速伞工作中的两个峰值为该阶段连接带与机身吊点最严重工况,为校核连接带及机身连接点强度提供输入条件。

仿真结果与试验结果相对比表明该方案无人机在回收过程当中受到一个明显的抬头力矩,无人机失速发生在主伞充气阶段。这为无人机设计和改进回收系统设计提供重要依据。同时对无人机在回收阶段控制律的设计提出了改进参考。

#### 参考文献:

[1] Jorgensen D S, Haggard R A, Brown G J. The past, present, and future of mid-air retrieval[C]// 18th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar. Munich, Germany: [s. n.]. 2005:1-12.

[2] Brown G, Haggard R, Corwin R. Parafol mid-air retrieval for space sample return missions[C]// AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar. Boston, MA, USA: [s. n.], 2001.

[3] Ravnitzky M J. Catch a falling star: parachute system lessons learned during the USAF space capsule mid-air recovery program [R]. AIAA-1993-1243, 1993.

[4] John Smith, Allen Witkowski, Paul Woodruff,

Parafol recovery subsystem for the genesis space return capsule [C]// AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar. Boston, MA, USA: [s. n.], 2001.

- [5] Buhler W C. Development of a high-performance ringsail parachute cluster[R]. AIAA Paper 73-468, 1973.
- [6] Strickland J H. Parachute aerodynamics: an assessment of prediction capability[R]. AIAA Paper 95-1531, 1995.
- [7] Michael Kostelezky. Ranger parachute system re-design[R]. AIAA 2005-1654, 2005.
- [8] 张青斌. 降落伞拉直过程的多刚体模型[J]. 中国空间科学技术, 2003, 23(2): 45-50.  
Zhang Qinbin. A Multi-rigid-body model of parachute deployment[J]. Chinese Space Science and Technology, 2003, 23(2): 45-50.
- [9] 王利荣, 吴剑萍. 降落伞理论与应用[M]. 北京: 宇航出版社, 1997.
- [10] 龚文轩. 降落伞附加质量与开伞动载[J]. 航空学报, 1995, 16(1): 84-86.  
Gong Wenxuan. Parachute added mass and opening forces[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1995, 16(1): 84-86.
- [11] 熊菁, 秦小波, 程文科. 降落伞系统附加质量的研究[J]. 中国空间科学技术. 2000(4): 32-39.  
Xiong Jing, Qin Xiaobo, Chen Wenke. The added mass research in parachute system [J]. Chinese Space Science and Technology, 2000(4): 32-39.
- [12] Ewing E G, Knacke T W, Bixby H W. 回收系统设计指南[M]. 吴剑萍, 等译. 北京: 航空工业出版社, 1988.  
Ewing E G, Knacke T W, Bixby H W. Parachute theory and application[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1988.