https://doi.org/10.1051/jnwpu/20203810068

无人机伞降回收十二自由度模型建立与仿真

吴翰，王正平，周洲，王睿

（西北工业大学 航空学院，陕西 西安　710072）

摘　要：在无人机的伞降回收过程中，无人机与降落伞一直处于一种动平衡的状态，因此两者间约束关系的处理将是伞降回收动力学建模的难点。为了解决该问题，将无人机伞降回收系统划分为降落伞、吊带和无人机三部分，通过吊带连接点的速度关系得到吊带伸长量，通过弹性系数与吊带伸长量的乘积得到吊带拉力，并将其分别施加于降落伞和无人机系统，最终基于牛顿-欧拉方程建立了无人机伞降回收系统十二自由度模型，其中采用 ONERA 方程建立无人机由前飞过渡到稳定下降阶段的非定常气动力模型。通过数值仿真与实验数据对比可以发现：十二自由度模型和实验数据的结果一致，验证了该模型的准确性。十二自由度模型相比于六自由度模型精度更高。文中所建模型可为无人机伞降回收系统中降落伞的选取、无人机着陆点的确定提供参考。

关　键　词：无人机伞降回收；十二自由度模型；牛顿-欧拉方程；ONERA 方程；动力学建模

中图分类号：V249　　**文献标志码**：A　　**文章编号**：1000-2758(2020)01-0068-07

目前降落伞被广泛应用于航空航天回收领域。为此，国内外开展了众多关于降落伞的研究。其中文献[1]对降落伞的气动特性进行了研究，文献[2]对降落伞的结构模型进行了研究，文献[3-4]中分别提出 2 种建立航天器伞降回收动力学模型的方法，文献[5-6]分别采用牛顿-欧拉方程和凯恩方程建立了无人机伞降回收六自由度动力学模型。

虽然航天领域伞降回收动力学模型较为成熟，但是对于无人机伞降回收系统而言，其回收物飞行速度低、回收降落伞阻力面积小，因此无人机气动力和力矩对无人机伞降回收系统的影响较大，其与航天器回收仍有较大不同。在这种情况下，为了更为精确地引入降落伞与无人机之间的相互影响，建立更高精度的无人机伞降回收动力学模型，本文主要对以下问题进行了研究：①由于无人机与降落伞通过吊带柔性连接，如何采用数学模型建立降落伞与无人机之间的相互约束，建立更高自由度的无人机伞降回收动力学模型，进而更为精确地引入降落伞和无人机之间的相互影响，值得研究。②在无人机的伞降回收过程中，无人机的气动力和力矩将对无人机伞降回收系统产生较大影响，因此如何建立无人机由小迎角过度到大迎角的非定常气动力模型值得研究。为了解决上述问题，以无人机的伞降回收系统为研究对象，通过吊带弹性系数与吊带伸长量的乘积得到吊带的约束拉力，通过 ONERA 方程[7]建立无人机大迎角情况下的非定常气动力模型，最终基于牛顿-欧拉方程建立该无人机伞降回收十二自由度模型。

1　伞降回收运动学描述

1.1　回收系统简介

该无人机伞降回收系统主要由无人机、降落伞和吊带三部分组成，其中吊带与无人机之间，吊带与降落伞之间均为球接。无人机与吊带的连接点记为 B，降落伞与吊带的连接点记为 A，分别选取无人机质心 b，降落伞与吊带连接点 A 以及降落伞质心 d 作为坐标原点，建立各坐标系，选取 F_e 作为基准坐标系，具体如图 1 所示。

收稿日期：2019-03-19　　**基金项目**：航空科学基金(2016ZA53002)与陕西省重点研发项目(2018ZDCXL-GY-03-04)资助

作者简介：吴翰(1996—)，西北工业大学硕士研究生，主要从事飞行器总体设计、多体动力学建模与控制研究。

通信作者：王正平(1964—)，西北工业大学教授，主要从事飞行器总体设计与结构设计研究。　e-mail：ad502@nwpu.edu.cn

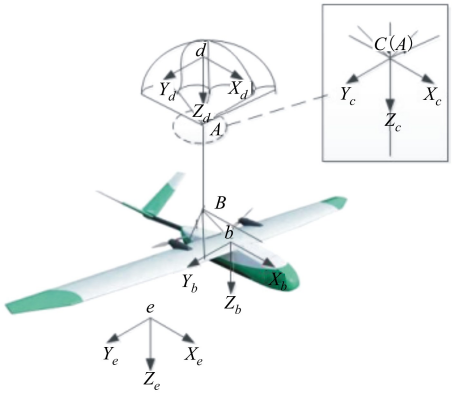

图 1　伞降回收系统坐标系示意图

1.2　广义坐标选取

本文所建模型实质为十五自由度模型,其中降落伞六自由、吊带三自由度(只包含吊带姿态)以及无人机六自由度。需要注意的是吊带的三自由度是由连接点 A(即坐标系 $\boldsymbol{F}_c$) 的姿态来体现的。但当降落伞拉直后,吊带姿态与降落伞姿态可以近似成一样进行处理,因此消去了吊带的三自由度模型,将其称为十二自由度模型。系统广义坐标选取如下

$$\boldsymbol{q} = [\boldsymbol{r}^d \quad \boldsymbol{q}^d \quad \boldsymbol{q}^c \quad \boldsymbol{r}^b \quad \boldsymbol{q}^b]^{\mathrm{T}} \tag{1}$$

式中:$\boldsymbol{r}^d$ 描述的是降落伞的质心位置;$\boldsymbol{q}^d$ 描述的是降落伞的姿态;$\boldsymbol{q}^c$ 描述的是吊带的姿态;$\boldsymbol{r}^b$ 描述的是无人机的质心位置;$\boldsymbol{q}^b$ 描述的是无人机姿态。需要强调的是,由于降落伞拉直后,吊带的姿态角和角速度可以看成是与降落伞一致的,故后文中的 $\boldsymbol{C}_{ec}$(由吊带坐标系向基准坐标系的转换矩阵),p_c,q_c,r_c(吊带坐标系相对于基准坐标系的角速度分量) 都可以通过降落伞的姿态角和角速度得到。

2　伞降回收动力学描述

2.1　降落伞动力学描述

对降落伞由完全拉直到稳定下降过程进行动力学建模,通过划分降落伞阻力面积的大小范围将一次性张满降落伞的充气过程划分为三部分,即降落伞初始充气部分、降落伞主充气部分和降落伞稳定下降部分,具体如图 2 所示。

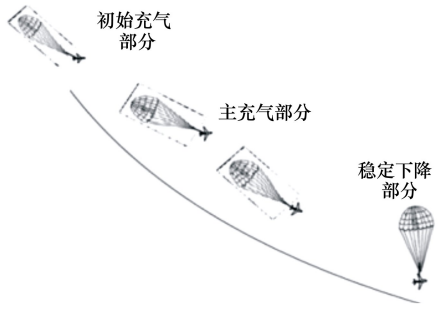

图 2　降落伞充气过程示意图

具体通过表 1 对一次性张满降落伞的充气过程进行划分。

表 1　降落伞充气过程划分

降落伞充气过程	降落伞阻力面积
初始充气部分	$S_{\mathrm{CA}} \leqslant S_{\mathrm{CA1}} = 0.04S_{\mathrm{CA}s}$
主充气部分	$S_{\mathrm{CA1}} < S_{\mathrm{CA}} < S_{\mathrm{CA}s}$
稳定下降部分	$S_{\mathrm{CA}} = S_{\mathrm{CA}s}$

表中:S_{CA} 为降落伞的实时阻力面积,其会随着充气时间而发生变化;S_{CA1} 为降落伞初始充气部分结束时的降落伞阻力面积;$S_{\mathrm{CA}s}$ 为降落伞充气完成时的阻力面积。

借用降落伞阻力面积的变化对降落伞不同阶段所受气动力和力矩进行描述,首先得到降落伞阻力面积随充气时间的变化关系式为[8]

$$S_{\mathrm{CA}} = \begin{cases} \dfrac{S_{\mathrm{CA1}}}{t_1}t & (0 \leqslant t \leqslant t_1) \\ S_{\mathrm{CA1}} + [S_{\mathrm{CA}s} - S_{\mathrm{CA1}}]\left(\dfrac{t - t_1}{t_s - t_1}\right) & (t_1 < t < t_s) \\ S_{\mathrm{CA}s} = A_{\mathrm{p}}C_{\mathrm{T}} & (t_s \leqslant t) \end{cases} \tag{2}$$

式中:t_1 为初始充气部分花费时间;t_s 为主充气部分花费时间;t 为降落伞充气时间;A_{p} 为降落伞名义面积;C_{T} 为降落伞轴向力系数。

将公式(2) 中得到的降落伞阻力面积 S_{CA} 带入公式(3) 至(4) 建立降落伞从完全拉直到稳定下降阶段的气动力和力矩模型分别为[8]

$$F_d = \begin{cases} F_{dx} = C_N \frac{1}{2}\rho V_d^2 \frac{S_{CA}}{C_T} \frac{u_d}{\sqrt{u_d^2 + v_d^2}} \\ F_{dy} = C_N \frac{1}{2}\rho V_d^2 \frac{S_{CA}}{C_T} \frac{v_d}{\sqrt{u_d^2 + v_d^2}} \\ F_{dz} = \frac{1}{2}\rho V_d^2 S_{CA} \end{cases} \tag{3}$$

$$M_d = \begin{cases} M_{dx} = - C_M \frac{1}{2}\rho V_d^2 \frac{S_{CA}}{C_T} \sin(\beta_d) L_m \\ M_{dy} = C_M \frac{1}{2}\rho V_d^2 \frac{S_{CA}}{C_T} \cos(\beta_d) L_m \\ M_{dz} = 0 \end{cases} \tag{4}$$

$$\beta_d = \operatorname{actan}\left(\frac{v_d}{u_d}\right) \quad \alpha_d = \operatorname{actan}\left(\frac{\sqrt{u_d^2 + v_d^2}}{w_d^2}\right) \tag{5}$$

$$C_N = 0.511\ 5\alpha_d^3 - 0.265\ 2\alpha_d \tag{6}$$

式中：L_m 为参考长度，由力矩系数 C_M 来确定；D_p 为降落伞名义直径；C_N 为降落伞法向力系数；α_d 为降落伞迎角；β_d 为降落伞侧滑角；u_d, v_d, w_d 为降落伞质心速度分量。

2.2 无人机动力学描述

ONERA 方程目前主要用于气弹领域，根据文献[9]中的介绍，ONERA 方程同样可以用于大迎角情况下的非定常气动力建模。因此无人机在伞降回收过程当中的非定常动力学模型可依据 ONERA 方程所得到的气动力系数随迎角的变化关系式进行建立。首先给出无人机气动力模型为

$$F_b = \begin{cases} F_{bx} = -\frac{1}{2}\rho V_b^2 SC_D \\ F_{by} = -\frac{1}{2}\rho V_b^2 SC_{Y\beta}\beta \\ F_{bz} = -\frac{1}{2}\rho V_b^2 SC_L \end{cases} \tag{7}$$

式中：V_b 为无人机质心合速度；S 为无人机机翼面积；β 为侧滑角；$C_L, C_D, C_{y\beta}$ 为气动力系数。

接下来给出根据 ONERA 方程所建立的无人机气动力系数随无人机迎角变化的关系式，ONERA 方程的升力系数模型具体形式如下[10]

$$\begin{cases} C_L = C_{La} + C_{Lb} \\ C_{La} = S_{z1} \times \dot{\alpha} + S_{z2} \times \ddot{\alpha} + S_{z3} \times \dot{\alpha} + C_{L\gamma} \\ \dot{C}_{Lb} + r_{z1} \times \dot{C}_{Lb} + r_{z2} \times C_{Lb} = - \\ \quad r_{z2} \times \Delta C_L - r_{z3} \times \frac{\partial \Delta C_L}{\partial \alpha} \times \dot{\alpha} \end{cases} \tag{8}$$

式中：α 为无人机迎角；C_{La}, C_{Lb} 为升力系数的组成部分；ΔC_L 为线性部分与非线性部分的差值；$C_{L\gamma}$ 为非线性部分的气动升力系数；参数 r_{z1}, r_{z2}, r_{z3} 需要通过雷诺数进行确定；由于 ONERA 方程的线性部分是对 Theodorsen 气动力模型的拟合，由此可以得到参数 s_{z1}, s_{z2}, s_{z3} 的值。

同样可以得到 ONERA 方程线性部分与非线性部分的差值 ΔC_L 为

$$\Delta C_L = \begin{cases} 0 & 0 \leqslant \alpha \leqslant 0.139\ 6\ \text{rad} \\ 6.322\ 84 \times (\alpha - 0.139\ 6) & 0.139\ 6\ \text{rad} \leqslant \alpha \leqslant 0.314\ 2\ \text{rad} \\ 6.322\ 84 \times (\alpha - 0.139\ 6) - 0.4228\ 4 \times (\alpha - 0.314\ 2) & 0.314\ 2\ \text{rad} \leqslant \alpha \end{cases} \tag{9}$$

通过(9)式可以得到 $\frac{\partial \Delta C_L}{\partial \alpha}$，将等式(9) 和求得的 $\frac{\partial \Delta C_L}{\partial \alpha}$ 带入(8) 式中便可以得到不同迎角下的升力系数。

同理给出阻力系数的公式为

$$\begin{cases} C_D = C_{Da} + C_{Db} \\ \ddot{C}_{Db} + r_{D1} \times \dot{C}_{Db} = - r_{2D} \times \Delta C_D - r_{D3} \times \dot{\alpha} \\ \Delta C_D = - 0.042 \times \alpha - 0.147\ 3 \times \alpha^2 - 4.923 \times \alpha^3 \end{cases} \tag{10}$$

式中：C_{Da}, C_{Db} 为阻力系数的组成部分；ΔC_D 为线性部分阻力系数与非线性部分阻力系数的差值；r_{D1}, r_{D2}, r_{D3} 同样由雷诺数确定。由于无人机在伞降过程当中，大迎角的变化对侧向力系数 $C_{Y\beta}$ 影响不大，因此侧向力系数采用准定常方法进行求解。

关于无人机所受力矩也可分为大迎角和小迎角情况，其中小迎角所受力矩可采用无人机正常飞行时的力矩公式，具体可参考文献[11]得到。大迎角力矩可采用多体动力学[12]的方法进行求解，即将无人机划分为多刚体系统。无人机质心力矩由两部分组成，一部分是各刚体质心广义力相对于无人机质心的力矩，另一部分是各刚体自身运动所产生的非定常力矩，将两者引入无人机质心进行叠加便可得到无人机大迎角情况下的力矩模型。在此直接给出无人机的力矩模型为：M_b。

2.3　吊带拉力求解

首先应当求得吊带约束拉力,如果吊带拉力已知,分别对无人机和降落伞施加吊带拉力后,无人机和降落伞便是独立的六自由度系统,分别对其运用现有六自由动力学模型即可。本文通过吊带连接点的速度关系式求得吊带拉力。其中吊带与降落伞在连接点 A 的速度等式为

$$\boldsymbol{C}_{ec}\begin{bmatrix} u_c \\ v_c \\ w_c \end{bmatrix} = \boldsymbol{C}_{ed}\begin{bmatrix} u_d + q_d L_s \\ v_d - p_d L_s \\ w_d \end{bmatrix} \tag{11}$$

式中:$\boldsymbol{C}_{ec}$,$\boldsymbol{C}_{ed}$ 分别表示吊带坐标系和降落伞坐标系向基准坐标系的转换矩阵;L_s 为降落伞质心到吊带连接点的距离;u_c,v_c,w_c 为吊带在连接点 A 的速度分量;u_d,v_d,w_d 分别为降落伞质心处的速度分量;p_d,q_d 分别为降落伞质心角速度分量。

同理可得吊带与无人机在连接点 B 的速度等式为

$$\boldsymbol{C}_{ec}\begin{bmatrix} u_c + q_c L_r \\ v_c - p_c L_r \\ w_c + \dot{L}_r \end{bmatrix} = \boldsymbol{C}_{eb}\begin{bmatrix} u_b - q_b L_A \\ v_b - p_b L_A \\ w_b \end{bmatrix} \tag{12}$$

式中:$\boldsymbol{C}_{eb}$ 为无人机坐标系向基准坐标系的转换矩阵;L_A 为无人机质心到吊带连接点的距离;L_r 为吊带长度;p_c,q_c 为连接点 A 的角速度分量;需要注意的是在公式(11) 和(12) 中,当降落伞拉直后,吊带(连接点 A) 的角速度和姿态是与降落伞一致的,因此可以采用降落伞的角速度和姿态求得坐标转换矩阵 $\boldsymbol{C}_{ec}$ 和角速度分量 p_c,q_c;u_b,v_b,w_b 为无人机质心的速度分量;p_b,q_b 为无人机质心的角速度分量。

将(11) 和(12) 式联立可得吊带长度变化率 $\dot{L}_r$ 的表达式,对吊带长度变化率进行积分便可得到吊带伸长量,进而得到吊带长度 L_r,进而求得吊带拉力。

吊带拉力可由公式(13) 和(14) 得到

$$F_r = E(L_r - L_{r0}) \tag{13}$$

$$\boldsymbol{F}_R = [0 \quad 0 \quad F_r]^{\mathrm{T}} \tag{14}$$

式中:E 为吊带的弹性系数,其含义为:在弹性限度内,单位形变量时所产生弹力的大小;L_{r0} 为吊带初始长度;F_r 为吊带拉力;$\boldsymbol{F}_R$ 为吊带拉力的矩阵形式。

3　伞降回收十二自由度模型建立

3.1　降落伞六自由度模型建立

将吊带拉力施加到降落伞上,可得降落伞六自由度模型形式如下

$$\begin{cases} (\boldsymbol{m}_d + \boldsymbol{N}_d)(\dot{\boldsymbol{V}}_d + \boldsymbol{\omega}_d \times \boldsymbol{V}_d) = \boldsymbol{C}_{dl}F_d + \\ \quad \boldsymbol{C}_{de}\boldsymbol{m}_d\boldsymbol{g} + \boldsymbol{C}_{de}(\boldsymbol{C}_{ec}\boldsymbol{F}_R) \\ (\boldsymbol{J}_d + \boldsymbol{I}_d)\dot{\boldsymbol{\omega}}_d = \boldsymbol{M}_d + \boldsymbol{L}_s \times \boldsymbol{C}_{de}(\boldsymbol{C}_{ec}\boldsymbol{F}_R) \end{cases} \tag{15}$$

式中:$\boldsymbol{C}_{dl}$ 为降落伞气流坐标系向降落伞质心坐标系的转换矩阵;$\boldsymbol{m}_d$,$\boldsymbol{J}_d$ 分别为降落伞质量和转动惯量矩阵;$\boldsymbol{N}_d$,$\boldsymbol{I}_d$ 分别为降落伞附加质量和附加转动惯量矩阵。$\boldsymbol{V}_d$,$\boldsymbol{\omega}_d$ 为降落伞质心速度与角速度矩阵;$\boldsymbol{F}_d$,$\boldsymbol{M}_d$ 分别为降落伞气动力和力矩矩阵。需要注意的是降落伞的质量、转动惯量、附加质量以及附加质量惯性矩在充气阶段将随充气时间而发生变化的,具体可参考文献[13] 进行求解。

3.2　无人机六自由度模型建立

无人机六自由动力学模型如下

$$\begin{cases} \boldsymbol{m}_b(\dot{\boldsymbol{V}}_b + \boldsymbol{\omega}_b \times \boldsymbol{V}_b) = \boldsymbol{C}_{bn}\boldsymbol{F}_b + \\ \quad \boldsymbol{C}_{be}\boldsymbol{m}_b\boldsymbol{g} - \boldsymbol{C}_{be}(\boldsymbol{C}_{ec}\boldsymbol{F}_R) \\ \boldsymbol{J}_b\dot{\boldsymbol{\omega}}_b = \boldsymbol{M}_b - \boldsymbol{L}_A \times \boldsymbol{C}_{be}(\boldsymbol{C}_{ec}\boldsymbol{F}_R) \end{cases} \tag{16}$$

式中:$\boldsymbol{C}_{bn}$ 为无人机气流坐标系向无人机坐标系的转换矩阵;$\boldsymbol{m}_b$,$\boldsymbol{J}_b$ 分别为无人机的质量和转动惯量矩阵;$\boldsymbol{V}_b$,$\boldsymbol{\omega}_b$ 分别为无人机质心速度与角速度矩阵;$\boldsymbol{F}_b$,$\boldsymbol{M}_b$ 分别为无人机质心气动力和力矩矩阵。至此由(13) 式、(15) 式和(16) 式共同构成了无人机伞降回收十二自由度模型,可直接采用 MATLAB 基于四阶龙格库塔法进行数值仿真。

4　仿真实验

为了验证本文模型的准确性,采用本文所建动力学模型对文献[6]中的无人机伞降回收系统进行动力学建模,并与文献[6]中实验数据进行对比。文献[6]中主要对无人机伞降回收进行了实验,其中实验条件为:无人机携带降落伞,其中降落伞向后弹出。降落伞弹出并与无人机拉直时,无人机飞行高度 56 m,前飞速度 11 m/s,上升速度 1 m/s,实验海拔高度 1 300 m,具体仿真过程中无人机伞降回收系统的参数设定如表 2 所示。

表 2 无人机伞降回收系统仿真参数设定

符号	物理意义	数值
m_b/kg	无人机质量	10
S/m^2	无人机机翼面积	2.5
m_d/kg	降落伞质量	0.65
$(CA)_s$/m^2	降落伞充气完成时阻力面积	25.13
L_r/m	吊带长度	1.8
L_A/m	无人机质心到吊带连接点的距离	0.5
L_S/m	降落伞质心到吊带连接点的距离	0.7

本文基于 MATLAB 进行动力学建模与仿真，十二自由度模型初始输入为

$$\boldsymbol{r}^d = [0 \quad 0 \quad -59]^{\mathrm{T}}(\mathrm{m})$$
$$\boldsymbol{q}^d = [0 \quad 0 \quad 0]^{\mathrm{T}}(\mathrm{rad})$$
$$\boldsymbol{q}^c = [0 \quad 0 \quad 0]^{\mathrm{T}}(\mathrm{rad})$$
$$\boldsymbol{r}^b = [0 \quad 0 \quad -56]^{\mathrm{T}}(\mathrm{m})$$
$$\boldsymbol{q}^b = [0 \quad 0 \quad 0]^{\mathrm{T}}(\mathrm{rad})$$
$$\boldsymbol{v}^d = [11 \quad 0 \quad -1]^{\mathrm{T}}(\mathrm{m/s})$$
$$\boldsymbol{\omega}^d = [0 \quad 0 \quad 0]^{\mathrm{T}}(\mathrm{rad/s})$$
$$\boldsymbol{\omega}^c = [0 \quad 0 \quad 0]^{\mathrm{T}}(\mathrm{rad/s})$$
$$\boldsymbol{v}^b = [11 \quad 0 \quad -1]^{\mathrm{T}}(\mathrm{m/s})$$
$$\boldsymbol{\omega}^b = [0 \quad 0 \quad 0]^{\mathrm{T}}(\mathrm{rad/s})$$

六自由度模型初始输入为

$$\boldsymbol{r}^b = [0 \quad 0 \quad -56]^{\mathrm{T}}(\mathrm{m})$$
$$\boldsymbol{q}^b = [0 \quad 0 \quad 0]^{\mathrm{T}}(\mathrm{rad})$$
$$\boldsymbol{v}^b = [11 \quad 0 \quad -1]^{\mathrm{T}}(\mathrm{m/s})$$
$$\boldsymbol{\omega}^b = [0 \quad 0 \quad 0]^{\mathrm{T}}(\mathrm{rad/s})$$

需要强调的是：①实验数据是基于基准坐标系的，因此本文仿真结果已转换至基准坐标系，为了分析无人机伞降十二自由度模型与六自由度模型的区别，在仿真曲线中引入无人机伞降回收六自由度模型（无人机伞降回收六自由度模型，即基于无人机伞降系统质心建立动力学模型）进行对比。②由于十二自由度模型中，降落伞和无人机在速度方面几乎一致，这样不方便两者间的对比，因此在图 3 和图 5 中，十二自由度模型降落伞速度的仿真结果均乘以-1 进行展示。本文仿真过程主要为降落伞刚好拉直并开始充气到降落伞和无人机一起稳定下降过程，具体对比结果如图 3 至 5 所示：

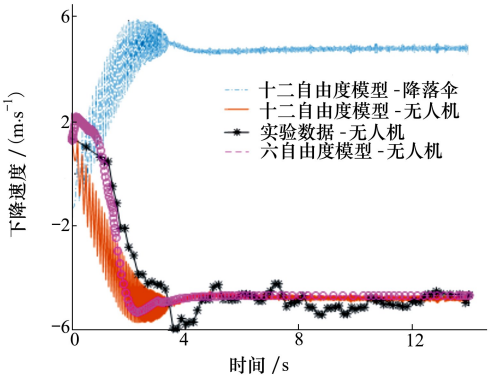

图 3 无人机与降落伞下降速度变化曲线

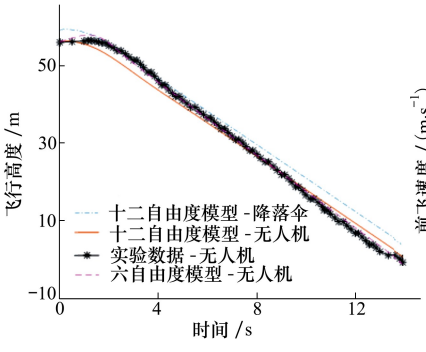

图 4 无人机与降落伞飞行高度变化曲线

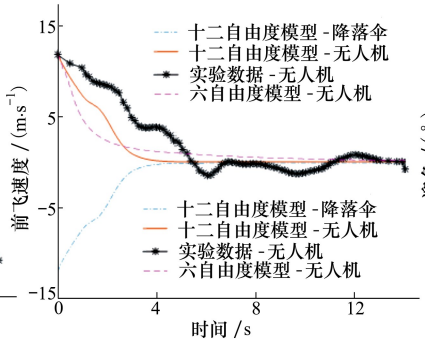

图 5 无人机与降落伞前飞速度变化曲线

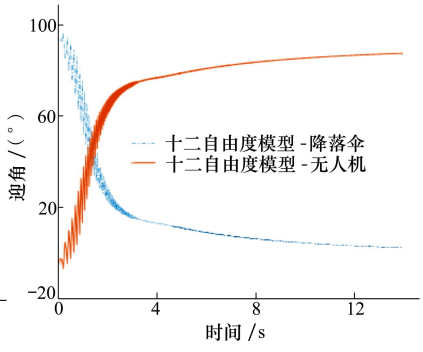

图 6 无人机与降落伞迎角变化曲线

通过对图 3 至 5 的分析可以发现：①图 3 中，虽然十二自由度模型仿真结果与实验结果的一致性较好，但存在波动收敛的情况，该波动产生的主要原因是：本文引入了吊带拉力，而吊带拉力的模型中含有弹性系数，因此会产生相应波动，可以通过调整吊带弹性系数的大小，来改变波动的收敛速度；②通过十二自由度模型与六自由模型以及实验数据的对比，可以发现十二自由度模型整体变化趋势与实验数据

一致,这验证了本文模型的准确性,并且十二自由度模型相比于六自由度模型更接近于实验数据,其精度更高,具体对比结果如表 3 所示。

表 3　实验、仿真结果对比表

分类	无人机稳定下降速度/(m·s^{-1})	14 s 时无人机飞行高度/m	无人机前飞速度减小为零所需时间/s
实验结果	5.05	0.00	5.85
十二自由度模型	5.00	1.02	4.95
六自由度模型	4.95	2.13	4.50

通过对图 6 的分析可以发现:降落伞由完全拉直到和无人机一起稳定下降的过程中,降落伞迎角由 90°逐渐变为 0°,无人机迎角由 0°逐渐变为 90°,整体符合实际情况,两者的迎角变化曲线同样可以反映两者之间的夹角变化。

5　结　论

通过该无人机伞降回收系统的动力学建模与仿真实验可以得到如下结论。

1) 本文通过吊带弹性系数和吊带伸长量的乘积得到了吊带拉力,并以此建立了无人机伞降回收十二自由度模型。该模型仿真结果与实验数据吻合良好,验证了本文模型的合理性。本文十二自由度模型相比于六自由度模型,其优势在于:精度更高,能够引入降落伞和无人机之间的相互影响。本文模型能够为无人机的伞降回收提供更为精确的指导。

2) 本文采用 ONERA 方程建立了无人机由前飞过渡到与降落伞一起稳定下降阶段的非定常气动力模型,通过该阶段仿真结果与实验数据的对比可以发现两者吻合较好,这同样也证明了 ONERA 方程可用于解决无人机大迎角情况下的非定常气动力的建模问题。

3) 针对后续研究,主要可从以下入手:①对无人机大迎角非定常动力学模型继续进行优化;②对降落伞的弹出阶段进行动力学建模,以完善无人机伞降回收系统动力学模型;3)可利用该模型搭建无人机伞降回收仿真平台,为无人机的伞降回收提供服务。

参考文献:

[1] FIELDS T D, YAKIMENKO O A. Development of a Steerable Single-Actuator Cruciform Parachute[J]. Journal of Aircraft, 2018, 55(3): 1041-1048

[2] LEONARD J, ACCORSI M. Structural Modeling of Parachute Dynamics[J]. AIAA Journal, 2000, 38(1): 139-145

[3] 张青斌, 丰志伟, 马洋,等. 火星 EDL 过程动力学建模与仿真[J]. 宇航学报, 2017, 38(5): 443-449
ZHANG Qingbin, FENG Zhiwei, MA Yang, et al. Modeling and Simulation of Mars EDL Process[J]. Journal of Astronautics, 2017, 38(5): 443-449 (in Chinese)

[4] WANG Haitao. Dynamic Modeling and Simulation of Whipping Phenomenon for Large Parachute[J]. AIAA Journal, 2018, 56(10): 4049-4058

[5] 郭亮, 张红英, 童明波. 无人机伞回收动力学分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2012, 44(1): 14-19
GUO Liang, ZHANG Hongying, TONG Mingbo. Dynamics Analysis on Parachute Recovery of Unmanned Aerial Vehicle[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2012, 44(1): 14-19 (in Chinese)

[6] 吴翰, 王正平, 周洲, 等. 基于凯恩方程的无人机伞降动力学建模与仿真[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(6): 1256-1265
WU Han, WANG Zhengping, ZHOU Zhou, et al. Dynamics Modeling and Simulation of UAV Parachute Recovery Based on Kane Equation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(6): 1256-1265 (in Chinese)

[7] DUNN P E, DUGUNDJI J. Nonlinear Large Amplitude Aeroelastic Behavior of Composite Rotor Blades[J]. AIAA Journal, 1992, 30(1): 153-162

[8] 荣伟, 包进进. 火星大气对降落伞充气性能影响的初步探讨[J]. 航天返回与遥感, 2017, 38(4): 1-4
RONG Wei, BAO Jinjin. The Primary Studies on the Effect of Martian Atmosphere on Parachute Inflation Performances[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2017, 38(4): 1-4 (in Chinese)

[9] 常林, 刘延瑞, 徐玮, 等. 大型水平轴风力机叶片气弹稳定性研究及控制[J]. 机械设计与研究, 2018, 34(2): 199-204

CHANG Lin, LIU Yanrui, XU Wei, et al. Research and Control of Blabe Aeroelastic Stability of Large Horizontal Axis Wind Turbine[J]. Machine Design and Research, 2018, 34(2): 199-204 (in Chinese)

[10] 林学海, 任勇生. 基于 ONERA 气动力模型的风力机叶片颤振时域分析[J]. 山东科技大学学报, 2009, 28(3): 56-60
LIN Xuehai, REN Yongsheng. Analysis of Flutter Time-Domain for Blades of Wind Turbine Based on the ONERA Aerodynamic Model[J]. Journal of Shandong University of Science and Technology, 2009, 28(3): 56-60 (in Chinese)

[11] 吴翰, 王正平, 周洲, 等. 多旋翼固定翼无人机多体动力学建模[J]. 西北工业大学学报, 2019, 5(37): 928-930
WU Han, WANG Zhengping, ZHOU Zhou, et al. Modeling and Simulation for Multi-Rotor Fixed-Wing UAV Based on Multibody Dynamics[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2019, 5(37): 928-930 (in Chinese)

[12] HOGAN F R, FORBES J R. Modeling of Spherical Robots Rolling on Generic Surfaces[J]. Multibody System Dynamics, 2015, 35(1): 91-109

[13] 郭鹏. 大型降落伞开伞过程研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2012: 72-80
GUO Peng. Research on the Opening Process of Large Parachute System[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2012: 72-80 (in Chinese)

Establishment and Simulation of Twelve-Degree-of-Freedom Model for UAV Parachute Recovery System

WU Han, WANG Zhengping, ZHOU Zhou, WANG Rui

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

Abstract: In the UAV parachute recovery process, the UAV and the parachute have always been in the state of dynamic balance, so it is difficult to deal with the constraint between them. In order to solve this problem, the UAV parachute recovery system was divided into three parts: the parachute, riser and UAV. The extension length of riser was obtained by the velocity relationships of the riser connection points. The riser tension was obtained by the product of the elastic coefficient and the extension length of the riser. And it was applied to the parachute and UAV systems respectively. Finally, based on the Newton-Euler equation, the 12-DOF model of UAV parachute recovery system was established, in which the unsteady aerodynamic model of the UAV from the forward flight to the steady descents was established based on the ONERA equation. The simulation and test results shows: the 12-DOF model is consistent with the results of the experimental data, which verifies the accuracy of the 12-DOF model. The 12-DOF model is more accurate than the past 6-DOF model. This model established in this paper can provide reference for the selection of parachute in the UAV parachute recovery system and the determination of the landing point of the UAV.

Keywords: UAV parachute recovery; 12-DOF model; Newton-Euler equation; ONERA equation; dynamics modeling; simulation and test

© 2019 Journal of Northwestern Polytechnical University.

This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution License (http://creativecommons.org/licenses/by/4.0), which permits unrestricted use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.