

## 九自由度可控翼伞系统滑翔及稳定性分析\*

马海亮 秦子增

(国防科技大学航天技术系 长沙 410073)

**摘要** 在建立可控翼伞系统九自由度飞行动力模型的基础上,以翼伞面积为  $40\text{m}^2$  的可控翼伞系统为例,对其滑翔及稳定性进行仿真计算和分析,并与六自由度模型结果作了比较,着重分析了伞一回收物相对俯仰运动的稳定性,其结果可在系统设计和实验中参考。

**关键词** 系统仿真;可控翼伞;九自由度;稳定性

**分类号** V414.34 V448.15

## 符号说明

$m_1$ : 体质量	$\vec{F}_t$ : 体所受合力
$I$ : 惯量张量	$\vec{M}_t$ : 体所受合力矩
$m_p$ : 伞质量	$\vec{F}_p$ : 伞所受合力
$\vec{H}_p$ : 翼伞绕伞系原点 $O_2$ 的角动量	$\vec{M}_p$ : 伞所受合力矩
$d$ : 吊点间距	$G$ : 体重量
$T$ : 绳子的张力	$f$ : 系统的安全系数
$q_s$ : 伞绳受拉时伸长量系数	$L_\infty$ : 伞绳原长
$L$ : 伞绳结点到吊点的距离	$\vec{a}_2$ : 吊点的加速度
$MR_y, MR_x, MR_z$ : 相对俯仰、偏航、滚动回复力矩	
$KR_y, KR_x, KR_z$ : 相对俯仰、偏航、滚动回复力矩系数	
$I_{yy}$ : 体对吊点沿 $y_i$ 轴的转动惯量	
$\vec{i}_i, \vec{j}_i, \vec{k}_i$ : 体坐标系沿 $X, Y, Z$ 轴的单位矢量	
$\vec{i}_p, \vec{j}_p, \vec{k}_p$ : 伞坐标系沿 $X, Y, Z$ 轴的单位矢量	
$\vec{v}_t$ : 体质心 $O_1$ 相对与惯性坐标系的速度且 $\vec{v}_t = u_t \vec{i}_i + v_t \vec{j}_i + w_t \vec{k}_i$	
$\vec{\omega}_t$ : 体质心 $O_1$ 相对与惯性坐标系的角速度且 $\vec{\omega}_t = P_t \vec{i}_i + Q_t \vec{j}_i + R_t \vec{k}_i$	
$\vec{\omega}_p$ : 伞相对惯性坐标系的角速度且 $\vec{\omega}_p = P_p \vec{i}_p + Q_p \vec{j}_p + R_p \vec{k}_p$	

在文献[1][2]中,建立了可控翼伞六自由度数学模型,该模型把伞一体(体指回收物,下同)之间看作是刚性连接,没有考虑伞一体之间以绳连接的“柔性效应”。九自

\* “863”高技术资助项目  
1993年5月5日收稿

由度模型增加了伞对体的三个旋转自由度，考虑了伞体之间的相对运动，更接近工程实际。

对于在航天器回收领域中应用的可控翼伞系统，许多敏感设备均装在回收舱内，较大的振荡会扰乱它们正常的工作或给回收带来较大误差，因此除了要对体的运动进行研究外，伞体之间的相对运动及其稳定性的研究也显得十分必要。

文献[3]描述了伞一体之间的相对运动，并对系统加控转弯特性作了讨论，本文只就系统的滑翔与稳定性问题，作较深入的研究。

## 1 假设与计算模型

将伞一体系统假定为以球座联结的二体系统，即伞可以绕悬挂点 ( $O_2$ ) 自由旋转，如图 1 所示，其它假设同文献[1][2]。

为分析问题方便，这里建立了四个右手笛卡尔坐标系，如图 1 所示，即惯性坐标系  $o_d - (xyz)_d$ ，体坐标系  $o_1 - (xyz)_1$ ，伞坐标系  $o_2 - (xyz)_2$ ，气流坐标系  $o_q - (xyz)_q$ 。

一个物理矢量从  $i$  坐标系转换到  $j$  坐标系，其转换矩阵用  $B_{ij}$  表示。如用偏航角  $\psi$ ，俯仰角  $\theta$ ，滚转角  $\phi$  来描述体坐标系相对大地(惯性)坐标系的方位<sup>[1][2]</sup>；类似可用相对偏航角  $\sigma$ ，相对俯仰角  $\eta$ ，相对滚转角  $\xi$  描述伞坐标系相对体坐标系的方位；用攻角  $\alpha$ ，侧滑角  $\beta$  描述气流坐标系与伞坐标系的关系<sup>[1][2]</sup>，从而可分别写出： $B_{d1}$ ， $B_{12}$ ， $B_{2q}$ 。

系统的动力学方程可表示如下：

根据体力平衡： $\vec{F}_1 = m_1(d\vec{V}_1/dt)$  (1)

根据体力矩平衡：

$$\vec{M}_1 = I(d\vec{\omega}_1/dt) + \vec{\omega}_1 \times (I\vec{\omega}_1) \quad (2)$$

根据伞力平衡：

$$\vec{F}_p = m_p \frac{d}{dt} (\vec{V}_1 + \vec{\omega}_1 \times o_1o_2 + \vec{\omega}_p \times o_2o_p) \quad (3)$$

$\vec{o}_1o_2$ 、 $\vec{o}_2o_p$  见图 1。

根据伞力矩平衡： $\vec{M}_p = d\vec{H}_p/dt + m_p \vec{o}_2o_p \times \vec{a}_2$  (4)

上述 12 个方程可求得 12 个状态变量  $(U, V, W, P, Q, R)_1$ 、 $(P, Q, R)_p$ 、 $T_i$  ( $i=x, y, z$ )，确定运动状态。

系统的运动学方程可表示如下：

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_i \\ \dot{y}_i \\ \dot{z}_i \end{bmatrix} = B_i^d \begin{bmatrix} u_i \\ v_i \\ w_i \end{bmatrix} \quad (5)$$

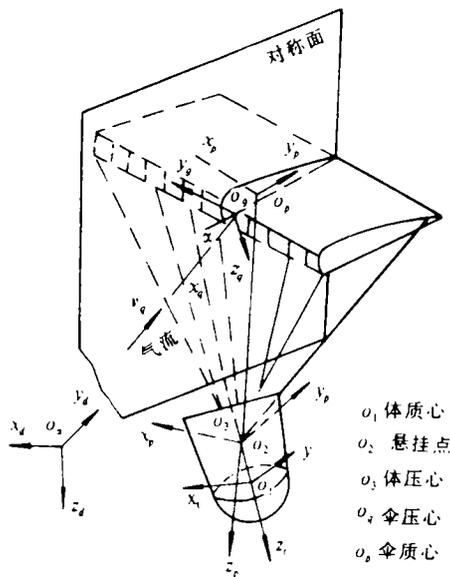


图 1 系统模型与坐标系

$$\begin{bmatrix} \dot{\psi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & \sin\phi/\cos\theta & \cos\phi/\cos\theta \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 1 & \text{tg}\theta\sin\phi & \text{tg}\theta\cos\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P_i \\ Q_i \\ R_i \end{bmatrix} \quad (6)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\sigma} \\ \dot{\eta} \\ \dot{\xi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & \sin\zeta/\cos\eta & \cos\zeta/\cos\eta \\ 0 & \cos\zeta & -\sin\zeta \\ 1 & \text{tg}\eta\sin\zeta & \text{tg}\eta\cos\zeta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P_p \\ Q_p \\ R_p \end{bmatrix} \\ - \begin{bmatrix} 0 & \sin\zeta/\cos\eta & \cos\phi/\cos\eta \\ 0 & \cos\zeta & -\sin\zeta \\ 1 & \text{tg}\eta\sin\zeta & \text{tg}\eta\cos\zeta \end{bmatrix} B_i^p \begin{bmatrix} P_i \\ Q_i \\ R_i \end{bmatrix} \quad (7)$$

运动学方程主要用来求得体相对于惯性坐标系的位置以及伞、体欧拉角变化情况。

## 2 作用力及力矩

### (1) 作用于体上的力及力矩

作用于体上的力有体的自重  $\vec{G}$ ，伞绳张力  $\vec{T}$ ，气动力  $\vec{F}_q$ （由于升力较小，仅考虑气动阻力）。作用于体上的力矩有上述诸力所产生的力矩，气动阻尼力矩  $\vec{M}_{\text{dam}}$  和伞体失配时间的回复力矩  $\vec{M}\vec{R}$ 。

当伞一体之间有相对转动时使得系统运动不同步（或称失配），此时会产生回复力矩。由于相对俯仰运动，产生回复力矩  $MR_y$ ；由于相对偏航运动，产生回复力矩  $MR_z$ ；由于相对滚动运动，产生回复力矩  $MR_x$ ，容易导出

$$MR_y = \frac{d^2 fG}{4q_i L_{so}} \eta, \quad KR_y = \frac{d^2 fG}{4q_i L_{so}} \quad (8)$$

$$MR_z = \frac{d^2 T fG}{4(fGL + Tq_i L)} \sin\sigma$$

当  $q_i, \sigma$  较小时

$$MR_z = \frac{d^2 T}{4L} \sigma, \quad KR_z = \frac{d^2 T}{4L} \quad (9)$$

$$MR_x = 0 \quad KR_x = 0 \quad (10)$$

### (2) 作用伞上的力及力矩

作用于伞上的力有气动力、重力、绳子的拉力。作用于伞上的力矩主要有上述诸力引起的力矩和阻尼力矩。对转弯时的气动力计算、阵风影响以及其他有关问题的处理方法见文献[1][2]。

## 3 结果及分析

利用上述模型及仿真软件，对翼伞面积为  $40\text{m}^2$  的可控翼伞系统作了仿真计算。

### (1) 九自由度与六自由度动态稳定过程分析比较

对同一伞体系统分别用九自由度模型和六自由度模型进行仿真计算，由文献[3]可知，两模型在系统稳态时结果一致；图2比较了九自由度与六自由度攻角动态稳定过程，可看出两者有较大的区别，但都为短周期波动，稳定很快，3秒内变化就消失了，对水平

速度  $V_x$ , 垂直速度  $V_y$  的长周期运动不致于产生明显的影响 (见图 3)。图 4 还比较了俯仰角动态稳定过程, 可以看出两者有较大的区别, 这种差别也只可能是由于伞一体相对运动引起的, 如图 5 所示, 最大振荡速率在  $10^\circ/\text{s}$  左右, 与文献[5]的实验数据相符; 事实上, 六自由度模型是九自由度模型的一个特例, 当回复力矩系数  $KR_y$  趋于无穷大时, 两模型是一致的, 而九自由度俯仰运动是六自由度长周期俯仰运动与一种短周期运动的叠加, 这种短周期运动正是由于伞体的相对运动引起的, 可见九自由度模型下, 伞一体的相对运动以短周期的形式影响系统的动态稳定过程。

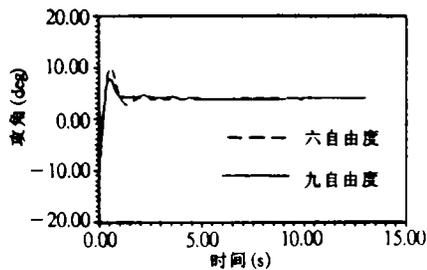


图 2 攻角动态稳定过程比较

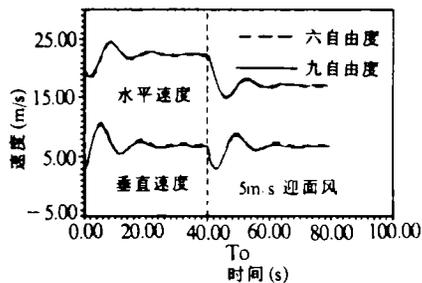


图 3 水平速度、垂直速度的比较

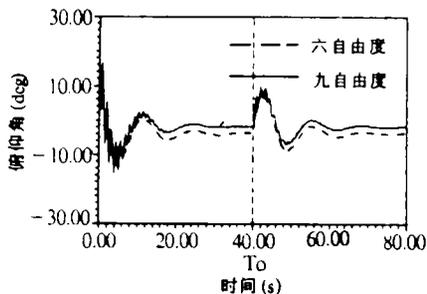


图 4 俯仰角的比较

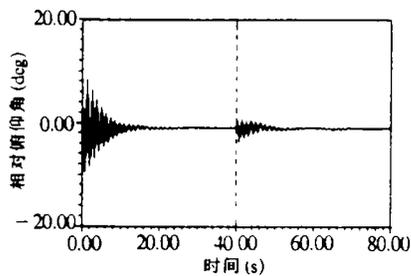


图 5 相对俯仰角的时间历程

## (2) 滑翔稳定性分析

九自由度系统俯仰运动中, 长周期波动特性与六自由度一致, 下面着重研究伞体相对俯仰运动的稳定性, 这也是工程实际比较关心的问题。

所谓相对运动的稳定, 是指伞体之间的作用达到平衡, 相对俯仰运动是带阻尼的振荡运动, 影响其稳定性的因素有:

1) 作用在伞衣上升力, 阻力的位置、大小和方向, 悬挂物阻力的位置、大小和方向, 绳子的阻力等, 这些影响到伞体在连接点的不平衡力矩。

2) 阻尼力矩: 伞、体、绳子的阻尼力矩。

3) 系统结构: 系统质量大小及其分布 (包括体的质量), 伞绳弹性, 安装角等。

这里仅考虑回复力矩系数  $KR_y$ , 惯量  $I_{yy}$  对相对俯仰运动动态稳定性的影响, 见图 6-9 及表 1, 表 2。

振幅衰减比率 (非稳态过程中某时刻的振幅与它之前某时刻的振幅之比) 随着  $KR_y$  的变化, 有一比率最小值, 如图 6 所示; 摆动周期随着  $KR_y$  的增大而减小。惯量  $I_{yy}$  兼有

综合反映回收物质量分布和悬挂点位置尺寸的功用,  $I_{yy}$  增大, 伞一体的不同步加强, 而对于同样的阻尼, 衰减比率会增大;  $I_{yy}$  越大, 其惯性亦大, 摆动周期越长。在系统的设计和实验中, 应根据回收物种类和要求不同, 合理选择回复力矩系数  $KR_y$  (调整绳子的弹性模量, 吊点间矩等)、转动惯量  $I_{yy}$  (调整吊点与体质心的距离, 改善回收物的质量分布等)。

表 1 回复力矩系数  $KR_y$  对相对俯仰运动动态稳定性的影响

$KR_y$ 倍数*	0.6	0.8	1.0	1.5	2.0	3.0	4.0	6.0
衰减比率	0.53	0.41	0.29	0.26	0.25	0.33	0.38	0.40
周期/s	1.74	1.36	1.2	0.98	0.86	0.70	0.60	0.50

表 2 转动惯量  $I_{yy}$  对相对俯仰运动动态稳定性的影响

$I_{yy}$ 倍数*	0.3	0.7	1.0	1.3	2.0	3.0
衰减比率	0.46	0.48	0.50	0.55	0.63	0.71
周期/s	0.64	1.0	1.2	1.35	1.7	2.1

\* 倍数, 分析计算用的假定值与现行实际值之比

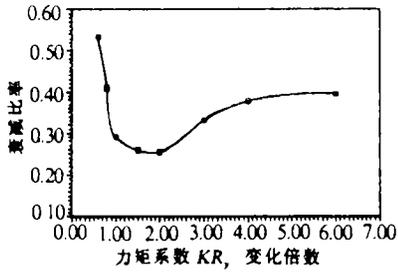


图 6 力矩系数  $KR_y$  对衰减比率的影响

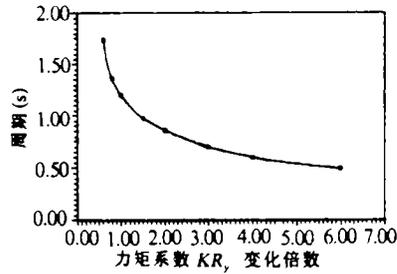


图 7 力矩系数  $KR_y$  对周期的影响

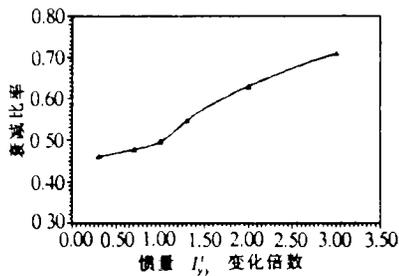


图 8 惯量  $I_{yy}$  对衰减比率的影响

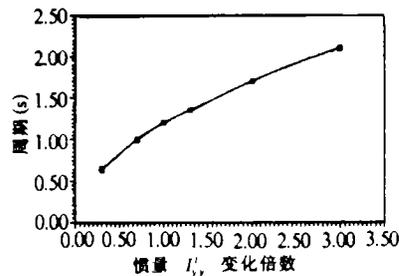


图 9 惯量  $I_{yy}$  对周期的影响

## 4 结束语

可控翼伞系统是个复杂的大系统, 各种物理量之间关系复杂, 对其九自由度的分析, 在国内外尚未见到公开发表的文献。本文对九自由度翼伞进行仿真定量计算, 并将结果与有实验基础的六自由度模型结果作了比较, 可看出该模型更接近实际, 其结果可给翼伞的设计和实验提供参考。

## 参 考 文 献

- 1 秦子增, 葛玉君. 可控翼伞飞行转弯性能仿真初步研究. 宇航学报, 1993, (1): 89~96
- 2 葛玉君, 秦子增. 可控翼伞系统的滑翔与稳定性分析. 国防科技大学学报, 1992, (4): 34~39

- 3 秦子增, 马海亮. 可控翼伞系统九自由度飞行性能仿真. 宇航学报, 1994年(待发表)
- 4 K-F Doherr, H Schiling. 9 DOF-simulation of Rotating Parachute Systems, AIAA 12th. Aerodynamic Decelerator and Ballom Tech. conf, 1991
- 5 T F Goodrick. Development of Method for Assessment of Gliding Parachute Applioations. AD-A117103, 1971

## **9-DOF Simulation of Controllable Parafoil System for Gliding and Stability**

Ma Hailiang Qin Zizeng

(The Department of Aerospace Technology, NUDT, Changsha, 410073)

### **Abstract**

In this paper, a 9-DOF (Degree of Freedom) flight dynamic model of controllable parafoil system is presented. Based on this model, the simulation program is developed to aid the study of the gliding performance and dynamic stability for such a system with a parafoil of 40(sqm). Its results are compared with those of 6-DOF model. The stability of relative pitch is analysed in detail, and the methods for its improvement are given.

**Key words** system simulation; controllable parafoil; Nine-Degree-of-Freedom; stability

---

(上接第 42 页)

## **The Research on Increasing Precision of the Step-angle of a Step-Motor**

Yan Guijun Lü Haibao Qi Xingmin

(The Department of Mechantronics and Instrumentation, NUDT, Changsha, 410073)

### **Abstract**

The problem of increasing the precision of the step-angle of a step-motor by the fine dividing for the step-motor is studied theoretically in this paper. And by means of transfer function, the dynamic response of the system is studied. Finally, the experiment data of evenness of the step-angle of different numbers of the fine dividing are given.

**Key words** step-motor; fine dividing; step-angle precision