

可控翼伞系统的滑翔与稳定性分析*

葛玉君 秦子增

(航天技术系)

摘要 可控翼伞系统在飞行器回收领域有广阔的应用前景。本文就可控翼伞系统建立了六自由度数学模型,并用该模型对 40m^2 可控翼伞系统的滑翔和稳定性进行了仿真计算和分析,研究结果对可控翼伞系统设计和实验有一定参考价值。

关键词 可控翼伞, 系统, 滑翔, 仿真

分类号 V525

可控翼伞具有抗风能力强、落点精度高、可控制等优点,因此,在军用装备、航天器的回收领域,用可控翼伞代替降落伞是当前的一种发展趋势,也是实现航天器“定点、无损回收”的一项高技术。作一种合理的、可靠的翼伞系统设计,需对翼伞系统进行大量的试验。这将花费大量的人力、物力,而且研制周期长,有些参数还难以测到。仿真技术的发展,为进行这种研究提供了捷径。它是通过建立仿真模型,对系统的特性以及参数变化对系统的影响,在计算机上进行仿真试验,从而,可给系统设计以指导,减少试验次数和缩短研制周期。

国际上对该项技术的研究起步于本世纪60年代。至今,已有数十篇论文发表。在伞系统仿真中,Goodrick^[1]应用六自由度模型,对可控翼伞的滑翔、转弯等特性进行了数字仿真研究,并进行了试验验证,但一些具体问题的处理细节未给出。由于伞体之间的耦合作用和它们的非线性,使其仿真模型比较复杂。Bolton^{[2][3]}等进行了伞体系统各种不同自由度的仿真研究,但都局限在一般的数字仿真,缺少真实试验的验证,考虑六自由度模型通过试验验证基本正确^[4]。本文的仿真研究也从六自由度开始,其中建立了六自由度模型并编制了相应的仿真软件,通过仿真计算,主要讨论了伞系统的稳定性及滑翔特性。

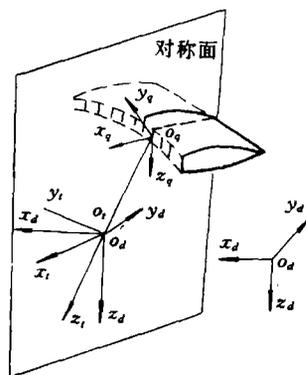


图1 坐标系

* 1991年12月10日收稿

1 假设和计算模型

一些假设和模型的详细推导可在资料^[5]找到。这里仅写出要点和结论。所谓六自由度模型系指伞-体（回收物）之间是“刚性”连接的二体系统，它有六自由度。伞衣及伞腔中所冲气体简化一长方体，且压力处处相等，其值为驻点压力。对表观气体质量处理成位于伞压心处的集中质量，其大小取为浮获气体质量的一半^[4]。

为分析问题方便，选取了三个坐标系（见图1），即大地坐标系 $o_d x_d y_d z_d$ ，伞体坐标系 $o_i x_i y_i z_i$ 和气流坐标 $o_q x_q y_q z_q$ 。其中 o_d, o_i, o_q 分别是空间某点，伞体系统质心，伞的压心。伞体坐标与大地坐标之间转换关系用三个欧拉角 ψ, θ, φ 来描述。

在伞体坐标系中，系统的动力学方程可表示为

$$\begin{aligned} \tilde{F} &= m_i \left\{ \begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} O & -R & Q \\ R & O & -P \\ -Q & P & O \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \right\} \quad (1) \\ \tilde{M} &= \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xx} & -I_{xx} \\ -I_{yx} & I_{yy} & -I_{yx} \\ -I_{zx} & -I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{P} \\ \dot{Q} \\ \dot{R} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} O & -R & Q \\ R & O & P \\ Q & P & O \end{bmatrix} \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{yx} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} \quad (2) \end{aligned}$$

式中， \tilde{F}, \tilde{M} 分别为系统所受外力及力矩。 $(u, v, w), (P, Q, R)$ 分别为系统平移和转动速度在三坐标轴上的分量。 $I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}, I_{xy}, \dots$ 是系统相对伞体系的惯量和惯积。 m_i 为系统的质量总和。

由于伞体坐标系和惯性坐标系之间选用三个欧拉角 (ψ, θ, φ) 来描述，因此，系统的运动学方程可表示为：

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = A \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix}, \quad \begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = B \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} \quad (3)$$

式中， A, B 为坐标转换矩阵^[5]。于是，系统的动力学状态方程可表示为：

$$\begin{cases} \dot{x} = u \cos \theta \cos \psi + v (\sin \varphi \sin \theta \cos \psi - \sin \psi \cos \varphi) + w (\cos \varphi \sin \theta \cos \psi + \sin \psi \sin \varphi) \\ \dot{y} = u \cos \theta \sin \psi + v (\sin \varphi \sin \theta \sin \psi + \cos \varphi \cos \psi) + w (\cos \varphi \sin \theta \sin \psi - \sin \varphi \cos \psi) \\ \dot{z} = -u \sin \theta + v \sin \varphi \cos \theta + w \cos \theta \cos \varphi \\ \dot{\varphi} = P + Q \operatorname{tg} \theta \sin \varphi + R \operatorname{tg} \theta \cos \varphi \\ \dot{\theta} = Q \cos \varphi - R \sin \varphi \\ \dot{\psi} = Q \frac{\sin \varphi}{\cos \theta} + R \frac{\cos \varphi}{\cos \theta} \end{cases} \quad (4)$$

引入已知条件，采用四阶龙格-库塔法对上述状态方程求解，可得出系统的状态参数。

2 气动力的处理

对可控翼伞系统，气动力主要有伞和回收物的升力和阻力。回收物升力一般较小，可

不考虑。只考虑回收物阻力。

伞的气动力应用资料^{[6][7]}的风洞实验结果,对这些结果作如下处理:

(1) 伞的气动力仅与瞬时攻角和瞬时速度有关,加速度对气动力的影响忽略不计。

(2) 伞的压心和伞的重心重合,压心位于距前缘 1/4 处的弦线上,不考虑压心随攻角的位置变化。

(3) 原则上讲,有侧滑时除产生侧向力外,还会有偏航及滚动力矩。在初步分析中仅考虑侧向力,并假定它作用于压心。侧向力系数 C_z 的大小和侧滑角 β 的正弦成正比^[1],即 $C_z = k \sin \beta$, k 是由实验确定的比例因子。

3 回收物过载计算式

回收物加速度 \vec{a}_p 相对伞体坐标系可表示:

$$a_p = \frac{d\vec{u}_0}{dt} + \vec{\omega} \times \frac{d\vec{\rho}_p}{dt} + \frac{d\vec{\omega}}{dt} \times \vec{\rho}_p = \frac{\delta\vec{u}_0}{\delta t} + \vec{\omega} \times \vec{\mu} \times \vec{\rho}_p + \frac{\delta\vec{\omega}}{\delta t} \times \vec{\rho}_p \quad (5)$$

式中 \vec{u}_0 , $\vec{\omega}$ 分别为系统质心平移速度和转动角速度。

$$\frac{\delta\vec{u}_0}{\delta t} = u\vec{i}_t + v\vec{j}_t + w\vec{k}_t, \quad \frac{\delta\vec{\omega}}{\delta t} = p\vec{i}_t + R\vec{j}_t + Q\vec{k}_t$$

$\vec{\rho}_p$ 为回收物质心相对伞体系统原点的径矢,且

$$\vec{\rho}_p = x_p\vec{i}_t + y_p\vec{j}_t + z_p\vec{k}_t = l_p \cdot \vec{k}_t$$

l_p 是 $\vec{\rho}_p$ 在 z_t 轴上的投影。因此,

$$\begin{aligned} \vec{a}_p &= a_p^{(1)}\vec{i}_t + a_p^{(2)}\vec{j}_t + a_p^{(3)}\vec{k}_t \\ &= [(u + Qw - Rv) + l_p(Q + PR)]\vec{i}_t + [(v + Ru - Pw) \\ &\quad - l_p(P - QR)]\vec{j}_t + [(w + Pw - Qu) - l_p(P^2 + Q^2)]\vec{k}_t \end{aligned}$$

回收物的过载系数 n 为:

$$n = \sqrt{(a_p^{(1)})^2 + (a_p^{(2)})^2 + (a_p^{(3)})^2} / 9.8 \quad (6)$$

4 结果及分析

利用上述模型及仿真软件,对 40m² 可控翼伞作了仿真计算,结果如下:

(1) 系统的动态响应特性:系统的动态响应特性为俯仰角的长周期波动(指系统质心的长周期波动)伴随攻角的短周期波动。这种特征无论从非稳态过渡到稳态(如开伞后,系统状态参数的过渡)还是系统稳态滑翔时受阵风干扰的响应过程都能明显地表现出来。如图 2 示。俯仰角长周期波动的周期和角的幅度衰减率与系统长度、翼载及环境密度相关,其关系见表 1,表 2 及图 3~5。

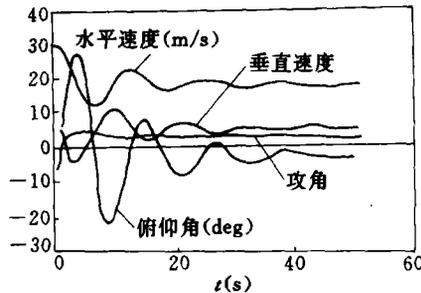


图 2 系统从非稳态向稳态过渡曲线

表 1 俯仰角波动特性和翼载之间的关系 (气体密度为 0.5)

翼载(kg/m ²)	6	8	10	12	14
周期(秒)	1.4	12.30	13.20	14.1	14.9
衰减率*(度/秒)	41.08	0.756	0.50	0.32	0.18

(* 衰减率,指从不稳态开始计算的某时刻相对值)

表 2 俯仰角波动特性与系统长度、大气密度的关系

系统长度(m)	大气密度为 1.225(kg/m ³)		大气密度为 0.5(kg/m ³)	
	周期(秒)	衰减率(度/秒)	周期(秒)	衰减率(度/秒)
15	10.4	0.38	13.2	0.50
20	11.3	0.31	13.9	0.45
25	12.2	0.29	14.6	0.40
30	13.0	0.26	15.3	0.36
35	13.8	0.24	15.9	0.33
40	14.5	0.22	16.6	0.30
45	15.2	0.20	17.2	0.28
55	16.5	0.18	18.4	0.24

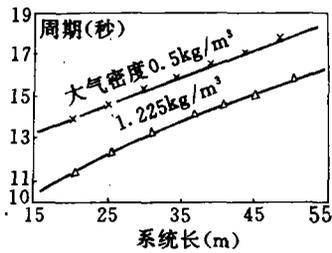


图 3 俯仰角波动周期与系统长度关系

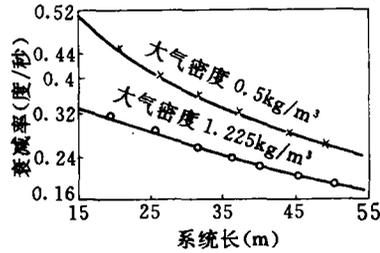


图 4 俯仰角波动幅度与系统长度关系

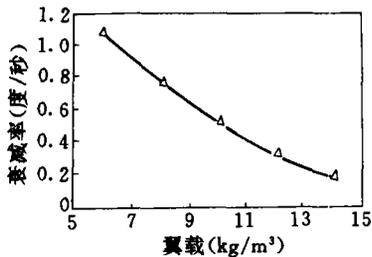


图 5 俯仰角衰减率与翼载关系

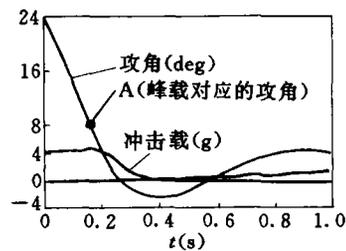


图 6 攻角和过载时间历程曲线

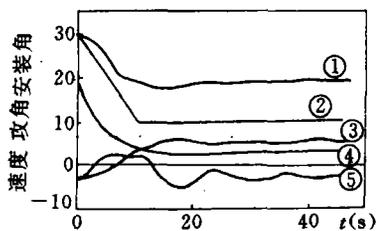


图7 安装角线性过渡系统的动态响应
①水平速度(m/s)②安装角(deg)
③下降速度④攻角⑤俯仰角(deg)

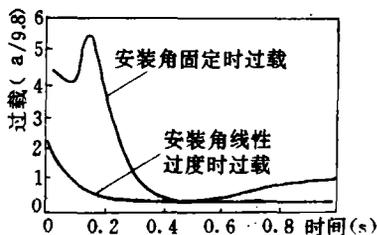


图8 固定与可变安装角过渡曲线比较

(2) 安装角固定和可变时,系统响应特性比较:系统开伞充气后,往往处于大攻角状态,而翼伞稳态滑翔时的攻角一般较小(比如 3° 左右),系统从这不稳定大攻角过渡到正常攻角过程中,会产生一冲击载(相当于开伞冲击)。为说明问题,设开伞充气后,系统水平速度为 30m/s ,下降速度为 20m/s ,俯仰角 0° ,这时的起始攻角为 23.7° , (系统就是从此状态过渡到平衡状态(见图2),在这过程中,攻角一冲击载的时间历程见图6。从图6看出,冲击载有一峰值,它所对应的攻角约 9° (图6A点),这正是可控翼伞升力系数最大可用攻角(大于该攻角,进入失速状态),选用其他大攻角做为初状态,也有类似情况。为减小冲击载,一个设想的办法是使开伞后处于大安装角状态,然后再逐渐减小到设计安装角。图7是某一初始参数下,系统的响应过程图。从此图看出,这种可变安装角有效地抑制了系统运动参数的波动,有效地减小过载效应,如图8示,过载从原 $5.5g$ 下降为 $2.1g$ 。

(3) 系统的滑翔性能:对不同的安装角,可算出相应的攻角、水平速度、垂直速度和滑翔比。从表3中数据看,攻角和滑翔比随安装角减小而增大。但并不是安装角越小越好。当小到一定值时,伞的攻角进入失速区,这不仅使系统状态参数发生不利的变化,而且由于攻角在失速区附近,系统抗干扰能力大大下降。对 40m^2 翼伞分析表明,安装角选在 10° 是比较合适的。在无风及有风(顺风或逆风)条件下,系统以近似常值滑翔比做平面、稳态滑翔运动。在有侧风的情况下,系统在 xyz 三维空间运动。

表3 不同安装角下系统滑翔稳态参数

安装角(度)	水平速度(m/s)	下降速度(m/s)	攻角(度)	滑翔比
2.8	13.82	3.3	8.71	4.18
4.0	14.24	3.34	7.55	4.24
6.0	15.00	3.74	5.95	4.01
8.0	15.81	4.15	4.58	3.81
10.0	16.61	4.73	3.31	3.52
12.0	17.40	5.32	2.29	3.27
15.0	18.46	6.44	0.97	2.89
20.0	19.84	8.55	-0.61	2.32
25.0	20.97	10.90	-1.76	1.92
30.0	21.48	13.51	-2.67	1.59

4 结束语

开展可控翼伞系统仿真研究的目的是:

(1) 对伞体系统的性能, 如滑翔、转弯, 稳定性等进行数字仿真研究, 评定系统结构参数对系统性能的影响。

(2) 为下一步开展九到十二自由度仿真研究奠定基础, 也为进一步开展伞体系统半实物仿真创造条件, 从而为可控翼伞的设计、试验等提供参考数据和指导。

本文所得数据及结论与文献 [4] 所得结论基本一致。这说明模型合理, 仿真软件正确, 做为本文的一些结论, 可供设计、试验参考。

参 考 文 献

- 1 Goodrick T F. Simulation studies of the Flight Dynamics of Gliding Parachute systems AIAA 6th Aerodynamic Decelerator and Balloon Tech. conf, 1979
- 2 Schatzle P R and Curry W H. Flight Simulation of a Vehicle with a Two-stage parachute system. J. Aircraft, 1980, 17 (8): 545-546
- 3 Bolton W R. Trajectory simulation of a Lifting Parachute System. AIAA 6th Aerodynamic Decelerator and Balloon Tech, conf, 1979
- 4 Goodrick T F. Comparison of Simulation and Experimental Data for a Gliding Parachute in dynamic Flight. AIAA 7th. Aerodynamic Decelerator and Balloon Tech. conf, 1981
- 5 葛玉君. 可控翼伞系统飞行性能仿真研究. 国防科技大学硕士论文, 1991
- 6 Nicolaides J D. Parafail wind Tuned Tests, AD73156
- 7 Nicolaides J D. Parafail Flight Performance. AFFDL-TR-71-38, 1971

Analyses of Glide and Stability Performance of Controllable Parafoil Systems

Ge Yujun Qin ZiZeng

(Department of Aerospace Technology)

Abstract

The development of a controllable parafoil system provides the prospects for precise, undamaged recovery of large delicate payloads and recovery return systems intended for reuse. In this paper a six-degree-of-freedom flight dynamics model for such a system is presented and the simulation program is developed to aid the study of system performance such as glide and dynamic stability etc. As an example, the glide and dynamic stability performance of 40 (sqm) parafoil system has been discussed and some satisfactory results were obtained.

Key words simulation, controllable parafoil, system, glide