

航天器可控翼伞回收系统雀降性能研究*

张晓今

(国防科技大学航天技术系 长沙 410073)

摘要 提出一个四自由度模型,较为全面地讨论了翼伞系统主要设计参数以及雀降操纵方式对雀降性能的影响,通过仿真计算给出了最佳的设计参数范围和雀降操纵规律。

关键词 可控翼伞,回收,雀降,仿真

分类号 V55

A Study of Landing Flare Manoeuvre Performance of Controllable Parafoil System for Spacecraft Recovery

Zhang Xiaojin

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

Abstract A large controllable parafoil can be used for spacecraft non-damage recovery at the planned-point. Its flare manoeuvre performance is of great importance to safe recovery. In this paper, a 4-DOF dynamic model of parafoil system for recovery is presented. The influence of system parameters and flare manoeuvre control method on landing performance is discussed. The optimal system parameters and landing control method are given.

Key words controllable parafoil, recovery, flare manoeuvre, dynamic analyse

冲压式可控翼伞具有优良的气动力减速性能,翼伞技术在航天器回收技术领域得到了初步的应用。如在回收着陆过程中,通过对翼伞左右后缘的拉动控制,使翼伞的滑翔飞行具有可控性,从而达到“定点”回收的目的;在回收物着陆前,同时下拉翼伞左右后缘迅速降低回收物触地时的水平速度和垂直速度,实现轻巧的“雀降”,可以达到“无损”着陆的目的。人们更希望在不久的将来能把大型翼伞用于航天器的定点无损回收,翼伞雀降性能的优劣直接关系到回收物无损着陆的成功与否。关于雀降性能的研究,从国内外已公开发表的文献中看^{[1],[2]},都是采用“双质量刚性连接”模型,即假设翼伞系统

* “863”高技术资助项目
1995年5月23日收稿

的质心相对伞体和回收物都是固定的，这种假设意味着略去了伞体和回收物各自的俯仰摆动的二次影响。对于航天器回收系统所采用的大型翼伞来说，伞绳和吊带都比较长，双质量刚性连接模型不再适用。本文提出一个四自由度计算模型，该模型没有采用刚性连接假设，考虑了伞体与回收物之间的相对俯仰摆动，因而更接近工程实际情况。

1 假设与计算模型

1.1 基本假设

- (1) 充气后的翼伞视为刚性的，其质心位于翼弦面上；
- (2) 回收物视为一个质点；
- (3) 略去伞绳及吊带的变形；
- (4) 回收物阻力特征为常数，其升力忽略不计；
- (5) 翼伞的气动力特性仅与瞬时攻角和瞬时速度有关，加速度的影响不予考虑；
- (6) 不计风速的影响。

1.2 动力学方程

由图 1 所示的翼伞系统模型及受力分析可推得如下的动力学方程：

$$\begin{cases} m_{xi}\ddot{x}_i = L_s \sin(\gamma + \alpha) - [D_s \cos(\gamma + \alpha) + D_c \cos \theta_c] \\ \quad + m_c l_s [\ddot{\gamma} \cos(\gamma - \varphi) - \dot{\gamma}^2 \sin(\gamma - \varphi)] \\ \quad + m_c l_d (\beta \cos \beta - \beta^2 \sin \beta) \\ m_{xi}\ddot{y}_i = L_s \cos(\gamma + \alpha) + [D_s \sin(\gamma + \alpha) + D_c \sin \theta_c] \\ \quad - m_c l_s [\ddot{\gamma} \sin(\gamma - \varphi) + \dot{\gamma}^2 \cos(\gamma - \varphi)] \\ \quad - m_c l_d (\beta \sin \beta + \beta^2 \cos \beta) - G \\ I_x \ddot{\gamma} = M_s + l_s \sin(\beta - \gamma + \varphi) \cdot N \\ m_c l_d \ddot{\beta} = -G_c \sin \beta + D_c \cos(\beta - \theta_c) \end{cases}$$

其中第三个方程中的参数 N 为

$$\begin{aligned} N = m_c (\ddot{x}_i \sin \beta + \ddot{y}_i \cos \beta) + m_c l_s [\ddot{\gamma} \sin(\gamma - \beta - \varphi) + \dot{\gamma}^2 \cos(\gamma - \beta - \varphi)] \\ + D_c \sin(\beta - \theta_c) + G_c \cos \beta + m_c l_d \beta^2 \end{aligned} \quad (2)$$

这是一个非线性微分方程组。 x_i 、 y_i 为翼伞的水平 and 垂直位移； γ 为翼弦线与水平方向的夹角； β 为吊带与垂直方向的夹角； m_{xi} 为整个翼伞系统的质量； I_x 为翼伞对过其质心且与纵向对称面垂直的轴的转动惯量； α 为伞体攻角； φ 为翼伞的安装角； l_s 为伞绳设计长度； l_d 为吊带长度； m_c 为回收物质量； G 为整个翼伞系统所受重力 ($G = G_s + G_c$)， G_c 为回收物重量； θ_c 为回收物速度矢量与水平方向的夹角； D_c 为回收物气动阻力； N 为吊带所受拉力； L_s 、 D_s 、 M_s 分别为伞体的气动升力、阻力和力矩。

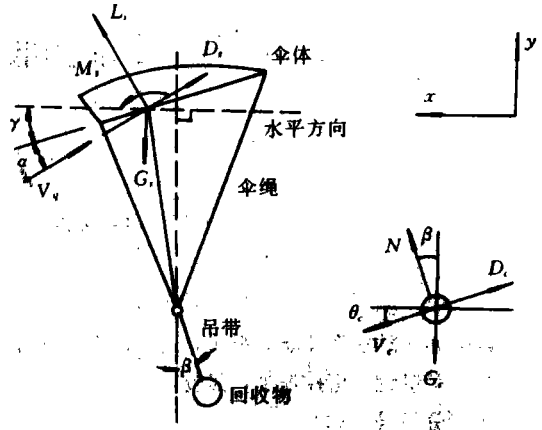


图 1 模型与系统受力分析

在翼伞系统的雀降过程中,伞体气动力系数均为攻角 α 和伞后缘下拉偏转量 δ 的函数。这些系数可通过专门风洞试验来获得。本文中有关计算所用的各种气动力数据均取自文献[5],该项试验由美国 Langley 研究中心完成。

2 雀降性能研究

关于翼伞系统雀降性能的研究,从已公开发表的文献中看,所做的工作主要是以线性方式下拉后缘时翼伞系统的飞行试验及计算机模拟时间历程^{[1],[2],[4]},而没有从系统设计参数和后缘下拉方式(即控制绳操纵速度变化规律)对雀降性能的影响等方面做深入细致的分析研究。为全面研究雀降性能,本文假设后缘下拉时的偏转量 δ 取以下的幂函数形式:

$$\delta = \begin{cases} \left(\frac{t}{T_b + B} \right)^s, & 0 \leq t \leq T_b \\ \delta_f, & t > T_b \end{cases} \quad (3)$$

其中 B 为

$$B = \frac{T_b(1 - \sqrt[s]{\delta_f})}{\sqrt[s]{\delta_f}} \quad (4)$$

式中 t 为“制动”时间变量, T_b 为操纵控制绳的总时间, s 为后缘下拉方式的幂数, δ_f 为后缘下拉量的终值。当“全刹”时(即 full deflection), $\delta_f=1$, 则 $B=0$, 因此, B 是一个与 δ 变化的终值有关的参数。

从(3)式中可以看出, T_b 的数值决定了控制绳平均速率的大小; s 的数值则决定了控制绳速率的变化规律。

2.1 仿真计算结果与试验结果比较

计算模型的正确与否应由有关的试验结果来验证,但是目前还无法获得大型翼伞的雀降试验数据。文献[2]中提供了翼伞系统的模型伞雀降试验数据,所用的雀降操纵规律相当于(3)式中取 $s=1$, $T_b=3s$, $\delta_f=1$, 为线性下拉方式。从第 1s 开始雀降,试验结

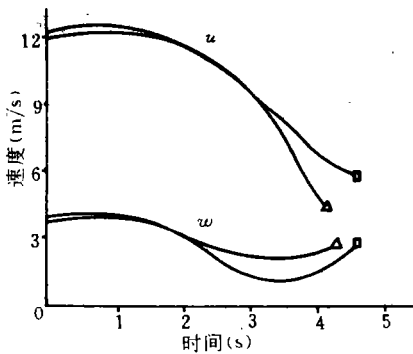


图2 雀降试验曲线

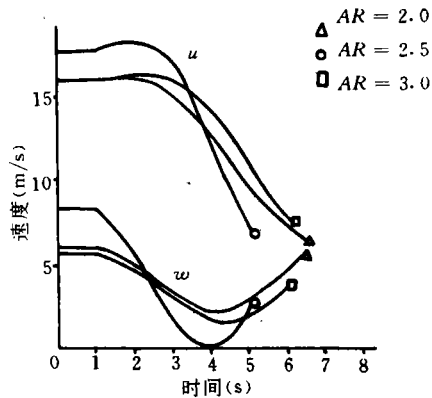


图3 雀降仿真计算曲线

果如图 2 所示, 图中的 u 、 w 分别为翼伞系统质心的水平和垂直速度分量。

图 3 为线性下拉后缘时不同展弦比的某大型翼伞系统雀降过程数字仿真计算结果。可以看出, 计算结果与试验结果的变化规律是一致的, 这说明计算模型是合理的。计算和试验都表明, 在雀降过程中, 垂直速度分量 w 先于水平速度分量 u 达到其最小值; 这是由翼伞雀降时的气动特性所决定的。因此, 若要求回收物触地时的 u 和 w 都比较小, 则 w 最低点的数值应尽可能小, 这样在 u 达到其最小值时, w 才不至于过大, 以保证较好的雀降性能。

2.2 翼伞系统设计参数对雀降性能的影响

翼伞的安装角是翼伞系统的重要设计参数之一。计算表明, 安装角越小, 稳定攻角越大, 即雀降初始攻角越大, 如图 4 所示。过大的雀降初始攻角使得翼伞在雀降开始后很快就发生“抬头后翻”现象, 从而过早失速, 达不到雀降的目的。当安装角较大时, 系统下降高度 H 的变化将出现较大的“波动”, 如图 5 所示。显然, 这种波动对雀降是有影响的, 与“波峰”上各点所对应的 u 、 w , 无论其数值多么小, 都是“雀降不可达到点”, 因为回收物在“波谷”最低点时已触地。据综合分析, 安装角在 8° 左右比较适宜。

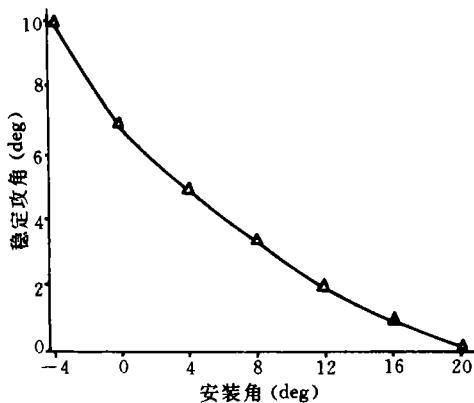


图 4 稳定攻角与安装角关系曲线

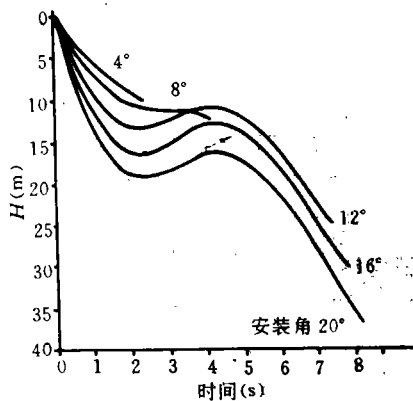


图 5 不同安装角的雀降高度曲线

翼伞系统长度取决于伞绳设计长度和吊带长度。仿真计算表明, 系统长度过短, 系统的稳定性将变差; 系统长度过长时, 雀降性能将变差。系统长度的主要部分是伞绳设计长度, 吊带长度对雀降性能的影响比较小。研究表明, 合适的系统长度应为翼伞展长的 $70\% \sim 100\%$ 。

翼载为回收物重量与翼面面积之比。稳定攻角 (即雀降初始攻角) 随着翼载的增大而增大。翼载过大时, 在雀降过程中 u 与 w 的减小幅度将变小, 雀降性能变差。当翼载过小时, 翼伞系统的动稳定性降低, 雀降攻角的增加是非常“急剧”的, 很容易发生“抬头后翻”现象。一般情况下, 翼载取 $10 \sim 15 \text{kgm}^{-2}$ 比较合适。

2.3 后缘下拉控制规律对雀降性能的影响

在仿真计算中取后缘下拉操纵程序为

$$\delta = \begin{cases} \left(\frac{t}{3}\right)^2, & 0 \leq t \leq 3\text{s} \\ 1, & t > 3\text{s} \end{cases} \quad (5)$$

上式中 s 的值决定了控制绳拉动速率的变化规律。当 $s=1$ 时,为线性下拉后缘;当 $s>1$ 时,下拉方式为“先慢后快”;当 $0<s<1$ 时,下拉方式为“先快后慢”。在 $0<s\leq 1$ 的范围内, s 越小,雀降过程中的制动加速度就越大,从而雀降时间可以相对缩短,雀降高度降低。但是,当 s 过小时,攻角的变化趋于“急剧”,这对雀降是不利的。当 s 过大时,由于在操纵的后阶段控制绳拉动速率较快,使得攻角变化迅速加剧并产生“抬头后翻”。然而,适当地加长系统长度可以提高翼伞系统的动稳定性,使上述不利现象得以改善。

通过仿真计算可以得出,控制绳下拉速率变化规律以线性下拉和“先快后慢”下拉方式为好,但 s 的取值不宜过小。在雀降操纵的后阶段不可进行过猛操纵,以免过早出现“抬头后翻”导致失速。

若取后缘下拉操纵程序为

$$\delta = \begin{cases} \frac{t}{T_b}, & 0 \leq t \leq T_b(s) \\ 1, & t > T_b \end{cases} \quad (6)$$

则该式所决定的下拉方式是线性的, T_b 的大小决定了控制绳下拉平均速率的数值。取不同的 T_b 值进行仿真计算,其结果表明,当 T_b 过小时,雀降过程中攻角的变化将会加剧;当 T_b 过大时,雀降时间相对加长,从而使 u 、 w 难以同时达到较低值。因此,过快或过缓地下拉后缘对雀降都是不利的。对于 80m^2 的翼伞系统,取 $T_b=2\sim 3\text{s}$ 比较合适。

3 结 论

通过本文的理论分析和相应的数字仿真计算可以得出,利用可控翼伞的雀降性能是能够实现航天回收物无损着陆的。雀降性能的优劣取决于系统设计参数和后缘下拉操纵方式,同时雀降过程中的 u 、 w 均应降到较低的数值,以满足无损着陆的要求。

对于展弦比 $AR=2.5$ 的某中型翼伞系统,应用动力学方程(1),将系统设计参数和后缘下拉方式取在本文所确定的最佳范围内,通过数字仿真计算,取得较好的结果。在雀降着陆时,翼伞系统的垂直速度分量由 8m/s 降到约 3m/s ,水平速度分量由 18m/s 下降到约 7m/s (无风情况下)。考虑到在一般情况下,地面总会有 $3\sim 5\text{m/s}$ 的水平“微风”^[4],而且雀降时要求迎风操纵,因此在仿真计算中加入风环境后翼伞系统的水平速度分量将降到 5m/s 以下,可以满足无损着陆的要求。

参 考 文 献

- 1 吴如璋. 翼伞“雀降”性能分析. 中国航空科技文献(HJB830127)
- 2 Nicolaidis J D, Tragarz M A. Parafoil Flight Performance, AD-731143
- 3 严恒元. 飞行器气动特性分析与工程计算. 西安: 西北工大出版社, 1990
- 4 Goodrick T F. Theoretical Study of the Longitudinal Stability of High-Performance Gliding Airodrop System, AIAA Paper N75-1394
- 5 Nicolaidis J D. Parafoil Wind Tunnel Tests, AD-731564
- 6 Goodrick T F. Simulation Studies of the Flight Dynamics of Gliding Parachute Systems, AIAA 79-0417

(责任编辑 卢天贶)