

阻力伞拉直过程的影响因素分析

王从磊¹ 孙建红¹ 喻东明²

(1. 南京航空航天大学航空宇航学院, 南京, 210016; 2. 中航工业航宇救生装备有限公司, 襄阳, 441003)

摘要:采用质量阻尼弹簧模型分析了阻力伞拉直过程的影响因素,包括引导伞阻力面积、伞系统弹性模量以及线密度等。分析表明,在 200~300 km/h 的放伞速度范围内,阻力伞的拉直时间和最大下落距离随放伞速度的增大而减小,而阻力伞系统的张力变化则相反;增大引导伞阻力面积或减小伞系统线密度,能明显地减小拉直时间和最大下落距离;阻力伞系统的弹性模量对拉直过程中运动轨迹的影响相对较小。放伞速度、引导伞阻力面积与阻力伞系统线密度是影响阻力伞放伞拉直过程的关键因素,该研究可为阻力伞系统工程设计提供分析依据。

关键词:阻力伞;拉直过程;质量阻尼弹簧模型;放伞速度;阻力面积;线密度

中图分类号:V244.21+6

文献标志码:A

文章编号:1005-2615(2013)02-0196-06

Analysis of Effect Factors on Deployment of Drag Parachute

Wang Conglei¹, Sun Jianhong¹, Yu Dongming²

(1. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China;

2. AVIC Aerospace Life Support Industries, Ltd., Xiangyang, 441003, China)

Abstract: The mass-spring damper model is used to analyze the effect factors on drag parachute deployment, including resistance area, elastic modulus and diameter of the parachute system, etc. Results show that drag parachute duration and the maximum falling distance decrease with the increase of deploy velocity. But system tension becomes larger by increasing the deploy velocity (200—300 km/h). Both the increase of pilot chute resistance area and the decrease of parachute system linear density can decrease the deployment duration and the maximum falling distances obviously. The effects on the trajectory of deployment, caused by elastic modulus and diameter of parachute system are insignificant. The key factors affecting drag parachute deployment are resistance area of pilot chute, deploy velocity and linear density of parachute system. Results provide analytical basis for engineering design of drag parachute system in aerospace industry.

Key words: drag parachute; deployment; mass-spring damper model; deploy velocity; resistance area; linear density

阻力伞是降落伞的一个重要类别。飞机在着陆滑行时会利用阻力伞系统,辅助机轮刹车,使飞机减速,缩短滑跑距离^[1]。由于拉直过程中伞衣未充气,故降落伞的拉直过程可归属于多体系统动力学的范畴。20 世纪 90 年代以来,由于绳系卫星、系留气球及航弹伞的应用,国内外采用多体系统动力学原理对绳系物及伞弹系统的释放与回收进行

了大量的研究^[2-8]。降落伞的拉直过程也可被认为是一个变质量体的运动过程^[1]。1973 年, Wolf 等^[9]研究航弹伞放伞充气过程中拉出力的影响时,提出了连续拉出模型。1983 年, Purvis^[10-11]将伞系统离散为若干个由弹性线段相连的集中质量点,考虑已拉出部分的气动力、系绳力及摩擦力,研究了航弹伞拉直过程中的“绳帆”现象^[12]。

目前关于降落伞拉直过程的研究多集中于救生伞、回收伞^[13-14]以及航伞伞等,上述伞型拉直过程中拉直方向所在轴线与重力方向基本一致。而对阻力伞而言,拉直方向与重力方向基本垂直,动力学特性与前述伞型有所不同。对于安装在飞机机体背部的阻力伞系统,如果拉直过程中与飞机发生接触,将会导致阻力伞破损失效。因此,本文考察了阻力伞放伞拉直过程(引导伞拉动主伞伞顶-阻力伞系统全伞拉出)中,放伞速度和阻力伞系统参数对拉直过程影响的规律。

1 数值计算方法

如图 1(a)所示的阻力伞系统在拉直过程中,由于主伞伞衣并未完全充气展开,对于飞机的减速影响近似不计,且由于拉直过程持续时间很短(2 s 以内),近似认为飞机做水平匀速滑行^[1]。为便于分析,假设:(1)系统坐标系固定在机身伞舱口处;(2)机体水平匀速运动;(3)引导伞完全张满,且主伞在拉直过程中未发生充气^[15]。

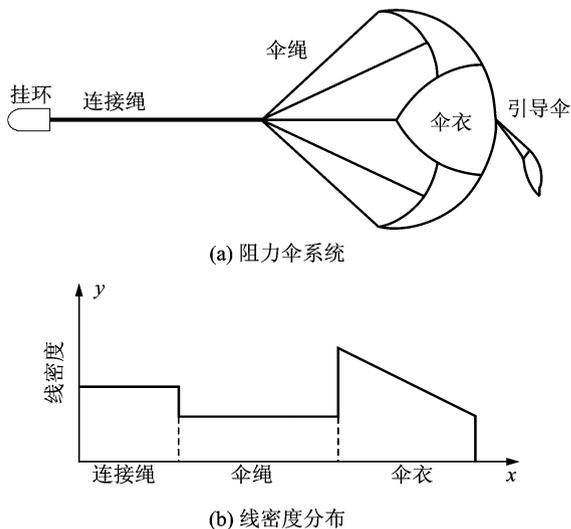


图 1 阻力伞系统及线密度分布示意图

基于上述假设建立模型,将伞系统离散成若干不同线密度(图 1(b))、弹性模量与直径的单元,各单元长度为 0.5 m。单元质量集中在两端质点上,质点间以无质量阻尼弹簧连接。根据伞系统拉直过程中的工作特点,将其分为如下 3 个部分:

(1) 已完全拉出部分

如图 2 所示,质点 i 除受重力 $m_i g$ 及张力 T_i 和 T_{i-1} 影响外,由于与气流的相对运动,还受到气动力 F_{ni} 与 F_{ti} 的影响。

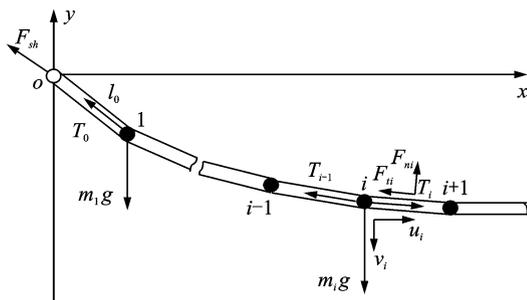


图 2 阻力伞系统受力分析

根据牛顿第二定律,建立质点 i 的动力学方程

$$m_i \frac{d}{dt} \begin{bmatrix} u_i \\ v_i \end{bmatrix} = C_i^d \begin{bmatrix} F_{ni} \\ F_{ti} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ -m_i g \end{bmatrix} + C_i^d \begin{bmatrix} 0 \\ T_i \end{bmatrix} + C_{i-1}^d \begin{bmatrix} 0 \\ -T_{i-1} \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中: u_i 和 v_i 分别为水平和垂直速度分量; C_i^d 与 C_{i-1}^d 随体坐标系到地面坐标系的转换矩阵采用文献[9,16]中的气动力计算公式,求解拉直过程中系统所受气动力

$$F_{ni} = -0.5 \rho_{air} |u_{ni}| u_{ni} C_{ni} d_i l_i \quad (2)$$

$$F_{ti} = -0.5 \rho_{air} |u_{ti}| u_{ti} C_{ti} d_i l_i \quad (3)$$

式中: u_{ni} 与 u_{ti} 分别为单元 i 的法向与切向相对气流速度; C_{ni} 与 C_{ti} 分别为单元 i 法向与切向气动阻力系数; ρ_{air} 为空气密度; l_i 为单元长度; d_i 为单元直径。

假设阻力伞材料为线弹性,张力为 T_i ,采用张力波传播速度阻尼模型来进行求解

$$T_i = \begin{cases} 0 & \epsilon_i \leq 0 \\ E_i \epsilon_i + B_i \dot{\epsilon}_i & \epsilon_i > 0 \end{cases} \quad (4)$$

式中: E_i 为弹性模量; ϵ_i 为弹性应变; B_i 为张力波传播速度的阻尼系数,取值范围是 $0 \sim 0.5$ ^[10]。

(2) 正在拉出部分

此部分为阻力伞系统被从伞舱内正在拉出的部分,是变质量体运动,采用 Mcvey 和 Wolf 提出的连续拉出模型^[2]。系统张力 $T_0 = \rho_0 (u_i - u_f)^2 + F_{sh}$, F_{sh} 为实际测量得到的拉出阻力。

(3) 与引导伞连接部分

此部分与引导伞相连,计算时应考虑引导伞气动力,由式(5)^[1]计算

$$F_{ys} = -\frac{1}{2} C_d \rho_{air} V_{ys-air}^2 A \quad (5)$$

式中: C_d 为引导伞阻力系数; V_{ys-air} 为引导伞相对气流运动速度, A 为引导伞阻力面积。

根据以上的数学模型及受力分析,建立多体动

力学方程,采用 Newmark 方法^[17]求解。

2 计算结果分析与讨论

2.1 算例验证

为验证第 1 节所述模型和数值方法,对某型阻力伞系统拉直过程进行数值计算。在阻力伞系统上选取两个参考点 A(引导伞与主伞连接处)和 B(伞绳与连接绳连接处)。参考点运动轨迹的计算结果与实验结果相符较好(图 3),表明计算采用的模型假设和数值方法可以用来对阻力伞拉直过程进行研究分析。

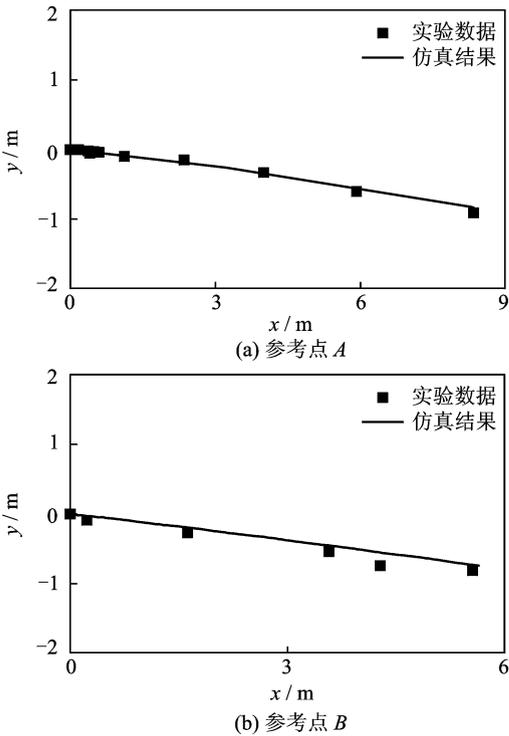


图 3 参考点 A 和 B 的运动轨迹

2.2 拉直过程影响因素分析

根据多体动力学原理^[17],在特定伞型条件下,基于理想气体状态参数,对不同放伞速度(200~300 km/h)、引导伞阻力面积、系统弹性模量以及线密度等影响因素条件下阻力伞的拉直过程进行了数值分析。

首先,考察放伞速度对阻力伞拉直过程的影响,分析不同放伞速度时的阻力伞运动轨迹和伞系统的形状。如图 4 所示,阻力伞伞顶的运动大致成平抛运动。伞系统由于受引导伞的牵引作用,在拉直时成二次曲线状,如图 5 所示。与文献[11]中发现的“绳帆”现象类似,都是由于拉直过程中系统受到引导伞牵引和垂直于拉直方向的载荷共同作用,

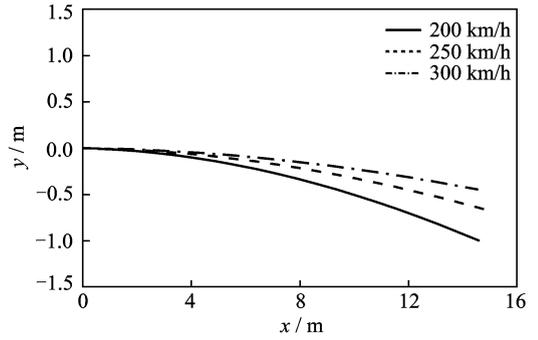


图 4 阻力伞伞顶在拉直过程中的运动轨迹

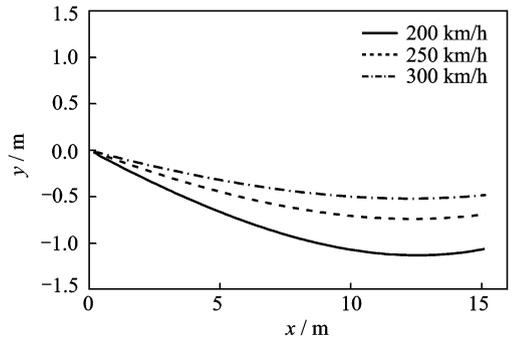


图 5 不同放伞速度下全伞拉出时刻阻力伞系统的形态

导致在靠近引导伞部分发生弯曲。但本文研究的阻力伞垂直方向的载荷主要是由系统质量产生的,因此与文献中的绳帆现象有所区别,将在讨论系统线密度影响规律时加以讨论。放伞速度越小,伞系统越靠近机身,与机身碰撞的可能性越大。

降落伞所承载荷及载荷的影响是降落伞研究的重要内容^[1,18]。伞系统全长拉出时刻,如图 6,7 所示,伞系统张力沿长度方向(从与机身相连处至与引导伞相连处)近似线性减小,并且随放伞速度的增加而增大,沿伞系统长度方向变化程度加剧。

在拉直过程初始阶段(0~0.03 s),张力变化最剧烈,这主要是由于此阶段伞系统速度变化最为剧烈^[16]。伞系统最大张力随时间的变化率随放伞速度的增大而增加。放伞速度为 300 km/h 时的最

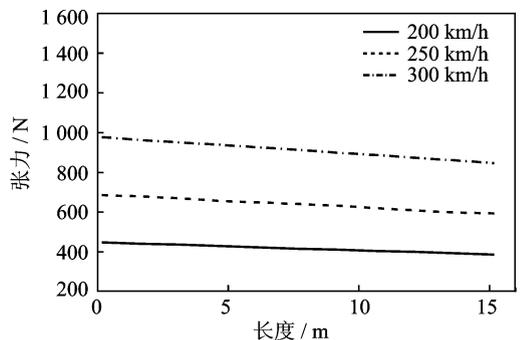


图 6 全伞拉出时刻张力沿伞系统长度方向的分布

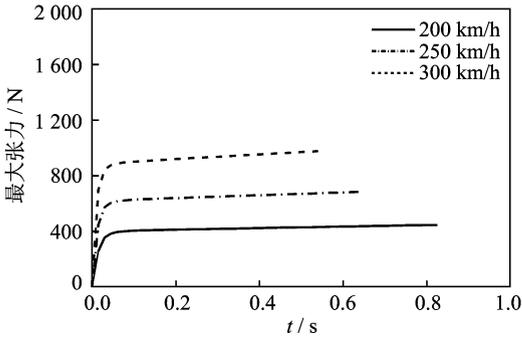


图 7 最大张力随时间的变化

大张力变化率分别是 250 km/h 的 1.6 倍, 200 km/h 的 2.7 倍。

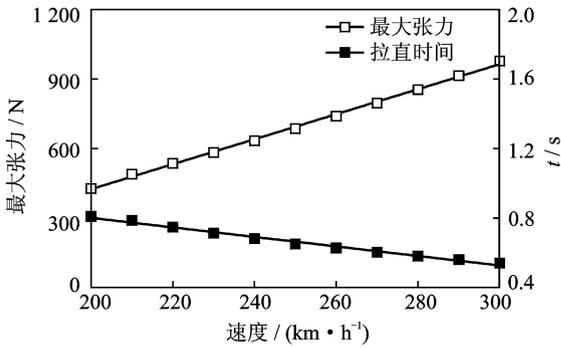
图 8 给出了伞顶下落距离、最大张力以及拉直时间随放伞速度变化的曲线。根据数值计算结果, 得到拉直过程中最大张力 T_{max} 、拉直时间 t_{lz} 以及伞顶下落距离 D_s 随放伞速度 v 变化 (200 ~ 300 km/h) 的拟合公式如下

$$T_{max} = 5.4v - 660.7 \quad (6)$$

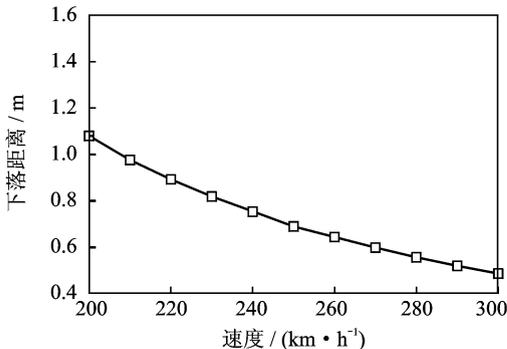
$$t_{lz} = -0.54\left(\frac{v}{200}\right) + 1.34 \quad (7)$$

$$D_s = 1.48\left(\frac{v}{200}\right)^2 - 4.88\left(\frac{v}{200}\right) + 4.48 \quad (8)$$

最大张力与拉直时间随放伞速度呈线性变化,



(a) 最大张力拉直时间随放伞速度的变化曲线



(b) 伞顶下落距离随放伞速度的变化曲线

图 8 最大张力、拉直时间和伞顶下落距离随放伞速度的变化曲线

而伞顶下落距离随放伞速度则成二次变化关系。放伞速度越大,放伞速度变化对下落距离的影响越小。增大放伞速度对伞系统强度提出了更高的要求。由上述分析可知,增大放伞速度,可减小拉直过程中阻力伞与机身发生刚蹭的可能性,但提高放伞速度会增加飞机滑跑距离。因此,下面将进一步分析其他因素——阻力伞系统自身部件参数与材料性能对拉直过程的影响。

由于引导伞是拉直过程中的主要牵引部件,因此,首先分析引导伞阻力面积对拉直过程的影响。不同放伞速度条件下伞顶下落距离随引导伞阻力面积比的变化情况如图 9 所示。

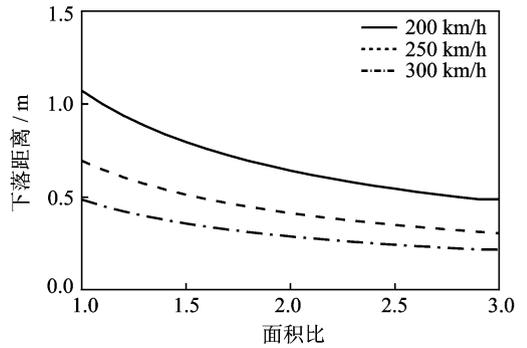


图 9 伞顶下落距离随引导伞阻力面积比变化曲线

根据计算结果,得到拉直过程中,不同放伞速度 V_d 条件下,伞顶下落距离 D_s 随引导伞阻力面积与引导伞初始阻力面积的比值 A_{ys}/A_{ini} 变化的拟合公式

$$D_s = \begin{cases} 1.6 \times 10^{-1} \left(\frac{A_{ys}}{A_{ini}}\right)^2 - 0.91 \left(\frac{A_{ys}}{A_{ini}}\right) + 1.83 & V_d = 200 \text{ km/h} \\ 1.13 \times 10^{-1} \left(\frac{A_{ys}}{A_{ini}}\right)^2 - 6.61 \times 10^{-1} \left(\frac{A_{ys}}{A_{ini}}\right) + 1.25 & V_d = 250 \text{ km/h} \\ 0.75 \times 10^{-1} \left(\frac{A_{ys}}{A_{ini}}\right)^2 - 4.16 \times 10^{-1} \left(\frac{A_{ys}}{A_{ini}}\right) + 8.21 \times 10^{-1} & V_d = 300 \text{ km/h} \end{cases} \quad (9)$$

阻力伞伞顶下落距离随引导伞阻力面积的增加而减小,近似呈二次关系,并且放伞速度越小,引导伞阻力面积对拉直过程的影响越大。引导伞阻力面积越大,其影响越小。

最后,分别对阻力伞系统材料特性——系统弹性模量和线密度对拉直过程的影响进行分析。由图 10 可以看出,改变系统弹性模量,对阻力伞系统运动轨迹没有明显的影响,而增大弹性模量会使拉直力增大^[1]。因此,在考察阻力伞拉直过程中与飞机发生碰撞可能性时,应考虑其他因素的影响。

图 11(a)为不同放伞速度下,伞顶下落距离随伞系统线密度与初始线密度的比值的曲线,伞顶下落距离随伞系统线密度的增加而增大。根据计算结果,得到不同放伞速度 V_d 条件下,伞顶下落距离 D_s 随伞系统线密度与初始线密度的比值 ρ_{lin}/ρ_{mi} 变化(0.5~2.0)的拟合公式

$$D_s = \begin{cases} 6.89 \times 10^{-1} \left(\frac{\rho}{\rho_{con}} \right) + 3.12 \times 10^{-1} & V_d = 200 \text{ km/h} \\ 4.49 \times 10^{-1} \left(\frac{\rho_{lin}}{\rho_{mi}} \right) + 1.96 \times 10^{-1} & V_d = 250 \text{ km/h} \\ 4.49 \times 10^{-1} \left(\frac{\rho_{lin}}{\rho_{mi}} \right) + 1.96 \times 10^{-1} & V_d = 300 \text{ km/h} \end{cases} \quad (10)$$

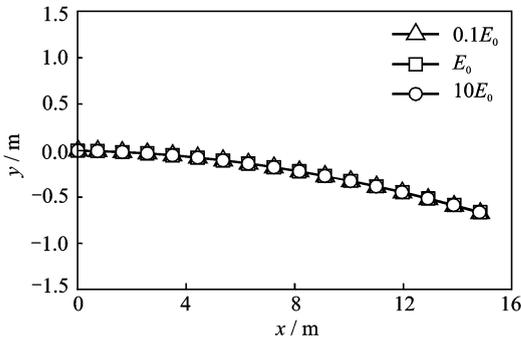
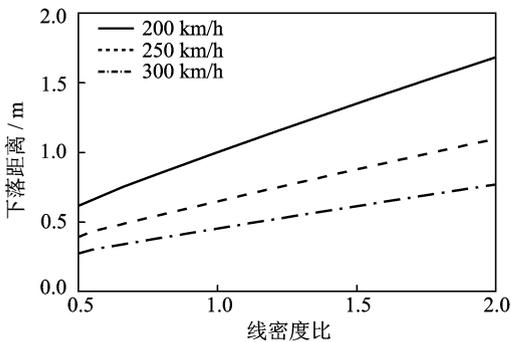
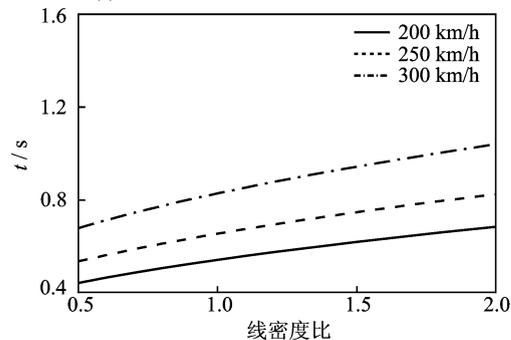


图 10 不同系统弹性模量的阻力伞伞顶运动轨迹



(a) 伞顶下落距离随系统线密度比变化情况



(b) 拉直时间随系统线密度比变化情况

图 11 伞顶下落距离和拉直时间随系统线密度比变化情况

如图 11(b)所示,伞顶下落距离随伞系统线密度的增加而增大,与文献[11]中突风风速对拉直时间的影响规律相反,主要是由于增加系统线密度不仅增加系统垂直于拉直方向的载荷,同时增大系统惯性,导致拉直时间增加。并且,放伞速度越小,伞顶下落距离和拉直过程持续时间受线密度的影响越大。为避免阻力伞在拉直过程中与飞机发生碰撞,特别是放伞速度较小时,应考虑伞系统线密度的影响。同时,减小伞系统线密度,将减小阻力伞拉直力,降低对材料抗拉强度的要求。

3 结 论

通过对阻力伞机背放伞过程的数值研究,再对计算结果分析和讨论后得到如下结论:

(1) 阻力伞系统拉直时间与伞顶下落距离随放伞速度增加而减小,最大张力出现在与机身相连处。

(2) 增加引导伞阻力面积或减小阻力伞系统线密度,会减小拉直时间和伞顶的下落距离。放伞速度越小,影响越明显。

(3) 对于安装在飞机机体背部的阻力伞系统,采取提高放伞速度与增大引导伞阻力面积、减小阻力伞系统线密度相结合的优化设计方法,可以避免阻力伞在工作过程中与机身发生接触。

参考文献:

- [1] 王利荣. 降落伞理论及应用[M]. 北京:宇航出版社, 1997: 460-471.
Wang Lirong. Theory and application of parachute [M]. Beijing: Astronautics Publishing House, 1997: 460-471.
- [2] Grant D A, Rand J L, Schroeder L D. Dynamic analysis of an ascending high altitude tethered balloon system[R]. AIAA Paper, 1996-0578, 1996.
- [3] 舒敬容,王宝贵,韩子鹏,等. 伞-弹系统三体运动分析[J]. 航空学报,2001,22(6): 481-485.
Shu Jingrong, Wang Baogui, Han Zipeng, et al. Analysis on three body motion of parachute-projectile systems [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2001, 22(6): 481-485.
- [4] 郭锐,刘荣忠. 末敏弹刚柔耦合系统动力学模型及仿真[J]. 兵工学报,2007, 28(1): 10-14.
Guo Rui, Liu Rongzhong. Dynamics model and simulation of rigid and flexible coupling system for terminal-sensitive submunition[J]. Acta Armamentarii, 2007, 28(1):10-14.

- [5] Yang C X, Ke P. Development and validation of the multi-body simulation software for the heavy cargo airdrop system[R]. AIAA Paper, 2007-2572, 2007.
- [6] Hajduk J, Moldenhower A, Sibilski K, et al. Experimental validation of mathematical model of autonomous gliding delivery system [R]. AIAA Paper, 2007-2571, 2007.
- [7] 朱勇,刘莉. 基于拉格朗日力学的伞-弹系统动力学[J]. 航空学报,2009, 30(7): 1208-1213.
Zhu Yong, Liu Li. Dynamic model of parachute-projectile systems based on Lagrange mechanics[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(7): 1208-1213.
- [8] 张青斌,程文科,彭勇,等. 降落伞拉直过程的质量阻尼弹簧模型[J]. 弹道学报, 2003, 15(1): 31-36.
Zhang Qingbing, Cheng Wenke, Peng Yong, et al. A mass spring damper model of parachute deployment[J]. Journal of Ballistics, 2003, 15(1): 31-36.
- [9] Mcvey D F, Wolf D F. Analysis of deployment and inflation of large ribbon parachutes[R]. AIAA Paper, 1973-451, 1973.
- [10] Purvis J W. Prediction of linesail during lines first deployment[R]. AIAA Paper, 1983-0370, 1983.
- [11] Purvis J W. Improved prediction of parachute line sail during lines-first deployment[R]. AIAA Paper, 1984-0786, 1984.
- [12] Moog P D. Aerodynamic line bowing parachute deployment[R]. AIAA Paper, 1975-1381, 1975.
- [13] 余莉,史献林,袁文明. 牵顶伞在降落伞拉直过程中的作用[J]. 南京航空航天大学学报,2009,41(2): 198-201.
Yu Li, Shi Xianlin, Yuan Wenming. Effects of parachute deployment using attached drogue[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2009, 41(2): 198-201.
- [14] 郭亮,张红英,童明波. 无人机回收动力学分析[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.
- [15] Sundberg W D. Status report: Parachute system design, analysis and simulation tool[R]. AIAA Paper, 1993-1208, 1993.
- [16] Huston R L, Kamman J W. A representation of fluid force in finite segment cable models[J]. Computer & Structure, 1981, 14(4): 281-287.
- [17] 张雄,王天舒. 计算动力学[M]. 北京:清华大学出版社, 2007: 395-473.
Zhang Xiong, Wang Tianshu. Computational dynamics[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2007: 395-473.
- [18] 余莉,张鑫华,李水生. 降落伞伞衣载荷的性能试验[J]. 北京航空航天大学学报, 2007, 33(10): 1178-1181.
Yu Li, Zhang Xinhua, Li Shuisheng. Experimental on canopy payload performance of parachute [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 33(10): 1178-1181.