

1-3-2019

Computational Model and Analysis of Parachute's Opening Load in Rocket Sled Experiments

Conglei Wang

AVIC Hongguang Airborne Equipment Company, Ltd. , Nanjing 210022, China;

Follow this and additional works at: <https://dc-china-simulation.researchcommons.org/journal>



Part of the Artificial Intelligence and Robotics Commons, Computer Engineering Commons, Numerical Analysis and Scientific Computing Commons, Operations Research, Systems Engineering and Industrial Engineering Commons, and the Systems Science Commons

This Paper is brought to you for free and open access by Journal of System Simulation. It has been accepted for inclusion in Journal of System Simulation by an authorized editor of Journal of System Simulation.

Computational Model and Analysis of Parachute's Opening Load in Rocket Sled Experiments

Abstract

Abstract: *The multi-bodies method with mass-spring damper model is used to analyze the parachute opening load in the rocket sled experiments. Results show that the computational model can be used to predict the opening load variation in rocket sled experiments. The computed maximum value and moment of opening load agree well with the experiment data. At the same time, the influences of fore-body mass and deploy velocity on the inflation load are analyzed. The analysis shows that in the range of 200~450 km/h, the peak value of the inflation load increases with the increase of the deploy velocity, and increases with the resistance characteristics of the parachute system. The peak of inflation load is increased with the increase of deploy velocity and the mass of fore-body, especially in the situation of lighter fore body mass. Results of this research provide preliminary scientific basis for design of parachute system.*

Keywords

parachute, rocket sled experiment, inflation load, multi-bodies model, deployment velocity

Recommended Citation

Wang Conglei. Computational Model and Analysis of Parachute's Opening Load in Rocket Sled Experiments[J]. Journal of System Simulation, 2018, 30(12): 4574-4579.

降落伞火箭撬试验开伞动载计算模型与分析

王从磊

(中航工业宏光空降装备有限公司, 江苏 南京 210022)

摘要: 采用多体动力学方法并结合质量阻尼弹簧模型, 建立了降落伞火箭撬试验中, 开伞动载的计算模型。研究表明, 模型能够反映出开伞动载在放伞过程中的变化情况, 并能准确预测开伞峰值的大小和出现的时刻, 与试验结果吻合较好。同时, 分析了前置体质量和放伞速度等因素对开伞动载的影响, 分析表明, 在 200~450 km/h 的放伞速度范围内, 开伞动载峰值随放伞速度的增大而增大, 其增加幅度随伞系统阻力特征的增大而增大; 前置体质量的增大, 会造成开伞峰值的增大, 尤其在前置体质量较小的情况下。该研究可为降落伞系统设计提供理论依据。

关键词: 降落伞; 火箭撬拖曳试验; 开伞动载; 多体模型; 放伞速度

中图分类号: V224 文献标识码: A 文章编号: 1004-731X (2018) 12-4574-06

DOI: 10.16182/j.issn1004731x.joss.201812010

Computational Model and Analysis of Parachute's Opening Load in Rocket Sled Experiments

Wang Conglei

(AVIC Hongguang Airborne Equipment Company, Ltd., Nanjing 210022, China)

Abstract: The multi-bodies method with mass-spring damper model is used to analyze the parachute opening load in the rocket sled experiments. Results show that the computational model can be used to predict the opening load variation in rocket sled experiments. The computed maximum value and moment of opening load agree well with the experiment data. At the same time, the influences of fore-body mass and deploy velocity on the inflation load are analyzed. The analysis shows that in the range of 200~450 km/h, the peak value of the inflation load increases with the increase of the deploy velocity, and increases with the resistance characteristics of the parachute system. The peak of inflation load is increased with the increase of deploy velocity and the mass of fore-body, especially in the situation of lighter fore body mass. Results of this research provide preliminary scientific basis for design of parachute system.

Keywords: parachute; rocket sled experiment; inflation load; multi-bodies model; deployment velocity

引言

降落伞作为一种气动稳定减速系统, 被广泛应用于弹射救生、空降伞兵、空投武器、物资、缓

降及稳定各种航弹、水雷、鱼雷、回收各种飞行器以及飞机着陆刹车等^[1]。为了更好的设计和验证, 利用地面试验设备进行验证, 是一种实用有效的方法。上世纪 40 年代以来, 各国相继发展火箭撬试验滑轨这种建在地面的大型高精度的机械导向系统, 作为一种高精度、高速度大型地面动态模拟试验设备, 主要用于航空、航天、武器以及工业高科技领域的高速度、高加速度科学试验。目前, 美国



收稿日期: 2018-05-29 修回日期: 2018-08-03;
作者简介: 王从磊(1978-), 男, 江苏南京, 博士, 工程师, 研究方向为可压缩流动与大变形结构流耦耦合的数值模拟, 降落伞设计与仿真分析。

<http://www.china-simulation.com>

• 4574 •

军方建造的火箭撬滑轨数量最多,且拥有世界上最长的火箭撬滑轨—Holloman 滑轨^[2]。除美国外,英国马丁贝克公司,于 1971 年在北爱尔兰 Langford Lodge 皇家空军基地(RAF),建成一条长 61m 的火箭撬滑轨,用于进行弹射座椅测试^[3]。前苏联的星辰科研生产联合体(NPP Zvezda),在莫斯科郊外建有一条 8202 英尺长的火箭撬滑轨^[3]。法国国防部在 Biscarosse 的兰德斯导弹试验和发射中心(CELM),建有 6.0 km 长的试验滑轨^[3]。我国于 1986 年,在湖北襄阳建成了长 3.0 km 的滑轨^[4]。降落伞火箭撬试验,具有比真机试验费用低,且能够获得更加充分的试验数据的优点,而且其运动状态更接近与真机试验,能够适用于大面积伞型,有利于考核降落伞各项性能指标及工作特性^[1,4-5]。

降落伞系统开伞过载即降落伞开伞过程的开伞力大小,是降落伞的一项主要性能指标,也是评估降落伞系统工作可靠性的重要参数。它对于降落伞本身和降落伞挂连的物体的影响都很大。如果开伞过载过大,对降落伞的伞衣和伞绳的安全性能和使用寿命都会产生不良影响,而且开伞过载对前置体的工作性能也会产生不良作用。为此需要对降落伞开伞过载进行研究,并且据此对降落伞系统的强度设计与考核提供依据。

由于实验和理论精确计算还存在很大困难,建立工程方法非常必要。工程方法^[1],是在对充气过程深刻认识的基础上,经过大量的实验以及理论分析,建立充气过程的数学模型,并运用数学模型对充气过程进行设计与性能分析。由于其计算代价小,对开伞动载峰值预测精度能够满足工程需要,而被广泛应用于降落伞的设计与性能计算中^[5]。以往的研究工作,仅限于降落伞稳定工作时的气动阻力,与其系统重力方向基本共轴,且平衡的情况。而对降落伞火箭撬系统工作过程而言,其稳定工作阶段,气动阻力与重力方向基本垂直,其非常动态特性与已有的研究有明显不同。

因此,本文针对降落伞火箭撬试验中的阻力特征变化规律与系统动力学特性,建立了降落伞-火

箭撬多体模型,并采用阻力特征趋于恒定作为开伞过程终了时刻,建立了降落伞火箭撬试验开伞过程的动力学模型,并与试验数据进行对比验证。在此基础上,对降落伞开伞动载进行研究,得到了降落伞充满状态的阻力特征、前置体质量以及放伞速度对开伞动载的影响规律。

1 数值模型的建立

在降落伞开伞过程中,由于降落伞的外形以及火箭撬—降落伞系统的运动状态均有显著的变化,因而在开伞动载的研究中,必然涉及非线性系统动力学的问题。而在处理火箭撬—降落伞系统运动过程时,为了能够更准确的获得运动过程中系统的受力情况,将系统中物体的运动看作是质心的绝对运动和物体对质心的相对运动二者合成的。图 1 表示火箭撬—降落伞系统的多体动力学模型^[6],火箭撬和降落伞之间的伞绳连接,采用质量阻尼弹簧模型仿真^[7]。

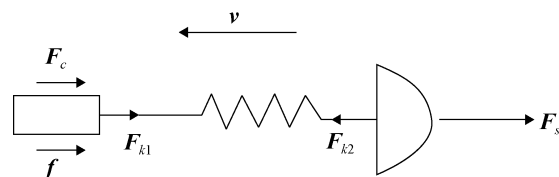


图 1 降落伞-火箭撬系统示意图

Fig. 1 The sketch of parachute and jet sled system

开伞过程中,火箭撬的运动方程:

$$d(m_c \mathbf{v})/dt = \mathbf{F}_c + \mathbf{F}_{k1} + \mathbf{f} \quad (1)$$

式中: \mathbf{F}_c 是火箭撬受到的瞬时气动阻力,通过建立摩擦模型,分析得到火箭撬的阻力特征与速度的关系式; \mathbf{F}_{k1} 是伞绳对火箭撬施加的瞬时拉力,即开伞动载; \mathbf{f} 是火箭撬受到的瞬时摩擦力。

在开伞过程中,降落伞的运动方程:

$$d[(m_s + m_v) \mathbf{v}]/dt = \mathbf{F}_{k2} + \mathbf{F}_s \quad (2)$$

式中: \mathbf{F}_s 是降落伞受到的瞬时气动阻力; \mathbf{F}_{k2} 是伞绳对降落伞施加的瞬时拉力,由于伞绳本身弹性材料的特性, \mathbf{F}_{k1} 和 \mathbf{F}_{k2} 的绝对值不相等,在开伞过程中,张力波的传播会导致伞绳上的拉力从降落伞

传到火箭撬一端时会有一定的延迟,其中张力波波速的计算式^[8]为:

$$v_t = \sqrt{E/\rho} \quad (3)$$

式中: E 为伞绳的弹性模量; ρ 为伞绳的线密度。

对于常用的降落伞伞绳织物材料,伞绳上张力波的传播时长为 0.1ms 的量级,因此在计算求解中近似认为 F_{k1} 和 F_{k2} 的幅值相等。

伞衣包裹空气质量 m_v 由下式计算得到:

$$m_v = k_s \rho_{air} (C_D A)_s^{1.5} \quad (4)$$

式中: k_s 是比例常数,由试验确定; ρ_{air} 为空气密度; $(C_D A)_s$ 为降落伞系统瞬时阻力特征。

开伞动载计算公式为:

$$F_{kl} = F_s + (m_s + m_v) \frac{dv}{dt} + v \frac{dm_v}{dt} \quad (5)$$

降落伞的气动阻力为:

$$F_s = 0.5 \rho_{air} v^2 (C_D A)_s \quad (6)$$

由以上分析可知,要得到降落伞火箭撬试验中的开伞动载变化情况,首先需要确定降落伞系统的阻力特征变化情况。

设定降落伞放伞的时刻为时间零点。通过分析降落伞火箭撬试验中伞系统阻力特征的变化规律如图 2 所示。

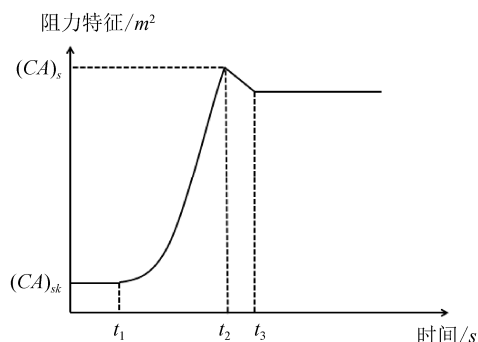


图2 降落伞系统阻力特征变化
Fig. 2 Forces analysis of parachute

可将整个实验过程分为 4 个阶段:

1. 放伞拉直段($t < t_1$): 从放伞直至伞系统拉直;
2. 降落伞开伞前段($t_1 \leq t \leq t_2$): 从伞系统开始充气直到伞系统首次充满;
3. 降落伞开伞后段($t_2 < t \leq t_3$): 降落伞的阻力特征受到系统速度、加速度和伞形等因素影响而轻

微下降;

4. 降落伞稳定工作段($t > t_3$): 降落伞的阻力特征保持稳定。

在放伞拉直段,虽然降落伞已经被抛出伞舱,但是由于伞系统尚未拉直,所以伞对火箭撬没有明显的力的作用。因此,此阶段火箭撬速度的下降主要源于火箭撬自身的气动阻力与摩擦阻力。

放伞拉直段($t < t_1$)降落伞的阻力特征变化规律^[1,9-12]为:

$$(C_D A)_s = \frac{(C_D A)_{s1} t}{t_1} \quad (7)$$

式中: $(C_D A)_{s1}$ 为 t_1 时刻降落伞系统的阻力特征。

由于各个伞形的降落伞刚被抛出时的阻力特征变化不大,所以统一取值 0.05。

根据公式(3)和(7)得到放伞拉直段 m_v 的变化率计算公式:

$$\frac{dm_v}{dt} = 1.5 k_s \rho \left[\frac{(C_D A)_{s1} t}{t_1} \right]^{0.5} \frac{(C_D A)_{s1}}{t_1} \quad (8)$$

降落伞开伞阶段,降落伞由伞顶向伞衣底边逐步展开,伞衣进气口不断增大,直至完全张满,最终降落伞阻力特征稳定。

降落伞开伞前段($t_1 \leq t \leq t_2$)降落伞的阻力特征变化规律^[1,9-12]为:

$$(C_D A)_s = (C_D A)_{s1} + [(C_D A)_{s2} - (C_D A)_{s1}] \left(\frac{t - t_1}{t_2 - t_1} \right)^n \quad (9)$$

考虑到式(9)是建立在匀速来流的基础之上,而降落伞开伞过程是典型的变加速运动。所以需要透过式(10)修正阻力特征使其适用于非定常状态:

$$(C_D A)_s = (C_D A)_s / (1 + \varepsilon) \quad (10)$$

式中: $\varepsilon = k_1 v + k_2$, k_1, k_2 为待定参数。

综上所述,修正后的阻力特征有

$$(C_D A)_s = \frac{(C_D A)_{s1} + [(C_D A)_{s2} - (C_D A)_{s1}] \left(\frac{t - t_1}{t_2 - t_1} \right)^n}{(1 + \varepsilon)} \quad (11)$$

求解公式(2)需要知道伞衣包裹质量的变化率,根据公式(4)和(11)得到 m_v 的变化率计算公式:

$$\frac{dm_v}{dt} = \frac{\partial}{\partial t} \left[\frac{(C_D A)_{s1} + [(C_D A)_{s2} - (C_D A)_{s1}] \left(\frac{t-t_1}{t_2} \right)^n}{(1+\varepsilon)} \right] \quad (12)$$

$$1.5k_s \rho_{air}$$

式中: $(C_D A)_{s2}$ 为 t_2 时刻的阻力特征。

降落伞开伞前段, 动载达到峰值时的时刻 t_2 随试验工况而变化。可以使用以下计算公式确定:

$$t_2 - t_1 = \left[\lambda (\sqrt{(C_D A)_{s2}} - \sqrt{(C_D A)_{s1}}) \right] / v_1 \quad (13)$$

式中: v_1 为 t_1 时刻的速度; λ 是待定参数, 通过试验数据来确定。

同时, 在降落伞开伞前段, 其阻力特征变化规律与系统速度、加速度和伞形等因素相关, 所以构建如下降落伞阻力特征的表达式:

$$(C_D A)_s^n = k (v^{n-1})^2 \frac{\sqrt{(C_D A)_s^{n-1}}}{a^{n-1}} \quad (14)$$

式中: 上标表示变量所在的相应时间步。待定参数 k 由试验数据确定。

在降落伞的投影面积达到最大时, 开伞动载达到峰值, 由于开伞过程中加速度一直在变化, 降落伞在充气阶段结束时会产生过充气现象, 这会导致降落伞难以维持在动载峰值时刻达到的最大投影面积。因此, 动载峰值后的阻力特征先减小后稳定。

由于降落伞开伞后段 ($t_2 < t \leq t_3$) 的持续时间, 与火箭撬质量、动载峰值时刻系统速度, 以及伞衣面积等因素相关。又考虑到 $m_v A / (v \rho_{air})$ 具有时间量纲。因此, 采用如下公式对持续时间进行计算:

$$t_3 - t_2 = m_v A k_1 / (v \rho_{air}) + k_2 \quad (15)$$

式中: 参数 k_1 和 k_2 由试验数据确定。

在降落伞开伞后段, 从已有试验数据分析可以看出, 降落伞的阻力特征与运动速度之间呈近似线性关系。因此, t_2 时刻后的 dm_v/dt 值, 取动载达到峰值时刻的值。

在降落伞稳定工作段 ($t > t_3$), 基于降落伞的阻力特征恒定的假设, 此阶段伞系统的气动阻力为运动速度的函数, 即 $F_s = 0.5 \rho_{air} v^2 (C_D A)_{s3}$, 其中,

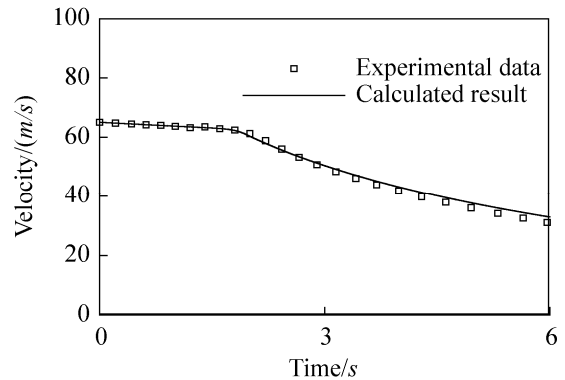
$(C_D A)_{s3}$ 为稳定状态的阻力特征。

根据以上建立的降落伞开伞过程的动力学模型, 利用试验数据求得其中的待定参数, 最后利用确定的参数, 进行此类试验的开伞过载计算。

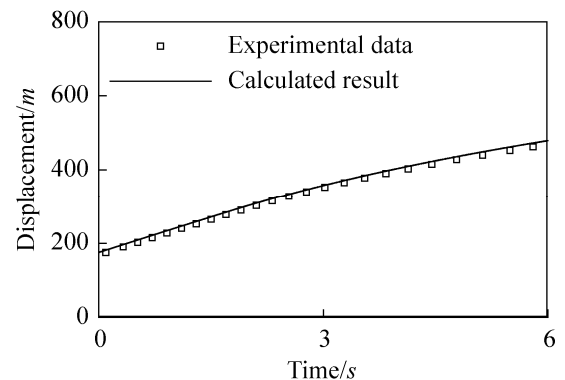
2 计算结果分析与讨论

2.1 模型验证

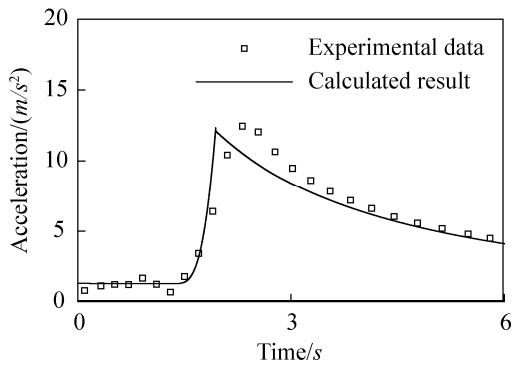
为验证上节所述模型和数值方法, 根据前期大量试验的测量数据, 对上节开伞动载计算模型中的待定参数进行确定, 在此基础上, 对某型降落伞系统在火箭撬试验中的开伞过程, 进行了预测, 并与试验数据进行对比。从图3的对比中可看出, 采用本文建立的开伞动载计算模型, 对火箭撬试验中的运动状态的预测与试验结果吻合的较好, 表明计算预测所采用的动力学模型和数值方法, 能够较好的预测降落伞火箭撬试验中动力学状态的变化情况, 能够满足降落伞系统工程应用及性能计算的需要。



(a) 速度随时间变化情况



(b) 位移随时间变化情况



(c) 加速度随时间变化情况

图3 火箭撬运动状态随时间变化

Fig. 3 Motion state variation of rocket sled

2.2 开伞动载影响因素分析

采用上面建立的开伞动载计算模型,在特定伞型条件下,根据火箭撬试验特点,对不同放伞速度(200~420 km/h)、稳定工作时的阻力特征,以及前置体质量等影响因素条件下,降落伞的开伞过程的动载变化进行了数值分析。

图4给出了不同放伞速度(200~420 km/h)下的降落伞系统开伞动载的变化情况。随放伞速度的增大,开伞动载也随之增大,同时,对计算结果的分析后可以看出,开伞动载的峰值并非随放伞速度的增大而线性增加,放伞速度越大,开伞动载的变化越剧烈。

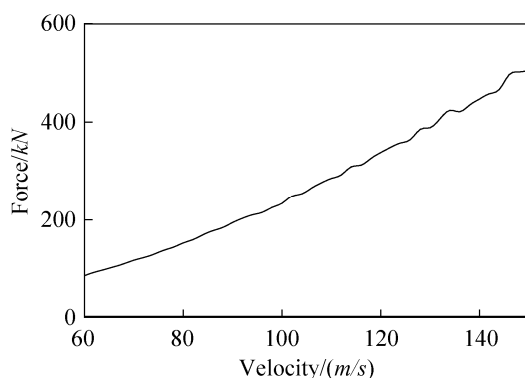


图4 降落伞开伞动载峰值随放伞速度的变化

Fig. 4 Peak value of opening loads variations with deployment velocity

降落伞系统开伞过程中的动力学特性受其阻力特征的影响很大,图5给出了不同稳定状态的阻力

特征条件下的降落伞系统的开伞动载峰值,随放伞速度的变化情况。随着稳态阻力特征的增大,开伞动载峰值越大,同时,其受放伞速度的影响也越大。

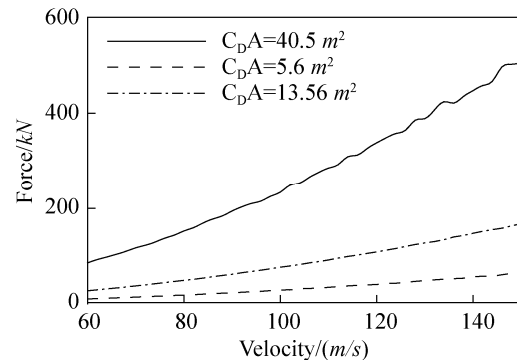


图5 不同阻力特征的降落伞开伞动载峰值随放伞速度的变化

Fig. 5 Peak value of opening loads variations with deployment velocity of parachute with different drag characteristics

由于降落伞系统在火箭撬拖曳试验中的开伞过程,是降落伞系统受气动力,并在伞系统与火箭撬连接点处与火箭撬,通过伞绳拉力发生相互作用的过程。因此,在相同的放伞速度下,前置体的惯性大小,也会对开伞动载峰值产生影响。

我们以某型降落伞为研究对象,计算了相同开伞速度(400 km/h)条件下,降落伞系统开伞峰值,随前置体质量的变化情况。总的来说,前置体质量越大,其惯性就越大,相应的开伞动载也就越大,如图6所示。不仅如此,随着前置体的质量增大,其质量的变化对动载峰值的影响却随之减小。

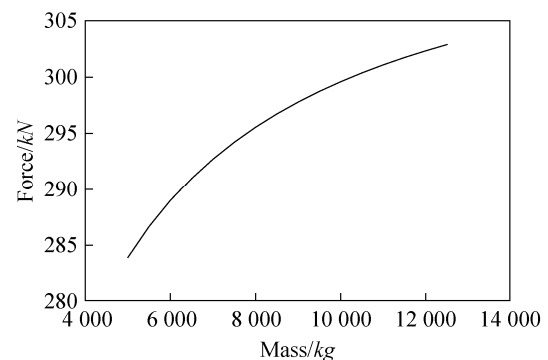


图6 降落伞系统开伞动载峰值随前置体质量的变化

Fig. 6 Peak value of opening loads variations with fore body mass of parachute

3 结论

针对降落伞火箭撬试验的动力学特性,本文采用多体动力学方法,基于稳定工作段降落伞阻力特征不变的假设,结合动量理论,在考虑了非定常运动特性的基础上,建立了降落伞系统火箭撬试验开伞动载以及运动状态的计算模型。计算结果表明,本文建立的计算模型,能够较好的预测降落伞系统火箭撬试验中系统的动力学状态的变化情况;降落伞系统开伞动载的峰值及其增长率随放伞速度与稳态阻力特征的增加而增大;前置体质量的增加,会使开伞动载峰值增大,且前置体质量越小,影响越明显。

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] Mixon L C, Evans C B, Gilliam W L. Rail roughness study of Holloman high speed rocket sled test track[R]// ADA105, 778. USA: ADA, 1981.
- [3] 周真学, 周绍慧. 国外火箭撬图册[M]. 北京: 国防工业出版社, 1979.
Zhou Zhenxue, Zhou Shaohui. Foreign Rocket Sled Atlas[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1979.
- [4] 杨兴邦. 火箭撬试验滑轨[J]. 航空精密制造技术, 1992, 4: 35-37.
Yang Xingbang. Rocket sled test track[J]. Aviation Precision Manufacturing Technology, 1992, 4: 35-37.
- [5] Calvin K I. Modeling of Parachute Opening: An Experimental Investigation[J]. Journal of Aircraft (S0021-8669), 1989, 26(5): 444-445.
- [6] Wolf D, Fallon II E J. Development of Parachute Opening Factor (CK) Models For The Ares I First Stage Parachute Recovery System[C]// 21st AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar, USA: AIAA, 2011: 2011-2555.
- [7] 王从磊, 孙建红, 喻东明. 阻力伞拉直过程的影响因素分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2013, 45(2): 196-201.
Wang Conglei, Sun Jianhong, Yu Dongming. Analysis of effect factors on deployment of drag parachute[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2013, 45(2): 196-201.
- [8] Purvis J W. Prediction of parachute linesail during lines first deployment[J]. Journal of Aircraft (S0021-8669), 1983, 20(11): 940-945.
- [9] 贾华明, 李健. 收口十字形降落伞充气过程动力学建模与仿真[J]. 航天返回与遥感, 2013, 33(5): 16-23.
Jia Huaming, Li Jian. Modeling and Simulation of Inflation Process Dynamics of Reefed Cruciform Parachute[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2013, 33(5): 16-23.
- [10] 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.
- [11] Potvin J, Peek G, Brocato B, et al. Deceleration dynamics of unreefed cruciform and flat circular parachutes during and after inflation[C]// 16th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar. USA: AIAA, 2001: 224-234.
- [12] Macha J M. A simple, approximate model of parachute inflation[R]. Albuquerque, NM, USA: Sandia National Labs., 1992: 44-53.