

文章编号: 1001- 2486(2008) 04- 0022- 06

## 载人航天器低空救生仿真\*

郭叔伟, 董杨彪, 丁娣, 秦子增

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

**摘要:** 在载人航天器低空救生中, 回收系统开伞点的初始状态参数如速度、离地面高度、弹道倾角对返回舱能否安全着陆有很大影响。与正常返回类似, 低空救生中的回收系统同样经过多级伞的拉直、充气、全充满等运动过程。通过建立回收系统着陆过程的动力学模型, 经过大量仿真对比分析, 得到开伞点离地面高度为低空救生中返回舱安全着陆的首要因素, 同时对低空救生中回收系统多级伞开伞减速过程有了详细的分析。

**关键词:** 载人航天器; 低空救生; 降落伞; 返回舱

**中图分类号:** V455. 23      **文献标识码:** A

## A Research on Simulation of Manned Spacecraft Rescue at Low Altitude

GUO Shu-wei, DONG Yang-biao, Ding Di, QIN Zi-zeng

(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of defense Technology, Changsha 410073, China)

**Abstract:** In the manned spacecraft rescue at low altitude, the initial conditions of recovery system at parachute-opening point affect obviously cabin safety landing, such as its velocity, altitude and trajectory angle. Similar to the normal return rescue, the process of recovery system rescue at low altitude also has the stages of deployment, inflation, and full-inflation of multilevel parachute. Through applying the recovery system landing dynamic model, and analyzing contrastively the results from simulation, it can be known that the initial altitude from ground of recovery system at parachute-opening point is the first effect factor on the cabin safety landing in rescue at low altitude. In the end, the deceleration process of parachute-opening of multilevel parachute in recovery system is analyzed in detail.

**Key words:** manned spacecraft; rescue at low altitude; parachute; cabin

载人航天活动中, 保障航天员的安全是必须首先考虑的因素, 在载人航天器等待发射段和发射段, 由于载人航天系统发生故障, 如火箭非设计预案偏斜或倾倒, 更极端的情况是火箭可能发生爆炸等<sup>[1]</sup>, 此时载人航天器的低空救生程序将启动, 应急逃逸系统把返回舱运载到安全区, 随后返回舱在一定时刻后与逃逸系统分离, 分离若干秒后返回舱低空救生中的回收系统开始工作。在载人航天器回收系统中可能出现危险甚至导致救生失败的因素有: (1) 弹伞舱盖时系统动压(简称弹盖动压)过大可能导致伞舱盖无法弹开; (2) 开主伞时系统动压(简称开主伞动压)过大可能导致开伞力过大, 伞绳断裂或者开伞不正常; (3) 着陆速度超过设计范围; (4) 其他因素, 本文暂不讨论。

在载人航天器低空救生中, 航天员安全返回到地面的必要条件是返回舱着陆速度在设计的范围内, 以“联盟 TM”飞船为代表回收着陆系统中的返回舱着陆有两个设计速度: 其一是正常条件下缓冲发动机点火前的回收系统设计平衡速度  $V_{s1}$ , 其二是正常条件下缓冲发动机点火后的系统设计着陆速度  $V_{s2}$ 。显然,  $V_{s1} > V_{s2}$ 。考虑到一些偏差因素, 本文为了研究方便将返回舱着陆速度定义三个范围:

范围 I: 返回舱着陆速度大于  $V_{s1}$  的 1.1 倍。

范围 II: 返回舱着陆速度在  $V_{s2}$  的 1.1 倍与  $V_{s1}$  的 1.1 倍之间。

范围 III: 返回舱着陆速度小于  $V_{s2}$  的 1.1 倍。

\* 收稿日期: 2008- 03- 05

基金项目: 国家部委资助项目

作者简介: 郭叔伟(1979-), 男, 博士生。

基于尽量利用航天器正常工作时的硬件的原则,载人航天器的低空救生所使用的救生减速装置与正常返回的减速装置一致。由于低空救生的特殊性,其回收时序与正常返回时序有所差别,低空救生的回收系统简化工作流程<sup>[3]</sup>如图1所示。

与正常返回不同,低空救生回收系统工作流程中没有减速伞的二级充气,图1中 $T_0$ 、 $T_1$ 、 $T_2$ 都是固定值, $T_0$ 为开伞点时刻, $T_1$ 为开主伞时刻, $T_2$ 为反推发动机点火控制装置启动时刻, $T_0$ 、 $T_1$ 、 $T_2$ 的值与正常返回有较大的差别,本文所计算的初始条件为 $T_0$ 时刻的返回舱状态,由于回收系统从 $T_0$ 时刻起就进入减速伞工作阶段,返回舱初始状态参数中速度、高度、弹道倾角对回收着陆过程有较大的影响,而其他状态参数由于减速伞的作用相对而言影响较小,本文着重分析速度、高度、弹道倾角三个返回舱初始状态参数对低空救生返回着陆的影响。

## 1 回收着陆系统动力学数学模型

在载人航天器的低空救生流程中回收着陆系统依次经历减速伞拉直、充气、张满,主伞拉直、充气、张满各个阶段,如图2所示。在正常返回时,为了减小开伞时返回舱最大过载和最大开伞力,减速伞和主伞都采用了伞衣收口技术,充气过程分两次完成,而在低空救生中由于 $T_0$ 与 $T_1$ 的时间间隔较短,减速伞在没有解除收口时就开始拉主伞,所以此时减速伞不存在二次充气过程。在整个回收系统低空救生过程中需要建立一般刚体动力学模型,降落伞动力学模型,拉直动力学模型,充气动力学模型,物伞系统动力学模型<sup>[4]</sup>。本文仅简单列出降落伞充满后12自由度的物伞系统动力学模型,其他动力学模型参见文献[3, 5-10]。

在物伞系统动力学模型中如下假定:(1)平面大地;(2)返回舱和降落伞都为六自由度刚体;(3)降落伞带动空气的惯性效用和减速过程的非定常气动力效用附加质量表示;(4)伞绳和吊带为可拉不可压的非线性弹簧。

考虑到返回舱在回收过程中质心分阶段变化以及降落伞动力学的特性,建立非质心坐标系下的旋量形式的一般刚体动力学方程:

$$\hat{F} = \dot{\hat{\Phi}} + \tilde{V} \hat{\Phi} \quad (1)$$

式(1)中 $\hat{F}$ 为广义力矩阵, $\hat{F} = [F \quad M]^T_{6 \times 1}$ , $\hat{V}$ 为广义速度矩阵, $\hat{V} = [v \quad \omega]^T_{6 \times 1}$ ,其中 $\tilde{V}$ 为 $6 \times 6$ 矩阵,用

$S(\square)$ 表示反对称矩阵, $\tilde{V}$ 的表达式为:

$$\tilde{V} = \begin{bmatrix} S(\omega) & 0 \\ S(V) & S(\omega) \end{bmatrix}_{6 \times 6} \quad S(x, y, z) = \begin{bmatrix} 0 & -z & y \\ z & 0 & -x \\ -y & x & 0 \end{bmatrix} \quad (2)$$

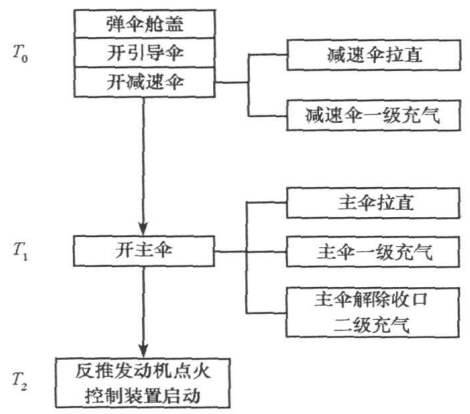


图1 低空救生回收系统简化工作流程  
Fig. 1 Simple work process of recovery system rescue at low altitude



图2 低空救生着陆过程  
Fig. 2 Landing process of rescue at low altitude

式(1)中  $\Phi$  为系统的广义惯量矩阵,  $\Phi = \Phi_B + \Phi_F$ ,  $\Phi_B$  是刚体的广义惯量矩阵,  $\Phi_F$  为附加质量矩阵,  $\Phi$ ,  $\Phi_B$ ,  $\Phi_F$  都是  $6 \times 6$  的对称矩阵, 有:

$$\Phi_B = \begin{bmatrix} mE & mS^T(\rho_c) \\ mS(\rho_c) & J \end{bmatrix}_{6 \times 6} \quad \Phi_F = [\alpha_{ij}]_{6 \times 6} \quad (3)$$

式(3)中  $\rho_c$  为质心在体标系中的坐标。对降落伞和返回舱分别应用方程(1)即可得到物伞系统 12 自由度动力学方程。

$$\begin{bmatrix} \Phi_1 \\ \Phi_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\hat{V}}_1 \\ \dot{\hat{V}}_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \tilde{V}_1 \Phi_1 \hat{V}_1 \\ \tilde{V}_2 \Phi_2 \hat{V}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \hat{F}_1 \\ \hat{F}_2 \end{bmatrix} \quad (4)$$

方程(4)为  $12 \times 12$  的方程组, 其中降落伞和返回舱之间的约束力可通过“平衡点”法解算得到<sup>[11-12]</sup>。方程(4)联合运动学方程即可得到完整的物伞系统运动方程。

## 2 仿真结果和分析

载人航天器的低空救生主要发生在等待发射段和发射段, 考虑到多种故障因素和偏差因素, 低空救生存在多种初始状态, 使开伞点的速度和高度范围较大。根据相关报告设定开伞点离地面高度约为 660m~ 8.8km; 开伞点的速度范围为 40m/s~ 150m/s; 地面海拔高度为 1000m, 不考虑风场条件, 假定多级伞开伞过程正常。仿真工况如表 1 所示。

表 1 仿真工况  
Tab. 1 Simulation condition

仿真工况	初始速度(m/s)	离地面高度(m)	弹道倾角(°)	仿真次数
典型弹道仿真工况	80	3000	- 80	1
弹道倾角仿真工况	80	3000	- 90~ 0	101
速度和高度综合仿真工况	40~ 150 10 等分	660~ 8800 100 等分	- 80	1111

### 2.1 典型弹道仿真

仿真结果中返回舱合速度变化如图 3 所示。在典型弹道仿真工况下, 返回舱在拉主伞前速度变化不大, 在回收系统处于主伞拉直阶段时, 返回舱受到降落伞系统的作用力较小, 返回舱速度稍微增加; 而后回收系统进入主伞一级充气, 返回舱的减速非常快, 直到解除收口前返回舱减速才放缓, 在主伞解除收口进入二次充气后, 返回舱进一步快速减速, 直至达到回收系统当地平衡速度。从图 3 中还可以看出回收系统从弹伞舱盖开伞点起, 到转换吊挂约 20s 内即达到回收系统当地平衡速度。

对于主伞全充满后的回收系统, 为了讨论问题方便还可以采用较为简单的平面质点单自由度模型加以分析, 假定降落伞与返回舱垂直下落, 不考虑返回舱气动力, 其动力学方程为:

$$(m + m_a) \frac{dv}{dt} = mg - \frac{1}{2} \rho v^2 C_D S \quad (5)$$

式(5)中  $m$  为主伞与返回舱的总质量,  $m_a$  为降落伞的附加质量,  $\rho$  为当地大气密度,  $v$  为系统的速度,  $C_D$  为降落伞的阻力系数,  $C_D S$  为降落伞全充满阻力面积。方程(5)的解析解为:

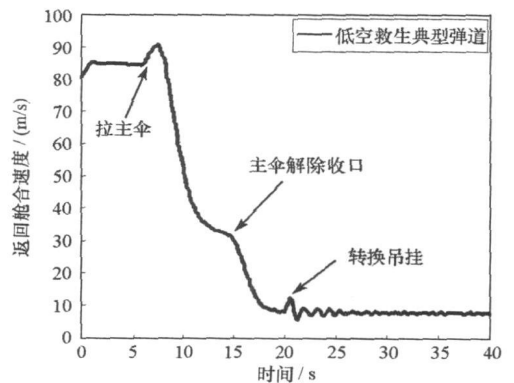


图 3 开伞后 40s 内低空救生典型弹道仿真结果  
Fig. 3 The result of standard trajectory rescue at low altitude simulation in 40s after opening parachute

$$v = \frac{2C}{e^{\frac{2C}{B+C_0}} - 1} + C \quad (6)$$

$$t = \frac{1}{2BC} \ln \left| \frac{v+C}{v-C} \right| - \frac{C_0}{B} \quad (7)$$

式(6)、(7)中  $B = \frac{1}{2} \frac{\rho C_D S}{m + m_a}$ ,  $C = \sqrt{\frac{2mg}{\rho C_D S}}$ ,  $C_0 = \frac{1}{2C} \ln \left| \frac{v_0 + C}{v_0 - C} \right|$ ,  $m_a = 0.7(D_p^3/12)$ 。  $D_p$  为降落伞充满投影直径。

$C$  可以看成为主伞充满后系统平衡速度,系统速度从  $v_0$  减速至  $1.1C$  的时间(假定  $v_0 > 1.1C$ )为:

$$t_{1.1C} = \frac{\ln 21}{2BC} - \frac{C_0}{B} \quad (8)$$

其损失高度的公式为:

$$S = \int_0^{t_{1.1C}} v dt \quad (9)$$

把  $m = 3000\text{kg}$ 、 $\rho = 1.225\text{kg/m}^3$ 、 $C_D S = 1000\text{m}^2$ 、 $D_p = 27\text{m}$  代入式(6)、(8)、(9),再假定初始速度取一个偏大值  $v_0 = 150\text{m/s}$ ,得到  $t_{1.1C} = 1.53\text{s}$ ,系统减速到  $1.1C$  时的损失高度  $S = 33.51\text{m}$ 。这说明就当前载人航天器而言,其主伞充满后,回收系统会在很短的时间内接近设计平衡速度,而且其减速过程的损失高度不多,因此在低空救生中,保证主伞能够有时间正常充满尤为重要。

## 2.2 弹道倾角仿真

假定弹道倾角范围为  $-90^\circ \sim 0^\circ$ ,在典型弹道的基础上,改变初始弹道倾角对载人航天器进行低空救生仿真计算,得到不同初始弹道倾角下转换吊挂前损失的高度对比如图4所示。

在低空救生典型弹道仿真中发现,在转换吊挂时回收系统已经接近设计平衡速度  $V_{s1}$ ,如图3所示,因此比较从开伞点到转换吊挂的回收系统损失高度具有一定的意义。从图4中可以看出在一定的开伞点初始速度下,回收系统达到平衡速度前损失的高度与弹道倾角几乎成正比例关系,弹道倾角越接近  $-90^\circ$ ,达到平衡速度前损失的高度越多,因此其他仿真工况选择  $-80^\circ$  弹道倾角得到的结果是偏于保守的。

## 2.3 速度和高度综合仿真

为了讨论问题方便,速度和高度综合仿真工况是将速度范围分成10等分,高度范围分成100等分,然后速度和高度一一组合形成仿真初始条件,该初始条件与载人航天器实际工作情况有所区别。图5为速度和高度1111次综合仿真结果的三维描点图, $X$ 坐标为初始离地面高度, $Y$ 坐标为开伞点初始速度, $Z$ 坐标为返回舱着陆速度。图6为着陆速度与初始离地面高度平面描点图。图7为着陆速度与开伞点速度平面描点图,同一条虚线表示同一高度。图8为开主伞动压与弹盖动压关系。返回舱着陆速度范围分布如表2所示。

表2 返回舱着陆速度范围分布

Tab.2 Cabin landing velocity range distributing

	次数			次数总计
	速度范围I	速度范围II	速度范围III	
全部结果	50	13	1048	1111
弹盖动压在设计范围内	20	7	782	809
开主伞动压在设计范围内	20	7	683	710
弹盖动压和开主伞动压都在各自设计范围内	20	7	683	710

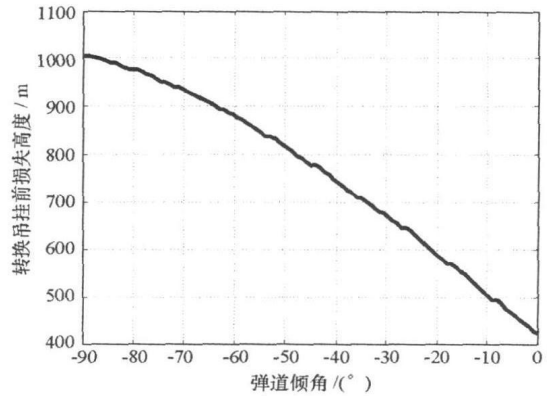


图4 不同弹道倾角下转换吊挂前损失的高度对比  
Fig.4 Loss altitude contrast before switch suspending at different trajectory angle

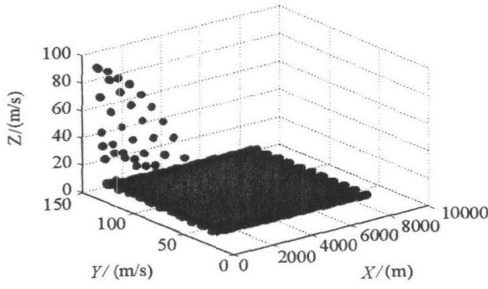


图5 速度和高度综合仿真结果

Fig. 5 The result of competitive simulation of velocity and altitude

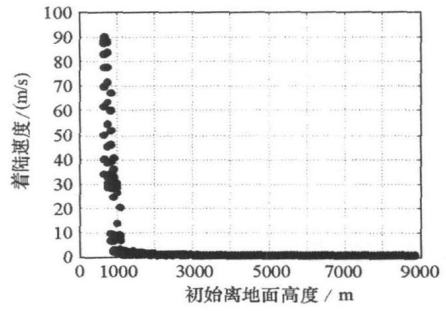


图6 以开伞点离地面高度为横轴

Fig. 6 Opening-parachute point altitude from ground as for abscissa

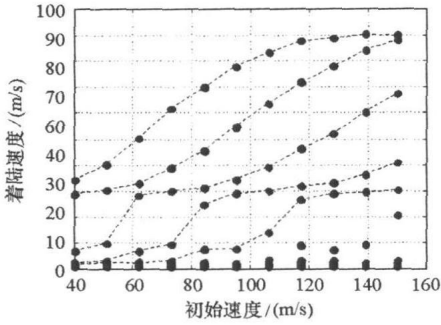


图7 以开伞点速度为横轴

Fig. 7 Opening-parachute point velocity as for abscissa

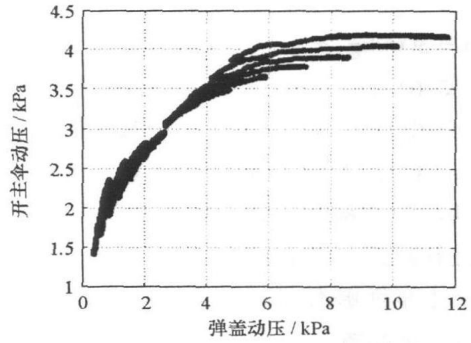


图8 开主伞动压与弹盖动压的关系

Fig. 8 The relation of pop-up cover dynamic pressure to Opening main parachute dynamic pressure

从图5~7中可以看出,返回舱最后的着陆速度主要取决于回收系统开伞点离地面高度。由图6中得知,只要回收系统开伞点离地面高度超出一定的值,返回舱就能按照设计速度着陆,在表2中的弹盖动压和开主伞动压都在各自设计范围内时,返回舱着陆速度范围I和II的初始离地面高度皆小于1000m。由于本文选择的初始时刻为开伞点时刻,也就是弹伞舱盖时刻,在图8中可以发现,在1111次仿真中,开主伞动压与弹盖动压密切相关,一般情况下,存在弹盖动压越大则开主伞动压越大的关系。在表2中也可以发现,开主伞动压在设计范围内时,弹盖动压也在其设计范围内。

往往比较关心不同的开伞点初始速度对回收系统安全着陆的影响。选取初始离地面高度3000m,开伞点的速度分别为40、80、150m/s进行结果对比,如图9所示。从图9中可以看出,在前6s的减速伞行程中,返回舱在减速伞的作用下其合速度向减速伞一级充气充满的当地平衡速度约80m/s靠近,而在主伞一级充气一段时间,总飞行时间8s后,回收系统的速度变化基本一致。

回收过程中返回舱最大过载和各个阶段的最大开伞力,三种不同的开伞点初始速度的系统最大过载和开伞力如表3所示。从表3中可以看出,开伞点的初始速度越大,减速伞开伞和主伞一级充气时的最大过载和最大开伞力越大。而主伞二级充气时的最大过载和开伞力与开伞点的初始速度相关性不强。

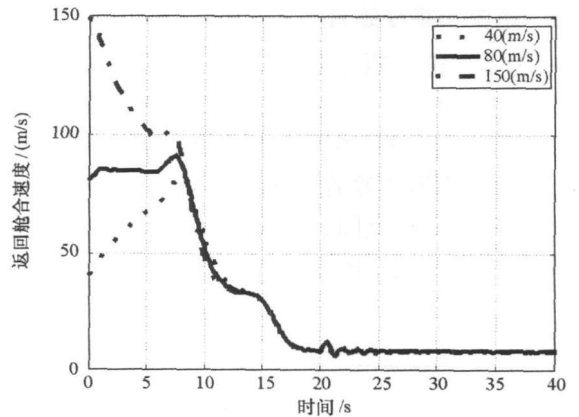


图9 同一时刻合速度比较

Fig. 9 Sum velocity contrast at same time

表3 回收系统各个阶段最大过载和开伞力

Tab.3 Max over-load and opening- parachute force at recovery system main working phase

开伞点初始 速度(m/s)	减速伞开伞		主伞一级充气		主伞二级充气	
	过载	开伞力(N)	过载	开伞力(N)	过载	开伞力(N)
40	0.71	12344	2.51	68999	2.63	73626
80	1.05	21059	3.01	81910	2.88	80545
150	3.832	85929	3.60	98701	2.44	68395

### 3 结论

(1) 主伞完全充满后,整个回收系统会在很短的时间和很短的飞行距离内达到当地系统平衡速度,因此,在低空救生中,保证主伞能够有时间正常充满尤为重要;

(2) 在开伞正常的情况下,回收系统达到平衡速度前的损失高度与开伞点的弹道倾角成正比例关系,弹道倾角越接近 $-90^\circ$ ,回收系统达到平衡速度前的损失高度越多;

(3) 在低空救生中,存在类似航空救生中的“最低救生高度”这一概念,对开伞点的初始状态要求以离地面高度为第一安全要素,只要开伞点的离地面高度大于一定值,在其他条件正常的情况下,返回舱将以设计速度安全着陆,如果开伞点离地面高度不够,则有可能导致系统减速达不到设计要求,回收系统飞行时间不够,反推发动机点火控制装置未启动,从而导致返回舱着陆速度高于设计值;

(4) 在低空救生中,在其他条件一致下,即使开伞点的系统初始速度有较大的不同,经过减速伞和主伞一级充气,回收系统会在主伞的二级充气前达到相同的速度,也就是说,经过减速伞工作和主伞一级充气,回收系统会抹平开伞点初始速度的不一致性,因此开伞点的初始速度越大,在一定时间内系统速度变化越大,其减速伞开伞和主伞一级充气时的最大过载和开伞力越大,此时的开伞动态需要考虑;

(5) 在低空救生中,由于减速伞工作时间减少,开主伞动压与弹盖动压相关性较大,一般情况下,开主伞动压在设计范围内时,弹盖动压也在其设计范围内,因此低空救生中更应该关注开主伞动压的限制。

### 参考文献:

- [1] 戚发轫. 载人航天器技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.
- [2] 张育林, 郑荣跃, 沈力平, 等. 载人航天工程基础[J]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1997.
- [3] 张青斌. 载人飞船降落伞回收系统动力学研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2003.
- [4] 程文科. 一般降落伞- 载荷系统动力学及其稳定性分析[D]. 长沙: 国防科技大学, 2000.
- [5] 张青斌, 程文科, 彭勇, 等. 降落伞拉直过程的多刚体模型[J]. 中国空间科学技术, 2003, 23 (2): 45- 50.
- [6] 张青斌, 彭勇, 程文科, 等. 降落伞拉直过程中的阻尼弹簧模型[J]. 弹道学报, 2003, 15 (1): 31- 36.
- [7] 彭勇. 载人飞船回收系统若干动力学问题的研究与应用[D]. 长沙: 国防科技大学, 2004.
- [8] 彭勇, 张青斌, 秦子增. 降落伞主充气阶段数值模拟[J]. 国防科技大学学报, 2004, 26 (2): 13- 16.
- [9] 宋旭民, 程文科, 彭勇, 等. 飞船回收过程动力学建模与仿真[J]. 弹道学报, 2005, 17 (2): 56- 59.
- [10] 宋旭民, 彭勇, 程文科, 等. 具有倒“Y”型吊挂的物伞系统动力学建模[J]. 国防科技大学学报, 2005, 27 (5): 103- 106.
- [11] Raiszadeh B. Multibody Parachute Flight Simulations for Planetary Entry Trajectories Using “Equilibrium Points” [R]. AAS 03- 163. 2003.
- [12] 宋旭民, 彭勇, 程文科, 等. 一种新的吊挂系统建模方法[J]. 中国空间科学技术, 2005, (5): 57- 61.