

# 探月三期月地高速再入返回器降落伞减速系统设计与实现

贾贺\*, 荣伟, 江长虹, 包进进, 张宇, 隋毅

中国空间技术研究院北京空间机电研究所, 北京 100094

\* E-mail: chinajiah@163.com

收稿日期: 2014-12-01; 接受日期: 2014-12-27

国家中长期科技发展规划重大专项资助项目

**摘要** 针对探月三期返回器回收的初始条件、约束条件以及返回器的相关特点, 提出了一种开伞载荷非均衡的两级降落伞减速系统方案, 解决了探月三期返回器降落伞开伞载荷、舱伞系统的稳定性、重量要求以及弹盖拉伞可靠性等多因素的约束, 实现了各方面较好的匹配性和降落伞系统的轻量化设计. 同时针对轻质、不规则气动外形伞舱盖的特点, 对弹盖拉伞的开伞方式进行了设计, 确保了弹盖拉伞工作的可靠性. 介绍了降落伞系统的主要可靠性分析验证情况. 经过地面试验、仿真试验、空投试验和飞行试验的验证, 表明探月三期返回器降落伞系统工作性能稳定、可靠, 能够确保返回器的安全着陆.

**关键词**

探月三期  
月地高速再入  
返回飞行器  
回收系统  
降落伞

## 1 引言

深空探测技术水平是一个国家综合实力的重要体现, 在推动国家政治、经济和科技发展方面具有十分重要的战略意义. 美、俄、日、印度及欧洲都在积极地进行深空探测方面的研究. 目前我国的深空探测研究主要集中在月球探测, 按“绕、落、回”三步的方针稳步实施. 即: 第一步是发射月球探测卫星; 第二步是实施月球软着陆和月球自动巡视勘察探测; 第三阶段则是实施月球样品的自动取样返回. 目前我国月球探测的第一步和第二步工作均已取得了圆满的成功, 第三步的工程任务(以下简称探月三期)也已于2014年成功地完成了月地高速再入返回相关技术的飞行试验验证.

采样返回作为我国探月三期的核心技术之一,

需突破从近地空间以外的天体返回地球的技术, 为将来建立月球和地球之间的往返通道, 以及后续的载人登月、深空探测奠定技术基础. 安全回收月壤样品是探月三期最重要的一个目标, 返回时将由返回器、回收系统共同接力完成进入、减速下降和着陆过程, 实现返回器的安全着陆. 因此, 回收着陆是探月三期任务的最后步骤, 是确保采集的月球样品能否成功回收的一个关键环节, 也是探月三期任务成败的最终标志.

在各类气动减速装置中, 降落伞以其质量轻、包装体积小、减速效率高等优点在各类航天航空任务中得到了广泛应用, 已经成为多种飞行器减速及安全回收的重要装置<sup>[1-5]</sup>. 降落伞系统是探月三期返回器返回着陆段一个重要的气动减速装置, 其主要功能是在返回器二次再入大气层, 且速度、高度下降至预

**引用格式:** 贾贺, 荣伟, 江长虹, 等. 探月三期月地高速再入返回器降落伞减速系统设计与实现. 中国科学: 技术科学, 2015, 45: 185-192  
Jia H, Rong W, Jiang C H, et al. The design and implementation of the parachute deceleration system on the circumlunar return and reentry spacecraft of 3rd phase of China lunar exploration program (in Chinese). Sci Sin Tech, 2015, 45: 185-192, doi: 10.1360/N092014-00483

定范围时, 利用降落伞的气动阻力, 稳定返回器的姿态, 降低返回器的下降速度, 最终使返回器着陆速度满足指定的要求。

本文根据探月三期降落伞系统的初始和约束条件, 结合返回器构形的特点, 对降落伞系统分级减速方案、降落伞的开伞方式及工作程序等主要设计情况进行了阐述, 并介绍了降落伞系统的主要可靠性验证工作。

## 2 设计条件与要求

### 2.1 初始条件与要求

探月三期返回器降落伞系统的初始条件与要求主要有

- 1) 弹盖开伞时返回器的重量约为 330 kg;
- 2) 开伞高度大于 10 km(海拔高度);
- 3) 开伞速压不大于 5.0 kPa.

### 2.2 终端条件与要求

探月三期返回器降落伞系统的终端条件与要求主要有

- 1) 着陆时返回器的重量约为 310 kg;
- 2) 着陆区地面海拔高度约为 1 km;
- 3) 返回器的垂直着陆速度应不大于 13 m/s.

### 2.3 约束条件与要求

探月三期返回器降落伞系统的约束条件与要求主要有

- 1) 降落伞系统重量不大于 9 kg;
- 2) 各级降落伞开伞过载不大于 7g;
- 3) 采用侧向弹盖开伞方式;
- 4) 伞舱盖重量约为 8 kg, 且为带有稳定翼的不规则气动外形。

## 3 减速策略设计

### 3.1 任务特点分析

由于返回器降落伞系统的工作直接关系到返回器能否安全着陆, 因此返回器对降落伞系统的工作可靠性要求很高。尽管有神舟飞船降落伞系统设计和应用的成功经验可资借鉴<sup>[6]</sup>, 但由于探月三期返回器的系统结构、几何尺寸、质量特性、工作条件等发

生了很大变化, 而且受到重量与体积的限制, 布局构型的约束, 使得探月三期降落伞系统的动力学特性及其设计将具有其自身的特点。

根据探月三期返回器的总体布局要求, 降落伞系统需采用侧向弹盖开伞的方式, 且因各种约束条件的限制, 弹盖开伞产生的作用力方向还不能通过返回器的质心、降落伞与返回器之间的连接也只能采用单点吊挂方式。特别是返回器的质量特性与神舟飞船的质量特性小很多, 嫦娥返回器的质量仅为神舟载人飞船返回舱质量的 1/10, 转动惯量只有飞船返回舱的 1/40, 这将使得探月三期返回器的姿态更容易受各种干扰因素的影响。这些因素均将有可能对返回器返回着陆过程中的舱伞系统稳定性带来不利影响。因此, 为了确保探月三期返回器降落伞减速系统工作的可靠性, 舱伞系统的稳定性是降落伞减速系统设计分析中需要重点考虑的环节之一。

此外, 伞舱盖带有一个稳定翼, 其气动外形不规则, 而且伞舱盖的质量特性相对于载人飞船的小很多, 其质量仅为神舟载人飞船返回舱质量的 1/5, 转动惯量只有飞船返回舱的 1/20, 且减速伞组件的重量与伞舱盖的重量在同一量级, 相差不大, 舱盖连接绳与伞舱盖的连接方式以及伞舱盖初始拉动伞包的拉力都将对伞舱盖弹射分离过程的运动特性产生很大影响, 进而影响弹盖拉伞工作的可靠性。因此, 弹盖拉伞环节的可靠性也是降落伞减速系统设计分析中需要重点考虑的。

### 3.2 分级减速方案的设计

根据返回器伞降着陆速度的要求, 由物伞系统稳定下降时的平衡关系

$$mg = \frac{1}{2} \rho v^2 C_D A_0, \quad (1)$$

即可确定主伞的阻力面积。其中  $m$  为着陆时返回器的重量;  $\rho$  为着陆场地面大气密度(海拔 1 km);  $g$  为重力加速度;  $v$  为返回器的垂直着陆速度;  $C_D$  为降落伞阻力系数;  $A_0$  为降落伞名义面积。

一般降落伞系统的减速方案需要综合考虑伞降着陆速度、开伞条件、开伞过载、物伞系统的稳定性等要求或因素, 来确定降落伞的大小和几级减速策略。针对探月三期返回器的特点, 若从伞降着陆速度、开伞条件、开伞过载几个方面来考虑, 降落伞系统的减速方案直接采用主伞 1 级减速和采用减速伞+

主伞 2 级减速方案均有可能实现, 但正如前所述, 由于探月三期返回器布局构型的约束, 降落伞与返回器间的连接吊挂方式以及返回器的质量特性等因素均对舱伞系统的稳定性不利, 因此, 舱伞系统的稳定性将是探月三期降落伞系统减速方案设计时需要优先考虑的一个重要因素。

根据探月三期返回器降落伞系统布局的特点, 若采用主伞 1 级方案, 也需采用 1 个引导伞来拉出主伞。因此, 在对比分析 1 级减速方案和两级减速方案对舱伞系统稳定性的影响时, 1 级减速方案中的引导伞和 2 级减速方案中的减速伞均取同样的阻力面积。通过建立返回器舱伞系统的动力学模型, 对 1 级减速方案与 2 级减速方案两种减速方案中返回器摆角变化、合角速度变化以及舱伞间夹角变化进行了对比分析, 各参数如表 1 所示。1 级减速方案中返回器的摆动明显比 2 级减速方案的大。1 级减速方案中返回器的最大摆角约为 95°, 最大合角速度约为 394°/s, 返回器与降落伞之间的最大夹角(定义为返回器轴线与降落伞轴线间的夹角, 以下类同)约为 76°、最小夹角约为 5°; 而 2 级减速方案中返回器的最大摆角约为 80°, 最大合角速度约为 268°/s, 返回器与降落伞之间的最大夹角约为 61°, 最小夹角约为 11°。由于返回器摆动过大一方面对舱内的仪器设备的受力不利, 另一方面存在着降落伞吊带与返回器间相互磨损的隐患, 给返回器的安全返回带来风险, 因此, 从舱伞系统的稳定性来看, 采用 2 级减速方案更加合理、可靠。

同时, 从降落伞的开伞过载来考虑, 采用 2 级降落伞减速不仅有利于减小降落伞的开伞载荷, 而且

也有利于提高降落伞减速系统的适用范围。因此, 从各个方面来考虑, 采用减速伞加主伞两级减速方案是一个合理的设计选择。

其中, 减速伞主要是承受最大的开伞速压, 并为主伞创造合适的开伞条件。因此, 减速伞的开伞载荷一直是降落伞设计考虑的首要因素, 一般采用各级降落伞的开伞载荷相互接近的设计原则。图 1 和表 2 是探月三期返回器不同大小的减速伞减速方案中各级降落伞的开伞过载。从开伞载荷的设计原则来看, 采用 1.5 或 2 m<sup>2</sup> 的减速伞更合理些。但从探月三期返回器的开伞条件来说, 3 种减速伞方案中的开伞载荷, 对于降落伞的强度设计均没有大的影响; 而减速伞面积的增大, 将增加减速伞的重量, 一方面对于重量要求苛刻的探月三期来说是一个必须要考虑的因素, 另一方面对于弹盖拉伞环节来说也是不利的; 同时通过对不同面积的减速伞对舱伞系统稳定性影响的研究, 结果如表 3 所示, 发现减速伞面积越小对舱伞

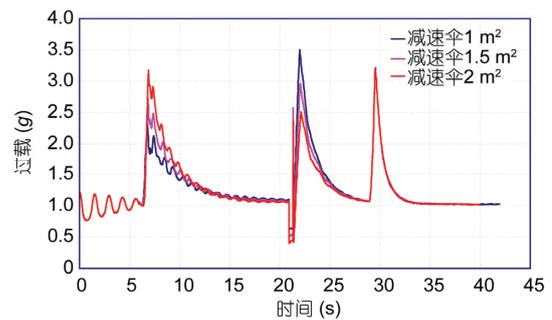


图 1 各级降落伞开伞过载的变化

表 1 两种减速方案主要稳定性参数对比

	最大摆角(°)	最大角速度(°/s)	最大夹角(°)	最小夹角(°)
1 级减速方案	95	394	76	5
2 级减速方案	80	268	61	11

表 2 不同大小的减速伞减速方案中各级降落伞的开伞过载

减速伞(m <sup>2</sup> )	减速伞开伞过载(g)	主伞 1 级开伞过载(g)	主伞 2 级开伞过载(g)
1	2.3	3.5	3.2
1.5	2.7	2.9	3.2
2	3.2	2.5	3.2

表 3 不同大小的减速伞工况下主要稳定性参数对比

减速伞(m <sup>2</sup> )	最大摆角(°)	最大角速度(°/s)	最大夹角(°)	最小夹角(°)
1	80	268	60.9	11.0
1.5	81	309	61.5	9.7
2	82	322	60.4	7.2

系统的稳定性越有利. 因此, 综合上述各方面的考虑, 探月三期返回器降落伞开伞载荷的设计采用一种非均衡的设计方案, 即减速伞将用  $1 \text{ m}^2$  的伞.

由此确定探月三期返回器降落伞系统的分级减速设计方案: 采用由减速伞和主伞构成的 2 个降落伞级, 由  $1 \text{ m}^2$  的减速伞承受最大开伞速压, 并稳定返回器的运动, 为主伞开伞创造合适的条件, 最后由主伞达到规定的伞降着陆速度. 同时主伞采用 1 次收口开伞方法, 使主伞呈 2 次开伞, 以控制各级开伞过载不致超出规定的限制要求. 减速伞和主伞的主要参数如表 4.

这种开伞载荷非均衡的 2 级降落伞减速系统方案, 解决了降落伞开伞载荷、舱伞系统稳定性以及开伞可靠性等多因素的约束, 同时也实现了各方面的匹配性和降落伞系统的轻量化设计.

### 3.3 弹盖开伞的设计

一般降落伞工作的成功与否, 开伞和拉直程序的设计至关重要. 降落伞常用的开伞方式有弹射开伞和牵引开伞方式两种. 由于减速伞和主伞的重量均较大, 神舟飞船采用了牵引开伞方式. 探月三期返回器降落伞系统虽然重量不大, 但是受布局构型约束, 同样需采用牵引开伞方式. 较神舟飞船设置专门的引导伞来实现整个伞包牵引出舱不同, 探月三期返回器降落伞系统中减速伞的开伞则利用伞舱盖的弹射分离来完成, 即利用伞舱盖弹射分离的动能将减速伞包拉出伞舱, 并将减速伞伞包迅速穿越返回器的尾流影响区, 依次拉出减速伞的连接带、伞绳和伞衣, 确保减速伞的正常充气.

因返回器总体布局的需要, 探月三期采用了类似神舟飞船的侧向弹盖方式, 且伞舱盖带有一个稳定翼, 其气动外形不规则, 同时伞舱盖的质量特性相对于载人飞船的小很多, 这些因素均对伞舱盖弹射分离过程的运动特性产生较大影响. 另一方面, 由于

伞舱盖的气动外形复杂, 设计初期难以准确获得其气动参数, 加之伞舱盖分离时又处于返回器的尾流区中. 因此, 伞舱盖弹射分离速度的确定, 相关条件和因素对伞舱盖弹射分离过程的动态特性的影响, 是弹盖开伞设计中的关键.

为此, 首先利用 CFD-Fastran 为主要计算平台, 采用 CFD 数值计算和飞行动力学耦合的方法, 建立了舱盖分离过程动力学模型<sup>[7,8]</sup>, 对伞舱盖弹射分离过程的动态特性进行了分析.

其守恒形式的 Euler 方程为

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} + \frac{\partial G}{\partial z} = 0, \quad (2)$$

其中  $Q$  为守恒变量,  $E, F, G$  为对流量.

$$Q = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho e \end{bmatrix}, \quad E = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ \rho uw \\ u(\rho e + p) \end{bmatrix},$$

$$F = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 + p \\ \rho vw \\ v(\rho e + p) \end{bmatrix}, \quad G = \begin{bmatrix} \rho w \\ \rho uw \\ \rho vw \\ \rho w^2 + p \\ w(\rho e + p) \end{bmatrix}, \quad (3)$$

其中,  $\rho$  为气体密度,  $u, v, w$  分别为  $x, y, z$  方向的速度,  $e$  为能量,  $p$  为压力.

矢量形式的伞舱盖动力学方程如下:

$$F = m \frac{dv}{dt}, \quad (4)$$

$$M = \frac{\partial h}{\partial t} + \omega \times h, \quad (5)$$

其中  $F, M, m$  和  $\omega$  分别为合外力、合外力矩、质量和转动角速度, 动量矩  $h = I\omega$ ,  $I$  为伞舱盖的转动惯量.

通过仿真计算, 确定了伞舱盖的弹射分离速度为  $22 \text{ m/s}$ . 图 2 为正常返回标准工况下伞舱盖弹射分离的过程, 其结果表明: 在此弹射分离速度下, 伞舱盖在弹射分离  $0.45 \text{ s}$  之后分离距离可达到  $12 \text{ m}$ , 安全地弹出返回器的尾流区, 并将减速伞完全拉出, 同时具有一定的设计裕度.

同时根据伞舱盖与伞包间柔性连接的特点, 将

表 4 各级降落伞主要特征参数表

序号	项目	减速伞	主伞
1	伞型	锥形带条伞	环帆伞
2	伞衣面积( $\text{m}^2$ )	2	50
3	伞衣名义直径(m)	1.6	8
4	伞绳总长度(m)	9	11.2
5	收口比(%)	/	19
6	收口时间(s)	/	8



图2 返回器正常返回标准工况下弹射分离过程

其连接绳离散为由阻尼弹簧相互连接的多个有限质量节点,建立了伞舱盖拉伞包过程的动力学模型,分析了弹盖拉伞过程中的受力和运动特点,为伞舱盖与减速伞包间的连接方式设计以及减速伞包、舱盖连接的强度设计提供了理论依据。

此外,为了确保降落伞系统工作过程的可靠性和安全性,除了考虑的如何保证伞舱盖与返回器可靠分离,且飞离出尾流区,拉出并打开降落伞外,还要考虑伞舱盖分离后的下落运动中对返回器-降落伞组合体安全性的影响,这些都是降落伞系统设计时需要重点关注的。为此,为了避免伞舱盖在分离后的下落过程中追撞降落伞-返回器组合体,在减速伞包内增设了一个舱盖伞,用于伞舱盖的减速。

### 3.4 降落伞系统组成及工作程序设计

根据上述的探月三期返回器降落伞系统的分级减速方案以及开伞方式的设计,探月三期返回器的降落伞系统由减速伞组件(含舱盖伞)和主伞组件组成。降落伞系统的组成示意图如图3所示。

探月三期返回器正常返回工作程序如下。

当返回器达到海拔 11 km,回收系统控制装置发

出指令,弹射伞舱盖,拉出减速包,并顺序将减速伞和舱盖伞拉直,直至减速伞与舱盖伞分离。然后减速伞对返回器减速并稳定其姿态,减速伞工作一定时间后,减速伞与返回器分离并将主伞包拉出,主伞拉直后,先呈收口状态充满,延时几秒后解除收口,主伞完全充满,返回器乘主伞以安全速度着陆。舱盖伞与减速伞分离后,舱盖伞对伞舱盖进行减速下降。

## 4 可靠性分析验证

由于降落伞是由柔性织物材料制成的,其事先成包装状态存贮在返回器的伞舱内,从降落伞离开伞舱开始,经伞绳、伞衣全部拉直至伞衣开始充气最终达到物伞系统稳定下降为止的一系列动作或阶段是一个非常复杂的工作过程,影响降落伞可靠性和安全性的因素很多而且复杂。为了确保降落伞系统工作的可靠性,一方面要严格控制降落伞的出伞程序,即要确保连接带、伞绳、伞衣等有序的拉出;另一方面,由于降落伞的展开后阻力面积很大,而且是快速展开的,在此过程中要承受很大的气动载荷。因此,一般除降落伞的设计方案和性能验证外,其可靠性分析验证工作主要是围绕着其开伞控制过程和承载能力两方面进行的。

### 4.1 弹盖拉伞验证

针对探月三期返回器降落伞系统采用的伞舱盖弹射分离拉出减速伞的方式,以及增加舱盖伞的设计,为了验证该设计的可行性及其工作的可靠性,在研制过程中进行了大量的地面弹盖试验和火箭橇弹盖拉伞试验。

1) 地面弹盖试验,主要是验证伞舱盖弹射分离装置的工作性能,舱盖伞设置的合理性,减速伞拉直工作的可行性、合理性以及弹射分离拉伞的可靠性(图4)。试验结果表明:弹射分离拉伞方案设计合理,工作可靠,性能稳定。

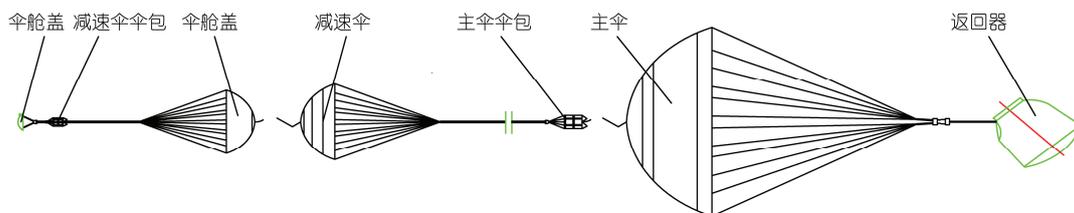


图3 降落伞系统组成

2) 火箭橇弹盖拉伞试验, 主要是验证返回器在动态条件下, 弹盖拉伞方案的可行性和弹射分离拉伞工作的可靠性. 模型呈配平攻角安装, 主要是模拟返回器在正常返回状态下的弹盖拉伞情况(图 5). 试验结果表明: 在正常返回状态下返回器弹盖拉伞均可靠.

#### 4.2 降落伞工作过程动力学仿真分析

针对探月三期返回器的回收过程, 为了准确地描述和模拟降落伞系统在整个工作过程中动力学状态参数的变化, 从而确定减速伞和主伞的实际工作动压范围, 获取开伞时动压的均值和方差, 建立了返回器降落伞系统工作过程的动力学仿真模型, 并对降落伞系统的正常返回状态标准工况进行了仿真分析. 结果表明在正常返回条件下, 降落伞工作的主要动力学参数的计算结果均在设计范围之内, 且工作时序设计合理.

同时利用仿真系统平台对正常返回回收过程进行了正交试验, 仿真试验中共设定了 18 个偏差参数. 统计结果见表 5 所示, 减速伞开伞动压最大约为 4.66, 最小约为 1.74 kPa; 开伞力最大约为 4.73, 最小约为 1.67 kN; 主伞 1 级开伞动压最大约为 1.94, 最小约为

表 5 开伞动压和开伞力极值表

试验指标	标准返回 计算结果	正交试验 极大值	正交试验 极小值
减速伞开伞动压(kPa)	3.04	4.66	1.74
主伞 1 级开伞动压(kPa)	1.56	1.94	1.33
主伞 2 级开伞动压(kPa)	0.34	0.39	0.29
减速伞开伞力(kN)	3.1	4.73	1.67
主伞 1 级开伞力(kN)	12.7	14.23	8.44
主伞 2 级开伞力(kN)	11.5	13.02	6.71

1.33 kPa; 开伞力最大约为 14.23, 最小约为 8.44 kN; 主伞 2 级开伞动压最大约为 0.39, 最小约为 0.29 kPa; 开伞力最大约为 13.02, 最小约为 6.71 kN. 各级伞的最大动压和开伞力均在设计范围内, 且均得到空投试验的验证.

#### 4.3 空投试验验证

空投试验是全面验证降落伞系统设计正确性、工程程序合理性、系统各装置动作协调性以及主要技术指标的主要手段, 同时也是获取降落伞系统可靠性数据的重要途径.

探月三期返回器降落伞系统在关键技术攻关和后续的模样、初样及正样阶段全周期研制工作中, 共实施了 3 批次共 16 架次的空投试验. 根据不同的试验目的, 采用了 2 种不同外形模型进行试验, 完成了降落伞及系统性能试验, 降落伞强度试验及批抽检试验等. 其中关键技术攻关和模样研制阶段为了验证降落伞的性能, 包括降落伞选型试验、降落伞结构参数调整等研制性试验, 试验采用的是航弹模型, 如图 6. 而降落伞及系统性能的试验、主伞的强度试验及批抽检试验等则采用了与返回器外形一致的全尺寸模型来进行, 如图 7.

经过空投试验的验证, 降落伞系统减速方案和工程程序设计合理, 各项性能指标满足返回器总体要求: 返回器着陆重量为 310 kg 时, 返回器乘主伞在



图 4 地面弹盖试验情况



图 5 火箭橇试验情况

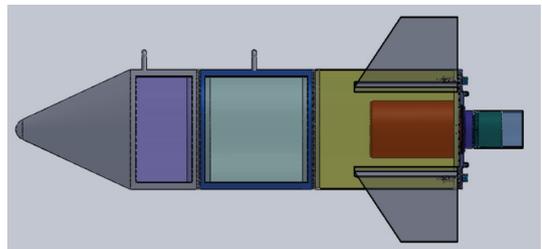


图 6 航弹模型

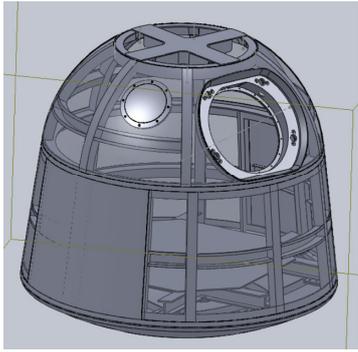


图7 全尺寸模型

1 km 高度的下降速度为 11.3~11.9 m/s, 满足不大于 13 m/s 的要求; 各级降落伞开伞所产生的最大过载不超过 7g, 大部分过载位于 2.2g~4.2g; 减速伞和主伞的开伞动压均有 1.5 倍的安全系数, 减速伞开伞动压的承受能力不小于 9.5 kPa, 具有足够的强度裕度. 根据降落伞系统可靠性评估方法<sup>[9,10]</sup>, 评估后可靠性指标满足要求.

## 5 飞行试验验证

探月三期月地高速再入返回器降落伞系统从 2011 年开始研制, 经历了关键技术攻关和型号全周

期研制工作, 进行了大量的地面试验、仿真试验和空投试验, 对降落伞系统的技术状态进行了充分的验证, 并经历了月地高速再入返回任务飞行试验验证, 历次空投试验和飞行试验均确保了返回器安全回收, 保证了月地高速再入返回任务的成功实施. 2014 年 11 月 1 日 6 时 42 分, 返回器圆满完成了半弹道跳跃式再入返回, 以 11.7 m/s 的速度安全着陆于内蒙古四子王旗, 通过对试验后的降落伞的检查发现均完好无损, 其结果表明了目前的探月三期返回器降落伞系统方案是合理的, 工作性能是稳定、可靠的.

## 6 结论

探月三期月地高速再入返回器降落伞系统通过大量的地面试验、仿真试验和空投试验, 验证了开伞载荷非均衡的两级降落伞减速系统方案, 结合返回器布局构型的特点, 解决了返回器开伞载荷、舱伞系统的稳定性、弹盖拉伞可靠性等各因素间的匹配性设计. 经历月地高速再入返回任务飞行试验验证后, 降落伞系统完好无损, 各项技术指标均满足任务要求. 结果表明探月三期月地高速再入返回器降落伞系统工作性能稳定、可靠, 能够确保返回器的安全返回, 保证探月采样返回任务的成功实施.

## 参考文献

- 1 降落伞技术导论编写组. 降落伞技术导论. 北京: 国防工业出版社, 1977
- 2 王利荣. 降落伞理论与应用. 北京: 宇航工业出版社, 1997
- 3 Maydew R C. Design and Testing of High Performance Parachutes. AD-A246343, 1991
- 4 Ewing E G, Bixby H W, Knacke T W. 回收系统设计指南. 北京: 航空工业出版社, 1988
- 5 Knacke T W. Parachute Recovery Systems Design Manual. AD-A247666, 1991
- 6 荣伟, 高树义, 李健, 等. 神舟飞船降落伞系统减速策略及其可靠性验证. 中国科学: 技术科学, 2014, 44: 251-260
- 7 高树义, 王海涛, 程文科, 等. 月球取样返回器舱-盖分离安全性分析. 宇航学报, 2014, 35: 499-505
- 8 Gao S Y, Wang H T, Cheng W K, et al. Ejection Separation Characteristic Analysis of Parachute Container Cover from Return Capsule for Lunar Exploration. TNUAA, 2014, 31: 552-558
- 9 荣伟, 王学, 贾贺, 等. “神舟号”飞船回收着陆系统可靠性分析中的几个问题. 航天器返回与遥感, 2011, 32: 19-25
- 10 王学, 冯志刚, 高普云, 等. 降落伞可靠性评定及其试验量决策. 宇航学报, 2010, 31: 1645-1649

## **The design and implementation of the parachute deceleration system on the circumlunar return and reentry spacecraft of 3rd phase of China lunar exploration program**

JIA He, RONG Wei, JIANG ChangHong, BAO JinJin, ZHANG Yu & SUI Yi

*Beijing Institute of Space Mechanic & Electricity, China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China*

According to the initial conditions and constraints of the recovery process for the return capsule of the lunar exploration third phase, and its related characteristics, a kind of two-stage parachute system deceleration scheme is put forward which had unbalance opening load to solve the multifactor constraints of the parachute opening load, capsule-parachute stability, weight requirement and reliability of the cover separation to pull out drag parachute. Good match of all above aspects and lightweight design of the parachute system is achieved. In view of the characteristics of the light, the irregular aerodynamic shape parachute container cover, the parachute opening mode of the cover separation to pull out drag parachute has carried on the design at the same time, to ensure the parachute opening reliability. The reliability of the parachute system is verified by lots of ground tests, simulation tests, drop tests and flight test. It is indicated that the parachute system on the return capsule of the lunar exploration third phase is stable and reliable, which can ensure the safety of capsule landing.

**the 3rd phase of China lunar exploration program, circumlunar return and reentry spacecraft, the recovery system, parachute**

doi: 10.1360/N092014-00483