神舟飞船降落伞系统减速策略及其可靠性验证

荣伟^{①*}, 高树义^①, 李健^①, 林斌^①, 雷江利^①, 王海涛^②, 贾贺^①

① 北京空间机电研究所, 北京 100094;

② 国防科技大学航天科学与工程学院, 长沙 410073

* E-mail: rongweilxl@163.com

收稿日期: 2014-02-01; 接受日期: 2014-03-04

国家自然科学基金(批准号: 10832001)资助项目

摘要 针对神舟飞船回收着陆的初始条件、约束条件以及飞船的相关特点, 提出了降落伞系统的总体方案和分级减速方案, 并对降落伞的开伞方式及工作程序进行了设计, 特别是针对特大型主伞开伞过程中的特点, 首次采用了牵顶伞与剥离带相结合的预充气控制技术, 实现了拉直初始充气过程中, 全时段对主伞顶部的有效控制, 解决了主伞顶部抽打现象的发生, 确保了主伞开伞的可靠性. 介绍了降落伞系统的主要可靠性分析验证情况. 经过大量的地面试验、仿真试验、空投试验和无人飞行试验以及载人飞行试验的验证, 表明神舟飞船降落伞系统工作性能稳定、可靠, 能够确保返回舱的安全着陆, 保证航天员的安全返回.

关键词

载人飞船
神舟飞船
回收着陆系统
降落伞

1 引言

降落伞系统是载人飞船返回着陆阶段一个重要的气动力减速装置, 其主要功能是在正常返回及各种应急救援的状态下, 通过气动阻力稳定返回舱的姿态, 减小返回舱的下降速度, 为着陆缓冲装置对返回舱进一步减速创造必要的条件, 最终确保返回舱的安全着陆^[1,2].

神舟飞船降落伞系统从 1992 年开始研制, 先后攻克了可靠性要求高、开伞条件范围广、回收重量重且终端垂直着陆速度小、开伞过载要求小、开伞程序控制难、试验验证复杂等难题, 通过了大量的地面试验、仿真试验、空投试验和无人飞行试验及载人飞行试验, 并经过多次改进设计和完善, 目前其技术状态已固化并得到了多次飞行试验的验证, 最终形成了我国回收降落伞中结构最庞大、最复杂(系统共有 7000

多个零部件组成)、可靠性安全性最高的一套系统.

本文根据神舟飞船回收着陆的初始条件和约束条件, 结合飞船构形的特点, 对降落伞系统总体方案、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分析验证工作.

2 设计条件与要求

2.1 初始条件与要求

神舟飞船回收着陆的主要初始条件与要求主要有以下 4 点^[3,4].

- 1) 弹盖开伞时返回舱的重量约为 3400 kg.
- 2) 正常返回状态下开伞高度不小于 9 km (海拔高度), 开伞速压约为 7500 Pa.
- 3) 发射台救生状态下开伞高度不小于 1.3 km

引用格式: 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

Rong W, Gao S Y, Li J, et al. The deceleration strategy and reliability validation of the parachute system on the Shenzhou spacecraft (in Chinese). Sci Sin Tech, 2014, 44: 251–260, doi: 10.1360/092014-16

(相对地面高度), 最小开伞速压约为 300 Pa.

4) 中空和高空救生状态下开伞高度约为 6~15 km (海拔高度), 开伞速压不大于 10000 Pa.

2.2 终端条件与要求

神舟飞船回收着陆的终端条件与要求主要有以下 3 点.

- 1) 着陆时返回舱的重量约为 3000 kg.
- 2) 着陆区地面海拔高度约为 1 km.
- 3) 返回舱的垂直着陆速度应不大于 4.5 m/s.

2.3 约束条件与要求

神舟飞船对降落伞系统的约束条件与要求主要有以下两点.

- 1) 降落伞系统重量不大于 200 kg.
- 2) 各级降落伞开伞过载不大于 5 g, 过载大于 3.5 g 的时间不大于 0.5 s^[4].

3 减速策略设计

3.1 系统总体方案设计

由于飞船降落伞系统的工作直接关系到航天员的生命安全, 因此飞船对降落伞系统的工作可靠性要求很高, 一般单伞系统难以满足其要求, 必须对降落伞装置采取冗余设计措施. 目前对于飞船所采用的降落伞冗余措施主要有两种配置模式: 一种是以联盟飞船为代表的“单伞加冷备份”模式, 即在返回舱上设有主、备两套独立的降落伞装置, 并以冷备份方式配置(即在主降落伞装置失效的情况下, 才启用备份降落伞装置), 而每套装置中的各级降落伞均为单伞. 另一种是以阿波罗飞船为代表的“多伞热备份”模式, 在返回舱上仅设有一套降落伞装置, 但装置中的各级降落伞均由两具或多具完全相同的降落伞并联而成, 呈热备份方式配置(即任何一级中的各具降落伞同时展开、共同工作、互为备份).

降落伞装置的不同冗余配置模式对返回舱的布局要求不同. 考虑到神舟飞船采用了类同于联盟飞船返回舱构型和布局, 神舟飞船回收着陆系统也采用了类同于联盟飞船的降落伞冗余配置方案, 即采用主、备两套独立的降落伞装置, 以冷备份方式配置的系统方案.

3.2 伞降着陆速度的设计

根据飞船返回舱的垂直着陆速度要求, 若只依靠降落伞进行减速后直接着陆, 则降落伞的面积、体积和重量均要远远超出飞船总体的要求而难以承受. 因此, 经分析, 神舟飞船回收着陆系统在降落伞减速的基础上, 再采用反推发动机在返回舱着陆前进一步制动减速的方案来满足飞船返回舱垂直着陆速度的要求和航天员安全性的要求.

为使降落伞装置和着陆反推装置达到最佳的重量比, 通过对回收着陆系统重量的优化设计, 最终确定主降落伞装置的伞降着陆速度为 ≤ 8 m/s, 而备份降落伞装置的伞降着陆速度为 ≤ 10 m/s.

3.3 分级减速方案的设计

根据主降落伞装置和备份降落伞装置的伞降着陆速度要求, 由物伞系统稳定下降时的平衡关系:

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

即可确定主伞或备份主伞的阻力面积. 其中 m 为着陆时返回舱重量, ρ 为着陆场地地面大气密度(海拔 1 km), g 为重力加速度, v 为返回舱垂直着陆速度, C_D 为降落伞阻力系数, A_0 为降落伞名义面积.

由着陆速度所确定的主伞面积和降落伞的开伞过载约束要求可知, 神舟飞船的主、备降落伞装置均采用分级减速设计方案. 通过对飞船回收着陆段的弹道分析, 综合考虑降落伞工作的开伞过载、留空时间、高度、以及各种故障模式等相关要求后, 同时结合各级开伞载荷互相接近, 且前一级开伞载荷小于后一级开伞载荷的设计原则, 经反复分析, 综合确定了飞船回收着陆系统降落伞的分级减速设计方案: 即主降落伞装置和备份降落伞装置均采用由减速伞和主伞构成的两个降落伞级, 由减速伞承受最大开伞速压, 并为主伞(备份主伞)创造合适的开伞条件, 最后由主伞(备份主伞)达到规定的伞降着陆速度. 同时减速伞和主伞均采用 1 次收口开伞方法, 使减速伞和主伞各呈两次开伞, 以控制各级开伞过载不致超出规定的限制要求. 减速伞、主伞和备份主伞的主要参数如表 1. 这种分级减速的方案既满足了开伞过载的要求, 又使得结构重量大大减轻, 包装容积大大减小.

表 1 各级降落伞主要特征参数表

序号	项目	减速伞	主用主伞	备份主伞
1	伞型	锥形带条伞	环帆伞	环帆伞
2	伞衣面积 (m ²)	24	1200	760
3	伞衣名义直径 (m)	5.53	39.09	31.10
4	伞绳总长度 (m)	14.5	49.2	38.9
5	收口比 (%)	35	9	11.5
6	收口时间 (s)	8	8	8

3.4 降落伞的开伞设计

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. 飞船降落伞常用的开伞方式有弹射开伞方式和牵引开伞方式两种. 由于神舟飞船的减速伞和主伞的重量均较大, 因此宜采用牵引开伞方式, 即采用由引导伞将整个伞包牵引出舱, 进而将伞绳和伞衣顺序拉出. 其中主伞可以利用减速伞作为引导伞来牵引主伞包出舱和开伞, 减速伞则需增加一引导伞来牵引出舱和开伞, 而引导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引导伞包拉出伞舱, 并使引导伞伞包迅速穿越返回舱的尾流影响区, 依次拉出引导伞的连接带、伞绳和伞衣, 确保引导伞的正常充气.

根据回收着陆的初始条件可知, 神舟飞船的开伞动压范围很大, 飞船正常返回条件下, 开伞动压接

近了 10000 Pa, 而在发射台救生状态下, 开伞动压最小时只有 300 Pa, 而且因开伞高度的限制需开伞迅速以减速高度的损失. 为了适应不同工况的使用要求, 经分析, 神舟飞船在设计上采用一大一小串联式引导伞的结构形式, 两者之间设有限力机构. 在发射台救生状态下, 开伞动压较低, 大引导伞起作用, 提供足够的阻力用于拉出减速伞伞包; 在其他工况, 开伞动压较高时, 大引导伞的阻力超过了连接大小引导伞的限力连接机构的承载能力, 限力连接机构断裂, 大引导伞飞离, 只有小引导伞起作用, 这样就限制了减速伞伞包的冲击载荷.

开伞过程是降落伞最关键和最复杂的一个工作过程, 特别是对于神舟飞船这种特大型主伞, 其拉直总长约 70 m, 其开伞过程尤为复杂, 其拉直和初始充气时间较长. 在伞衣拉直之后, 第一股空气团开始从伞衣底部给伞衣充气, 并迅速向伞顶推进, 在空气团推进的过程中, 伞衣顶部会在周围气流的作用下迅速甩动, 严重的情况会形成鱼钩状, 并出现抽打现象, 这种抽打很容易造成伞衣的损伤^[5-7]. 由抽打造成的初始损伤, 在伞衣继续充气过程中, 在气动力作用下, 进一步扩展, 从而造成伞衣的损伤破坏. 图 1 是通过仿真分析所得到的具有显著特征的伞衣位形, 图 1 中 x 方向表示返回舱初始运动速度方向, y 方向表示垂直大地平面的高度方向, 仿真计算的时间零

图 1 主伞顶部无牵顶伞状态下伞衣运动轨迹

点为减速伞分离时刻. 从图 1 中可以看出伞衣顶部存在着较为明显的甩动, 且幅度较大, 可以认为其形成了明显的抽打现象.

为了避免伞衣顶部的抽打, 神舟飞船在主伞顶部增设了一项牵顶伞, 依靠牵顶伞的气动阻力, 给主伞顶部提供一定的牵引力. 然而由于在主伞初始充气的时间内, 牵顶伞需位于主伞尾流区以外才能达到应有效果, 这势必要求牵顶伞与主伞顶部之间的连接带需要有足够的长度. 为了确保在牵顶伞及其连接带从伞包拉出的时间内, 也能对主伞顶部施加牵引力, 从而对主伞顶部实施有效的控制, 经分析, 连接带设计成了剥离带的结构型式, 同时与伞包进行了一体化结构设计, 确保牵顶伞在连接剥离带剥离之后才工作. 主伞开伞及工作过程如图 2. 通过采用这种牵顶伞与剥离带相结合的预充气控制技术,

图 2 主伞工作过程示意图

1 减速伞将主伞包从伞舱中拉出; 2 主伞伞系从伞包中拉出; 3 主伞伞顶拉出伞包后, 牵顶伞伞包从主伞包中拉出; 4 牵顶伞连接带与牵顶伞伞包逐渐剥离, 主伞底部开始充气; 5 减速伞拖曳主伞包及牵顶伞伞包分离, 牵顶伞充气, 主伞底部继续充气; 6 主伞底部继续充气; 7 主伞呈收口状下降, 牵顶伞失效; 8 主伞解除收口, 全展开下降

图 3 主降落伞装置组成

1 引导伞组件; 2 减速伞组件; 3 主伞组件; 4 长垂挂吊带; 5 短垂挂吊带

实现了拉直初始充气过程中, 全时段对主伞顶部的有效控制, 解决了主伞顶部抽打现象的发生.

3.5 降落伞系统组成及工作程序设计

3.5.1 降落伞系统的组成

根据上述的系统总体方案、分级减速方案以及开伞方式的设计, 神舟飞船的降落伞系统由两个独立的主降落伞装置和备份降落伞装置组成, 备份降落伞装置是主降落伞装置的冷备份. 主、备降落伞装置均由引导伞组件、减速伞组件、主伞组件(备份主伞组件, 其中主伞组件含牵顶伞)、长垂挂吊带和短垂挂吊带组成. 其中, 引导伞组件、减速伞组件、长垂挂吊带和短垂挂吊带为主、备降落伞装置的通用件. 主降落伞装置的组成见图 3 所示.

3.5.2 降落伞系统工作程序

神舟飞船降落伞系统除了要适应正常返回的飞行状态外, 还必须适用于各种非正常状态的应急救生. 为此, 根据飞船正常返回和各种应急救生状态的弹道, 设计了降落伞系统的工作程序.

1) 正常返回工作程序

正常返回工作过程见图 4 所示. 当返回舱到达海拔高度 10 km 左右, 回收着陆系统程控装置发出指令, 弹射伞舱盖, 拉出串联引导伞. 在大引导伞展开过程中, 限力连接机构受超负荷冲击而断裂, 大引导伞飞离. 小引导伞将减速伞伞包拉出返回舱. 减速伞拉直后, 先以收口状态张满, 延时几秒后解除收口. 减速伞完全张满后, 对返回舱进一步减速. 解除收口后十几秒, 减速伞分离, 拉出主伞包. 主伞拉直后, 先以收口状态充满, 延时几秒后解除收口, 主伞完全充满. 返回舱抛掉防热大底后, 主伞由单点吊挂转换成垂直吊挂. 当离地面约 1 m 高度时, 着陆反推发动机工作, 返回舱落地.

图 4 正常返回降落伞减速着陆过程

2) 中、高空应急救生工作程序

中、高空应急救生, 其飞行高度都在 6 km 以上, 具有足够的空间完成相应的动作, 因此, 主降落伞装置工作程序与正常返回工作程序相同。

3) 发射台应急救生工作程序

发射台应急救生时, 返回舱由逃逸飞行器带离事故现场, 最低开伞高度只有 1.3 km (相对地面), 因此, 为了确保主降落伞装置能够适应其约束条件, 需要缩短减速伞的工作时间。经分析, 发射台应急救生工作程序设计为: 以返回舱与轨道舱分离时刻为零点, 分离后几秒, 弹射伞舱盖, 拉出串联引导伞, 大小引导伞共同将减速伞伞包拉出返回舱, 减速伞收口状工作时即与返回舱分离, 拉出主伞包。后续工作程序与正常返回工作程序相同。

4) 备份降落伞装置工作程序

为了提高降落伞系统工作的可靠性, 当出现主伞舱盖不能打开或主降落伞装置中的减速伞、主伞出现异常时, 需启动备份降落伞装置来完成减速任务。即当回收着陆的监测装置判断主降落伞系统工作异常时, 将自动切断主降落伞装置的连接部位, 将其抛弃, 启动备份降落伞装置。备份降落伞装置的工作程

序与主降落伞装置正常工作程序相同。

4 可靠性分析验证

由于降落伞是用柔性织物材料制成的, 且事先成包装状态存贮在飞船返回舱的伞舱内, 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、伞衣等要有序的拉出, 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

针对飞船采用伞舱盖弹射分离拉出引导伞的方式, 为了验证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, 引导伞拉直工作的可行性、合理性以及弹射分离拉伞的可靠性。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。

2) 火箭橇弹盖拉伞试验, 主要是验证返回舱在正常返回状态和应急救生状态的速压和姿态条件下, 弹盖拉伞方案的可行性和弹射分离拉伞工作的可靠性。试验分3种情况进行: 模型呈配平攻角安装(如图5), 主要是模拟返回舱在正常返回状态下的弹盖拉伞情况; 模型呈 180° 攻角安装, 主要是模拟在应急救生中返回舱小头朝前状态下的弹盖拉伞情况; 模型

图5 火箭橇弹盖拉试验中的配平攻角安装状态

呈 90° 攻角安装, 主要是模拟在应急救生中返回舱直立, 伞舱盖逆气流状态下的弹盖拉伞情况。试验结果表明: 在几种典型情况下返回舱弹盖拉伞均可靠。

4.2 主伞拉直过程验证

由于神舟飞船采用了牵顶伞与连接剥离带相结合的预充气控制技术以抑制主伞伞衣顶部的抽打, 为了分析和评估牵顶伞的作用和效果, 以神舟飞船带牵顶伞的主伞拉直过程为研究背景, 建立了多阶段、多绳段、多自由度的动力学模型^[8], 并进行了仿真分析, 结果如图6所示。

对比图1和6可以看出: 减速伞分离后 1.68 s 时, 未加牵顶伞的主伞伞衣已经显示向左甩动, 并呈现比较明显的“鱼钩”状弯曲; 而此时对应的加牵顶伞的主伞伞衣出现“S”状弯曲, 但其弯曲程度比未加牵顶伞的主伞伞衣的弯曲程度要小。这种现象表明主伞伞衣在向左甩动的过程中受到牵顶伞的阻力。到 1.89 s 时, 此时未加牵顶伞的主伞伞衣顶部向左甩动到最大, 而加牵顶伞的主伞伞衣所呈现的“S”状弯曲程度明显减小。到 2.16 s 时, 未加牵顶伞的主伞伞衣弯曲部分的下半部分基本稳定在返回舱空速方向, 而顶部伞衣则向相反方向甩动。加牵顶伞主伞伞衣顶部约 1/5 部分向右甩

图6 主伞顶部加牵顶伞的伞衣位形

动,但其弯曲程度较小,且偏离返回舱空速方向不大.到 2.26 s 时,未加牵顶伞的主伞伞衣向右弯曲到最大程度,呈“鱼钩”状,而加牵顶伞的主伞伞衣顶部基本已呈拉直状态.对比结果表明:牵顶伞能够有效抑制伞衣甩动,使伞衣较快地稳定在返回舱空速方向,即牵顶伞对主伞伞衣抽打现象具有良好的抑制作用.

同时,通过空投试验的录像进行对比分析,也表明了牵顶伞对主伞伞衣顶部抽打现象的抑制作用,如图 7 和 8 所示.

4.3 降落伞可靠性定量验证技术

如前所述,根据降落伞工作的特点,降落伞的可靠性分析和验证主要围绕其开伞控制过程和承载能力两方面进行的.其中降落伞的承载能力主要是由其结构强度水平所决定的,需要通过降落伞的强度试验来验证,而开伞控制的可靠性则由于其开伞过程的复杂性,只能通过系统级的空投试验来验证.因此,对于降落伞的可靠性评估也需要充分利用两类试验的相关数据信息才能合理地解决.

为了便于将降落伞的强度试验信息和系统级空投试验信息有效地融合起来,根据贝叶斯方法,先利

用强度试验信息确定先验分布密度函数,再利用系统级空投试验结果确定后验分布密度函数.降落伞验前可靠度分布概率密度函数采用贝塔分布,其分布参数由强度试验信息确定.降落伞验后可靠度分布概率密度函数可根据 Bayes 公式,由验前可靠度分布概率密度函数和成败型系统级空投试验数据获得.基于验后可靠度分布概率密度函数便可计算可靠度的点估计及置信下限.具体评估模型详见文献[9].

根据所确定的降落伞可靠性评估方法,降落伞可靠性的验证方法如下.

1) 进行回收着陆工作过程的各种偏差仿真,确定减速伞和主伞的实际工作动压范围(代表降落伞的工作应力),获取开伞时动压的均值和方差.

2) 以开伞动压为控制目标,分别进行若干次减速伞和主伞强度试验,确定减速伞和主伞的实际强度,获取强度均值(一般为了考虑试验的安全性,避免空投试验时模型的损坏,开伞动压控制在实际工作动压的 1.5 倍以上即可).

3) 由于一般空投试验很难恰好控制在降落伞的强度水平,因此,可以通过对降落伞所用的主要织物材料及其缝合部进行强度性能试验,确定织物材料的强度方差,以作为降落伞的强度方差.

4) 进行模拟飞行试验状态的系统级空投试验验证开伞控制环节及整个降落伞系统.

5) 根据所确定的可靠性评估方法和上述试验所获取的相关试验数据,对减速伞和主伞的可靠性进行评估.

4.4 降落伞工作过程动力学仿真分析

针对飞船的回收着陆过程,为了准确的描述和模拟降落伞减速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,建立了飞船降落伞系统工作过程的动力学仿真模型^[10],并对回收着陆过程降落伞系统的各设计工况进行了仿真分析.结果表明:在正常返回、高空救生、中空救生、发射台救生、以及各种故障模式下,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着陆过程进行了 5000 次的蒙特卡罗模拟试验,仿真试验中共设定了 18 个随机参数.统计结果见表 2 所示,减速

图 7 空投试验中无牵顶伞的主伞伞衣典型抽打现象

图 8 空投试验中有牵顶伞的主伞伞衣典型甩动现象

表 2 减速伞和主伞开伞载荷参数统计

		均值	标准差	最大值	最小值
减速伞	一级开伞动压 (kPa)	7.32	0.65	9.30	4.49
	一级开伞力 (kN)	47.45	4.97	62.94	27.33
	二级开伞动压 (kPa)	4.24	0.17	5.51	3.72
	二级开伞力 (kN)	69.12	3.84	84.45	56.29
主伞	一级开伞动压 (kPa)	2.35	0.09	2.78	2.13
	一级开伞力 (kN)	68.87	2.13	77.26	62.27
	二级开伞动压 (kPa)	0.72	0.03	0.83	0.61
	二级开伞力 (kN)	99.06	4.71	117.83	85.26

伞一级开伞动压均值约为 7.32 kPa, 二级级开伞动压均值约为 4.24 kPa; 主伞一级开伞动压均值约为 2.35 kPa, 二级级开伞动压均值约为 0.72 kPa. 各级开伞力均在设计范围内, 且分配合理, 即符合一级开伞载荷小于二级开伞载荷, 减速伞开伞载荷小于主伞开伞载荷的设计原则.

4.5 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、工作程序合理性、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.

到目前为止神舟飞船空投试验已实施了 22 批次共 115 架次. 根据不同的试验目的, 先后采用了多种不同外形模型进行试验, 完成了降落伞及系统性能试验, 故障模拟试验, 降落伞强度试验、批抽检试验及贮存试验等. 其中研制初期为了验证降落伞的性能, 包括主伞选型试验、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 9. 同时由于

图 9 航弹模型

该模型气动稳定较好, 阻力面积较小, 能提供较大的开伞动压, 因此在降落伞技术状态基本确定以后, 还用来进行减速伞的强度试验. 为了验证主伞包出舱的技术方案, 在采用全尺模型之前, 采用了一种过渡模型, 如图 10. 而系统性能的试验、故障模拟试验、主伞的强度试验、批抽检试验及贮存试验等则采用了与飞船返回舱外形一致的全尺寸模型来进行, 如图 11.

经过空投试验的验证, 降落伞系统减速方案和各种工况下的工作程序设计合理, 各项性能指标满足飞船总体的要求: 飞船返回舱着陆重量为 3000 kg 时, 返回舱乘主伞在 1 km 高度的下降速度为 7.0 m/s, 乘备份主伞在 1 km 高度的下降速度为 9.0 m/s; 各级降落伞开伞所产生的最大过载不超过 5 g, 大部分过载位于 2.0~4.0 g, 大于 3.5 g 的时间均不大于 0.2 s; 在发射台救生状态下, 从弹伞舱盖起至主伞稳定下降, 全过程所需的高度不大于 1000 m, 即返回舱在离地高度 1300 m 开伞时, 降落伞系统能够保证其以安全速度着陆; 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 15 kPa, 具有足够的强度裕度. 并且根据所研究的降落伞可靠性定量评估方法, 经评估后可靠性指标也满足要求.

5 飞行验证

神舟飞船降落伞系统从 1992 年开始研制, 经历了载人飞船一期和二期的研制工作, 进行了大量的地面试验、空投试验和无人飞行试验及载人飞行试验, 期间也曾发现过一些问题, 如在神舟七号飞船之前, 主伞开伞过程中因没有牵顶伞的控制, 主伞经常存在少量的局部破损等, 通过多次改进设计完善, 包括主伞所采用的牵顶伞与剥离带相结合的预充气控制

图 10 过渡试验模型示意图

图 11 全尺寸模型

技术以提高主伞的开伞可靠性等措施后, 降落伞的可靠性不断得到增长, 到神舟八号飞行试验前, 其技术状态已固化. 目前固化的降落伞系统在神舟八号飞船研制期间, 参加了 30 余次的空投试验验证, 并经过了神舟八号至神舟十号飞船的 3 次飞行试验验证,

3 次飞行试验均确保了返回舱的安全着陆, 保证了航天员的安全返回, 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神舟飞船降落伞系统方案是合理的, 工作性能是稳定、可靠的.

6 结论

神舟飞船降落伞系统通过大量的地面试验、仿真试验、空投试验和无人飞行试验及载人飞行试验, 并经过不断改进完善后, 特别是针对特大型主伞开伞过程中的特点, 首次采用的牵顶伞与剥离带相结合的预充气控制技术, 实现了拉直初始充气过程中, 全时段对主伞顶部的有效控制, 解决主伞顶部抽打现象的发生, 确保了主伞开伞的可靠性, 固化了其技术状态并得到了 30 余次空投试验和 3 次飞行试验的验证, 降落伞系统均完好无损, 各项技术指标均满足任务要求. 结果表明神舟飞船降落伞系统工作性能稳定、可靠, 能够确保返回舱的安全着陆, 保证航天员的安全返回.

参考文献

- 1 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
- 2 李健, 唐明章. “神舟八号”飞船主伞的改进设计与试验. 航天器返回与遥感, 2011, 32: 26-32
- 3 戚发轫, 李颐黎. 巡天神舟: 揭秘载人航天器. 北京: 中国宇航出版社, 2011
- 4 童旭东, 李惠康, 葛玉君, 等. 神舟号载人飞船回收着陆分系统设计与性能评估. 航天器返回与遥感, 2004, 25: 1-6
- 5 Long L J. Design and development of the model 227 aerial recovery system. AIAA-93-1244, 1993
- 6 Watts G. Space shuttle solid rocket boost main parachute damage reduction team report. NASA TM-4437, 1993
- 7 Machin R, Stein J M, Muratore J. An overview of the X-38 prototype crew return vehicle development and test program. AIAA-99-1703, 1999
- 8 王海涛. 大型降落伞抽打现象及运动稳定性分析. 博士学位论文. 长沙: 国防科学技术大学, 2011
- 9 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
- 10 宋旭民. 大型降落伞系统动力学建模及抽鞭现象研究. 博士学位论文. 长沙: 国防科学技术大学, 2006

The deceleration strategy and reliability validation of the parachute system on the Shenzhou spacecraft

RONG Wei¹, GAO ShuYi¹, LI Jian¹, LIN Bin¹, LEI JiangLi¹, WANG HaiTao² & JIA He¹

¹ *Beijing Institute of Space Mechanics & Electricity, Beijing 100094, China;*

² *National University of Defense Technology, Changsha 410073, China*

According to the initial conditions and the constraints of the recovery and landing process for the Shenzhou spacecraft, and its related characteristics, it is put forward the overall scheme and hierarchical parachute system deceleration scheme in the paper. The parachute opening mode and working procedures is designed, especially the pre-inflation control technology with a combination of the apex parachute and vent control bridle for the large main parachute opening characteristics is used firstly. In the process of the parachute deployment and initial inflation, the effective control of the main parachute top all the time is achieved, the forming of bull whipping phenomenon is solved effectively, the reliability of the main parachute opening is ensured. The reliability of the parachute system is verified by lots of ground tests, simulation tests, drop tests, unmanned flight tests and manned flight tests. It is indicated that the parachute system for Shenzhou spacecraft is stable and reliable, which can ensure the safety of capsule landing and astronauts return.

manned spacecraft, Shenzhou spacecraft, recovery and landing system, parachute

doi: 10.1360/092014-16