嫦娥三号着陆器着陆缓冲系统设计与验证

杨建中^{①②*}, 曾福明^①, 满剑锋^①, 朱汪^①^① 中国空间技术研究院总体部, 北京 100094;^② 南京航空航天大学航空宇航学院, 南京 210016

* E-mail: jzyang1234@sina.com

收稿日期: 2014-01-26; 接受日期: 2014-03-03

国家重大科技专项工程资助项目

摘要 着陆器着陆缓冲系统是嫦娥三号着陆器的重要组成部分, 它主要用于保证嫦娥三号着陆器在月面的稳定、安全着陆以及对着陆器的长期有效支撑. 本文给出了着陆缓冲系统的主要功能要求、设计时所应考虑的主要因素及最终设计方案, 并介绍了仿真试验及地面物理试验的主要验证项目、验证方案及验证结果. 嫦娥三号着陆器在月面的稳定、安全着陆表明, 着陆缓冲系统设计所考虑的因素全面, 设计方案合理, 验证方案科学, 地面验证充分, 产品性能稳定可靠, 满足着陆要求.

关键词嫦娥三号
着陆缓冲系统
着陆缓冲机构
缓冲材料

1 引言

到目前为止, 人类探测器在月面软着陆的方式主要有两种, 即采用缓冲气囊或着陆缓冲机构实现月面软着陆. 缓冲气囊适合着陆速度较大, 着陆器体积较小, 着陆后不再返回, 且对着陆后的姿态没有严格要求或可以通过其他手段对着陆后的姿态进行二次调整的情况. 在采用缓冲气囊实现月面软着陆时, 需要认真选择着陆区, 避免着陆区的岩石刺破气囊, 从而导致气囊的缓冲失效. 着陆缓冲机构适合着陆速度较小, 着陆体积较大, 且对着陆后的姿态有一定要求的情况. 另外, 着陆缓冲机构还可以作为月面返回时的发射支架, 因此, 对于在月面着陆后还需返回的探测器而言, 一般只能采用着陆缓冲机构实现着陆缓冲^[1]. 考虑到我国月球探测“绕”、“落”、“回”三步走的战略布局^[2], 为实现“落”和“回”之间的技术衔接, 嫦娥三号采用着陆缓冲机构实现在月面的软着

陆. 根据着陆稳定性以及着陆器的构型需要, 嫦娥三号采用 4 套着陆缓冲机构组成着陆缓冲系统. 通过 4 套机构的合理布局、机构设计及地面充分验证, 保证了 4 套机构的协调工作, 进而满足了在复杂月面稳定着陆及长期有效支撑的需要.

着陆缓冲机构的设计包括缓冲材料的选择、机构构型方案设计、收拢压紧及展开锁定方案设计、缓冲器方案设计、足垫方案设计等, 通过对设计方案的全面深入的研究, 形成了一套完整的着陆缓冲系统设计方案^[3]. 为了验证方案设计的正确性, 在充分吸取已有研究成果的基础上^[4~7], 在地面进行了大量的测试以及仿真和物理试验验证工作, 包括缓冲材料的特性测试、缓冲器摩擦特性测试、展开性能试验、缓冲性能试验、着陆稳定性试验、可靠性专项试验等, 通过测试和试验方案的全面深入研究及试验实施, 形成了一套完整的着陆缓冲系统地面试验方法, 同时对设计方案及产品的性能进行了全面系统的验证,

引用格式: 杨建中, 曾福明, 满剑锋, 等. 嫦娥三号着陆器着陆缓冲系统设计与验证. 中国科学: 技术科学, 2014, 44: 440–449
Yang J Z, Zeng F M, Man J F, et al. Design and verification of the landing impact attenuation system for Chang'E-3 lander (in Chinese). Sci Sin Tech, 2014, 44: 440–449, doi: 10.1360/092014-46

为嫦娥三号在月面的稳定、安全着陆奠定了坚实的技术基础。

2 着陆缓冲机构功能及技术要求分析

2.1 着陆缓冲机构功能分析

根据嫦娥三号的任務要求, 着陆缓冲机构需具备以下功能。

1) 可以收拢、压紧及展开、锁定。为了满足运载火箭包络体积的限制要求, 发射时着陆缓冲机构处于收拢压紧状态。飞行到预定轨道后, 释放展开并锁定, 以便在着陆时获得较大的支撑面积, 更好地保证着陆稳定性的要求。

2) 有效缓冲着陆瞬时的冲击载荷。这是着陆缓冲机构的核心功能。嫦娥三号着陆器着陆瞬时具有近万焦耳的动能, 这些能量要在着陆缓冲机构与月面撞击的过程中吸收掉, 并把着陆器受到的最大冲击载荷限制在要求的范围内, 保证着陆器及其上仪器设备的安全着陆。

3) 能够承受相应的空间环境。在着陆器飞往月球的途中及到达月球表面后, 要经历高低温交变、真空以及减速发动机工作而导致的热环境, 因此在相应热控措施的辅助下, 要求着陆缓冲机构能够承受上述环境的影响。

4) 保证着陆过程中的稳定性。着陆器着陆时除了竖直向下的速度外, 还有水平速度, 同时, 着陆区的地形地貌也很复杂, 包括坡度的大小, 凹坑、凸起的大小及其分布的随机性等, 在上述复杂条件下, 着陆缓冲机构要能够保证着陆过程的稳定性, 防止着陆器翻倒, 以便于着陆后各项探测工作能够顺利开展。

5) 提供长期有效的支撑。着陆器着陆后, 着陆缓冲机构要能够提供长期有效的支撑, 以满足着陆器上有效载荷的工作需要。

6) 其他功能要求。在着陆瞬时, 着陆缓冲机构要给出相应的触月信号, 以协助判断着陆器是否着陆及实际着陆状态, 以便确定着陆后有关工作的开展顺序。

2.2 着陆缓冲机构技术要求分析

在着陆缓冲机构设计前, 需要对技术要求进行全面、深入的分析。技术要求一般包括以下内容。

1) 着陆器的质量特性。包括质量、质心位置和

绕着陆器本体坐标系 3 个坐标轴的转动惯量等。这是分析、确定着陆缓冲机构缓冲能力、判断着陆稳定性的前提条件。

2) 着陆速度。包括垂直着陆速度、水平着陆速度。该条件和着陆器的质量基本决定了所需的着陆缓冲机构的缓冲能力, 且与着陆稳定性密切相关。

3) 着陆姿态和角速度。包括描述着陆姿态的 3 个角度和对应的角速度, 它与着陆稳定性和着陆缓冲机构的缓冲能力有一定的关系。

4) 着陆面情况。包括着陆面的坡度、凸起或凹坑的尺寸及分布规律、着陆面的机械特性等。该要求与着陆稳定性密切相关, 并与着陆缓冲机构的缓冲能力密切相关。

5) 运载最大包络。包括运载的径向包络和纵向包络, 该要求影响着陆缓冲机构在发射时的收拢方式。

6) 质量、刚度、强度要求。这里的质量指着陆缓冲机构所允许的最大设计质量。质量、刚度与强度要求是着陆缓冲机构设计时需要重点解决的核心问题之一, 在满足该要求的前提下, 要确保着陆器稳定安全着陆。

7) 展开锁定要求。包括展开驱动力的裕度、展开时间、展开时的最大冲击载荷等要求。该要求决定了采用何种方法实现收拢压紧和展开锁定。

8) 缓冲特性要求。该要求是核心要求, 包括着陆器结构本体特征点处的最大冲击响应及其作用时间, 着陆稳定性要求及着陆后着陆器的姿态要求等。

9) 寿命与可靠性要求。寿命要求一般包括存储寿命和工作寿命 2 个方面, 可靠性要求一般是针对不同任务剖面(或工作阶段)给出不同的工作可靠度。

10) 接口要求。包括机械接口、热接口(热环境)、电接口(含能耗要求)要求等。这些要求一般决定了着陆缓冲机构的总装方式、总装时机、热防护的基本措施、采用的主要制造材料及元器件类型等。

3 着陆缓冲系统设计

3.1 着陆缓冲机构组成

为了满足上述要求, 每套着陆缓冲机构包括多个功能组件, 如图 1 所示^[8]。

主缓冲器。它是主要的吸能和支撑部件, 其内部填有相应的缓冲材料。主要用于缓冲着陆时的纵向冲击载荷, 并在着陆后承受着陆器的主要重量。其上

图1 嫦娥三号着陆缓冲机构组成

端通过万向节与着陆器主结构相连,下端通过球铰与足垫相连,中间通过球铰与2个辅助缓冲器相连。

辅助缓冲器,它是辅助的吸能和支撑部件,其内部同样填有相应的缓冲材料,主要用于缓冲着陆时的横向冲击载荷,并在着陆后辅助主缓冲器承受着陆器的重量。根据其具体功能的不同,又可分为多功能辅助缓冲器和单功能辅助缓冲器,前者还具有收拢压紧和展开锁定的功能。2个辅助缓冲器通过万向节分别与主结构相连。

足垫,它是主要的支撑部件,主要用于防止着陆过程中由于冲击载荷过大而导致在月面的过度下陷。同时,在着陆区地面允许的情况下,有效保证着陆器的滑移,在横向冲击较大、且滑移过程中遇到障碍时,

通过足垫周边的变形吸收部分能量,在其底部还设有相应的开关,以便在触月瞬时给出相应的指示信号。

压紧释放组件,它用于着陆缓冲机构收拢时的压紧和释放,保证发射段着陆缓冲机构满足运载的包络要求。到达预定轨道后释放,为展开锁定创造条件。该组件位于多功能辅助缓冲器上^[9]。

展开锁定组件,用于实现释放后的展开锁定,保证着陆时的支撑面积要求,提高着陆稳定性,同时保证着陆缓冲时缓冲能力的充分发挥。该组件也位于多功能辅助缓冲器上^[9]。

3.2 着陆缓冲机构关键几何参数分析

图2所示为4套着陆缓冲机构展开后的情况。着陆缓冲机构设计需要确定的关键几何参数包括 L_h 和 L_v 。 L_h 是着陆器结构最低点到足垫底面的初始高度, L_v 是相邻2个足垫中心连线与着陆器结构中心轴线之间的距离,它们均是影响着陆稳定性的重要参数。

在月球表面上往往散布着大小不等的石块等凸起物,为了确保着陆器能够安全着陆,在着陆缓冲机构缓冲完成后着陆器的底部不允许触及到这些凸起物,这就要求适当增加主缓冲器的长度。但是其长度的增加将导致着陆瞬时着陆器质心到月面的距离增大,从而降低着陆稳定性。

在满足着陆稳定性要求的前提下, L_h , L_v 应尽可能小。 L_h 的最小值 $L_{h,min}$ 可以通过下式估算

$$L_{h,min} \approx S + \Delta + T + \Delta H, \quad (1)$$

图2 (网络版彩图)着陆器翻倒过程中势能的变化

式中 S 为主缓冲器在垂直方向的位移, Δ 为着陆器着陆后结构最低点距离月面的安全预留距离, T 为足垫高度, ΔH 为着陆器着陆后相对月面的下陷深度.

一般情况下, 着陆器质心到结构最低点的距离 L_0 是已知的, 因此, 当 $L_{h,\min}$ 数值确定后, 着陆器的质心高度 H_0 可以按下式确定

$$H_0 = L_{h,\min} + L_0. \quad (2)$$

L_v 的精确值需要通过着陆稳定性分析来确定. 在设计初始阶段, 可以利用能量转换原理来初步估算 L_v 的数值. 为保证着陆过程中着陆器不翻倒, 必须满足以下条件

$$W_D \leq W_H, \quad (3)$$

其中, W_D 为着陆器翻转开始时具有的动能. W_H 为着陆器质心运动到相邻足垫球铰连线所在的竖直平面内时, 着陆器相对着陆瞬时势能的增加. $W_H = m_{\max} g' \Delta h$, 其中 $m_{\max}$ 为着陆器最大可能的着陆质量, g' 为月面重力加速度, Δh 为翻倒过程中质心的升高值, 如图 2 所示. 由(3)式可知, 只要着陆瞬时着陆器的动能不大于翻倒过程中着陆器势能的增加, 着陆器就不会翻倒.

W_H 可以按主缓冲器不缩短、足垫不下陷来估算, 即 $\Delta h = \sqrt{H_0^2 + L_v^2} - H_0$. 在满足(1)~(3)式的基础上, L_v 值的尽可能小. 在实际着陆过程中, 缓冲器会吸收部分能量, 同时主缓冲器压缩会导致质心降低, 所以上述估算存在一定误差. 但是该公式的物理意义明确, 作为初步设计时对 L_v 的估算还是非常有意义的.

3.3 缓冲能力确定

着陆缓冲机构需要吸收的总能量主要包括以下两部分, 第一, 着陆器着陆瞬时具有的动能; 第二, 由于缓冲器工作和足垫下陷而导致的着陆器的势能减少. 由于足垫下陷的距离以及此过程中月面的变形吸能量难以确定, 在初步设计时, 可以假设由于足垫下陷而导致的势能的减少量与月面的变形吸能量相同, 因此这两项能量的减、增相互抵消. 此假设的物理意义是着陆器在刚性月面上着陆.

对于主缓冲器而言, 主要用于缓冲竖直方向冲击载荷. 着陆过程中由主缓冲器吸收的总能量为

$$W = \frac{1}{2} m_{\max} v_v^2 + m_{\max} g' H, \quad (4)$$

式中 W 为由主缓冲器吸收的总能量, v_v 为着陆器相对月面的最大竖直着陆速度, $m_{\max}$ 为最大可能的着陆质量, H 为从着陆开始瞬间到稳定着陆后由于主缓冲器压缩而导致的着陆器质心最大可能的下降高度, g' 为月面的重力加速度.

在着陆缓冲机构设计时, 要考虑可能的极限工况. 例如当 4 套着陆缓冲机构不是同时着陆, 而是以一定的水平速度, 以 1-2-1 的着陆模式在具有凹坑或凸起的斜坡上着陆时, 就会出现某套着陆缓冲机构的吸能量明显大于其他着陆缓冲机构的情况. 1-2-1 是 4 套着陆缓冲机构着陆顺序的一种表达方式, 即其中 1 套着陆缓冲机构先着陆, 而后 2 套着陆缓冲机构同时着陆, 接下来最后 1 套着陆缓冲机构着陆. 着陆缓冲机构的具体形式不同、着陆区的地貌不同、着陆时的初始速度不同, 着陆极限工况会有所区别. 在设计初期可以假设每个主缓冲器的最大吸能能力为

$$A_{\max} = a_0 W, \quad (5)$$

式中 $A_{\max}$ 为每个主缓冲器的最大吸能能力, a_0 为 0.6~0.7 之间的某一常数.

对于辅助缓冲器而言, 主要用于缓冲水平方向的冲击载荷. 可以按单个辅助缓冲器吸收整个着陆器水平方向的全部动能考虑, 即单个辅助缓冲器的最大吸能能力可按下式估算

$$B_{\max} = \frac{1}{2} m_{\max} v_h^2, \quad (6)$$

式中 $B_{\max}$ 为单个辅助缓冲器的最大吸能能力, v_h 为最大水平着陆速度, $m_{\max}$ 的意义同上.

事实上, 由于着陆缓冲机构的构型不同, 辅助缓冲器在拉伸和压缩时吸收的能量不同, 前者往往大于后者, 且可能大于(6)式的计算值. 着陆瞬时主缓冲器轴线与着陆器轴线的夹角越大, 辅助缓冲器越容易发生拉伸变形, 着陆过程中吸收的能量也越多.

4 着陆缓冲机构方案设计

4.1 主缓冲器设计方案

主缓冲器设计包括 2 个核心内容: 即缓冲设计和强度设计. 通过缓冲设计选择合理的缓冲材料及适当的缓冲力. 通过反复比较, 最终选择了铝蜂窝作为缓冲材料^[10]. 缓冲力分为 2 个级别, 并通过两种不同

强度的铝蜂窝实现, 如图 3 所示. 第一级的缓冲力较小, 用来应对理想着陆工况, 即 4 套着陆缓冲机构在水平月面同时着陆. 第二级的缓冲力较大, 用于应对极限着陆工况, 可以吸收较多的冲击能量.

主缓冲器为活塞筒式结构, 主要由万向节、限位环、铝蜂窝、外筒、内筒、球铰等部件组成, 如图 4 所示. 多段强、弱铝蜂窝串连在一起, 为了防止铝蜂窝发生局部失稳, 保证缓冲力的平稳性, 在铝蜂窝之间安装限位环^[10].

4.2 辅助缓冲器设计方案

考虑到着陆时辅助缓冲器可能受拉伸, 也可能受压缩, 因此辅助缓冲器需要具备拉、压双向吸能能力. 图 5 是辅助缓冲器的吸能能力示意图. 其中左侧为压缩吸能能力, 右侧是拉伸吸能能力.

多功能辅助缓冲器除了具有拉、压双向缓冲能力外, 还具有压紧释放、展开锁定功能, 因此其组成也相对复杂, 包括万向节、压紧释放装置、外筒、铝蜂窝、中筒、钢球锁、内筒、展开弹簧、球铰、拉杆、微动开关等部件, 如图 6 所示. 通过压紧释放装置把内筒与外筒锁紧在一起, 实现收拢压紧, 以满足运载火箭的包络要求. 当着陆缓冲机构需要在轨展开时, 压紧释放装置点火工作, 解除外筒与内筒之间的连接, 内筒在展开弹簧的作用下, 相对外筒向外伸长, 到达预定位置后, 内筒与中筒相对锁定, 并且给出展

图 3 (网络版彩图)主缓冲器吸能示意图

图 4 主缓冲器示意图

开到位的信号^[9]. 辅助缓冲器在承受压缩载荷时, 通过铝蜂窝的塌陷变形来缓冲吸能, 在承受拉伸载荷时, 通过两根拉杆的塑性拉伸变形来缓冲吸能. 拉杆缓冲吸能元件采用专门的常温超塑性材料制造.

与多功能辅助缓冲器相比, 单功能辅助缓冲器少了压紧释放和展开锁定 2 项功能, 因此单功能辅助缓冲器的组成简单得多.

4.3 足垫设计方案

足垫主要用来实现着陆时支撑、滑移、辅助变形吸能, 并给出触发信号, 它主要由连接法兰、触发开关和盆体 3 部分组成, 如图 7 所示.

连接法兰的主要功能是实现主支柱球铰与足垫的可靠连接, 并通过斜筋把集中载荷有效扩散. 盆体用于实现载荷传递、平稳滑移和局部缓冲等功能. 触月开关用于在着陆瞬时给出着陆信号. 在每个足垫底部布置有 3 个开关, 任何 1 个开关被触发, 就能给出着陆信号.

5 仿真分析验证

由于着陆缓冲机构工作过程中的环境复杂, 影响因素多, 因此, 除了在地面进行有限次数的物理试验对机构的性能进行验证外, 更多的是通过仿真试验验证机构的性能. 通过仿真不仅可以在设计阶段就能对机构的性能进行全面了解, 同时还可以对机构性能进行快速优化. 仿真分析包括强度与刚度的仿真分析、展开性能仿真分析、着陆缓冲性能仿真分析、着陆可靠性仿真分析等, 其中着陆缓冲性能分析是最重要的分析工作.

由于着陆过程分析所涉及的参数很多, 工作量很大, 因此需要建立着陆动力学参数化仿真分析模型, 以便快速完成着陆分析工作. 着陆过程仿真模型参数化工作包括着陆缓冲机构模型参数化、着陆面

图 5 (网络版彩图)辅助缓冲器吸能示意图

模型参数化、着陆初始条件的参数化以及输入载荷的参数化等。着陆过程动力学仿真参数化旨在实现针对不同机构构型、不同着陆工况下动力学仿真的快速建模、求解以及仿真结果的自动提取,其流程如图 8 所示。根据着陆缓冲机构的构型和工作原理,其参数化变量如表 1 所示。

着陆面模型的参数化变量主要包括着陆面坡度 α 和着陆面凹坑深度 D_d 等,如图 9 所示。其中,着陆面绝对坐标系的方向与着陆面固定坐标系一致,坐标原点固连于着陆面,位于离着陆面最近的足垫的正下方。着陆面相对坐标系由着陆面绝对坐标系 $-Y_L$ 轴倾斜 α 角得到。以着陆面相对坐标系作为参照,依据不同的 α 和 D_d 建立参数化的着陆面模型。

着陆初始条件的参数化主要包括着陆速度和着陆姿态的参数化。着陆速度可分解为沿着着陆面固定坐标系 X 轴的竖直速度和 YZ 平面内的水平速度。着陆器的着陆姿态通过偏航角、俯仰角和滚动角来描述。着陆初始条件参数化变量如表 2 和图 10 所示。

输入载荷主要包括主、辅缓冲器的缓冲力以及足垫与着陆面之间的碰撞作用力等。

通过参数化模型对着陆过程进行了大量的仿真分析工作,找到了着陆缓冲机构可以适应的极限着陆条件,包括极限着陆速度、极限月面坡度以及极限着陆质量等,同时为着陆缓冲机构构型及缓冲力的优化提供了技术支撑。

6 地面物理试验验证

6.1 物理试验的策划

为了确保着陆缓冲机构的最终性能满足设计要求,需要在每一个研制阶段分别开展相应的验证试验,暴露设计、生产、使用等方面可能存在的问题,并采取合理的措施进行改进。在方案研究阶段,主要对缓冲机构的基本性能进行验证,重点开展缓冲材料的常温性能试验、缓冲器的性能试验、单套着陆缓冲机构缓冲以及展开、锁定等基本性能试验。在初样研制阶段,需要对缓冲机构的性能进行全面的验证,重点开展展开及缓冲摩擦阻力测试、着陆缓冲机构组合缓冲性能试验、着陆稳定性试验以及环境鉴定试验等。在正样研制阶段,对即将用于飞行试验的产品进行有限类别和有限次数的非破坏性试验,包括展开摩擦阻力测试、展开性能试验以及缓冲抽检试验、环境验收试验等。

为了考核着陆缓冲机构的可靠性指标是否满足要求,在初样阶段末期、正样阶段初期还要开展可靠性鉴定试验。可靠性鉴定试验的方案及可靠性数据评估方法的确定是一项复杂的工作,需要设计师和相应的专家密切配合,针对最关心的性能指标及其

图 6 多功能辅助缓冲器展开状态示意图

表 1 着陆缓冲机构参数化变量

名称	变量
主缓冲器与结构本体连接点坐标	(X_p, Y_p, Z_p)
辅助缓冲器与结构本体连接点坐标	(X_{s1}, Y_{s1}, Z_{s1}) (X_{s2}, Y_{s2}, Z_{s2})
主缓冲器与辅助缓冲器连接点坐标	$(X_{p-s1}, Y_{p-s1}, Z_{p-s1})$ $(X_{p-s2}, Y_{p-s2}, Z_{p-s2})$
主缓冲器与足垫连接点坐标	$(X_{p-f}, Y_{p-f}, Z_{p-f})$
主缓冲器外筒长度	L_{pw}
主缓冲器内筒长度	L_{pn}
辅助缓冲器外筒长度	L_{sw}
辅助缓冲器外筒长度	L_{sn}
足垫直径	D_f

图 7 足垫结构示意图

测量方法, 并结合相应的统计学理论进行反复的论证, 在此基础上确定合理的试验方案及可靠度评估方法。

物理试验与仿真分析密不可分, 二者相互补充, 相互支撑。通过仿真试验, 可以对物理试验的结果进行预示, 避免可能产生的重大损失, 同时指导物理试验工况的合理确定, 使有限次数的物理试验更具代

表性、针对性。通过对二者试验结果的分析、比对, 即可以查找影响物理验证试验结果的误差因素, 进而设法减小物理试验误差, 也可以指导仿真模型的完善, 提高仿真的精度。

与仿真分析的验证重点相似, 物理试验的验证重点也是着陆缓冲性能的验证。

6.2 缓冲性能试验

通过缓冲试验不仅要获得单套着陆缓冲机构的缓冲能力, 以及 4 套着陆缓冲机构的组合缓冲能力, 而且还可以获得足垫在着陆时遇到障碍物后的支撑能力、变形情况, 同时验证触月开关在着陆时的触发性能。

单套着陆缓冲机构的缓冲试验一般在专用的试验台上完成。试验台由承力柱、导轨、起吊装置、释放装置和测力平台组成, 如图 11 所示。其中, 着陆缓冲机构与模拟着陆质量一吊篮相连, 吊篮通过释放装置与起吊装置相连, 可沿导轨在竖直方向移动。吊挂点位于吊篮重心处, 通过调整配重的重量以及投放高度等, 保证着陆缓冲机构承受的冲击载荷、缓冲能量等要求。为了准确测量着陆时的冲击载荷, 在模拟着陆面的下面安放专用的测力平台, 在主缓冲器和辅助缓冲器与吊篮的接口处设置相应的测力传感器, 分别用于测量主缓冲器、辅助缓冲器对吊篮的作用力。通过高速摄像机对着陆过程进行拍摄, 以进一步观察、分析着陆过程中各缓冲器的拉、压变形情况。

图 8 动力学仿真参数化流程

表 2 着陆初始条件参数化变量

竖直速度	水平速度	偏航角	俯仰角	滚动角	偏航角速度	俯仰角速度	滚动角速度
V_v	V_h	A_p	A_f	A_g	ω_p	ω_f	ω_g

图 9 (网络版彩图)着陆面模型参数化示意图

图 10 (网络版彩图)着陆初始条件参数化变量示意图

图 11 冲击试验示意图

冲击过程中, 由安装于着陆缓冲机构足垫及吊篮上的冲击加速度传感器记录相应的冲击输入及响应值。

试验过程中, 通过在测力平台的上表面分别设置不同形状的障碍物, 并控制足垫与障碍物的相对

位置来模拟着陆时足垫可能遇到的特殊着陆地貌, 如图 12 所示。

通过在测力平台的上表面铺设不同的材料, 来模拟着陆区月面摩擦系数不同的情况。通过将着陆缓冲机构直接落入填有模拟月壤的沙箱中, 同时控制箱内模拟月壤的密实程度、模拟月壤的深度、沙箱的截面积等, 来验证当着陆区月面的支撑力不同时, 触发开关能否正确给出相应的指示信号, 如图 13 所示。图 14 为足垫及吊兰中心的冲击加速度测试曲线。

4 套着陆缓冲机构组合缓冲能力的验证, 如图 15 所示。试验时将着陆器模拟结构通过电磁解锁装置与双摆杆相连, 根据投放速度的要求, 通过卷扬机把着陆器模拟结构拉偏一定的角度, 而后释放卷扬机, 让双摆杆自由摆动, 当下表面摆动到最低位置时, 释放着陆器模拟结构, 使其按期望的速度投放。姿态调节装置可以实现绕 3 个正交轴的旋转角度的调整, 从而可以模拟不同的着陆姿态。通过在地面铺设专用的模拟月壤, 可以模拟不同月面的机械特性。通过在

图 12 (网络版彩图)着陆地貌模拟

图 13 (网络版彩图)月面支撑力模拟

图 14 (网络版彩图)足垫及吊篮中心的冲击加速度测试曲线

着陆场设置相应的凸起、凹坑, 可以模拟月面的形貌. 通过上述模拟量的不同组合, 可以模拟多种可能的着陆状态.

该试验要模拟、测量的参数多, 试验实施的难度大, 代价高, 因此, 该试验需要结合相应仿真分析的结果来开展, 针对那些恶劣的、典型的着陆工况进行

有限次数的试验验证.

某次模拟在带有凹坑的斜坡上着陆的情况如图 16 所示. 这是一种十分严酷的着陆工况.

缓冲试验表明, 在预期的月面形貌、着陆速度、着陆姿态及着陆质量下, 着陆缓冲机构均能可靠缓冲, 保证着陆器稳定安全着陆.

7 结论

本文结合我国嫦娥三号着陆缓冲系统的研制经验, 系统介绍了着陆缓冲机构设计、分析与地面试验验证的方法及主要内容, 并对设计所需考虑的关键因素及地面验证的重点项目进行了详细说明. 嫦娥三号着陆器在月面的安全、稳定着陆, 充分证明了着陆缓冲系统设计的正确性及地面验证的全面性、有效性. 嫦娥三号着陆缓冲系统的设计、分析及试验验证方法对于后续月球及其它深空着陆探测缓冲系统的工程研制具有积极的指导意义.

图 15 组合缓冲试验示意图

图 16 (网络版彩图)组合缓冲试验着陆过程

(a) 着陆瞬时; (b) 沿地面滑动; (c) 缓冲结束

参考文献

- 1 Rogers W F. Apollo experience report: Lunar landing gear subsystem. NASA Technical Note, TN D-6805. 1972
- 2 叶培建, 彭兢. 深空探测与我国深空探测展望. 中国工程科学, 2006, 8: 13–18
- 3 曾福明, 杨建中, 满剑锋, 等. 月球着陆器着陆缓冲机构设计方法研究. 航天器工程, 2011, 20: 46–51
- 4 朱汪, 杨建中. 月球着陆器软着陆机构着陆稳定性分析. 宇航学报, 2009, 30: 1792–1796
- 5 王春洁, 郭永. 着陆器软着陆机构的动力学分析. 北京航空航天大学学报, 2009, 35: 183–187
- 6 张则梅, 聂宏, 陈金宝, 等. 月球探测器着陆冲击试验及关键技术研究. 宇航学报, 2011, 32: 267–276
- 7 罗昌杰, 邓宗全, 刘荣强, 等. 基于零力矩点理论的腿式着陆器着陆稳定性研究. 机械工程学报, 2010, 46: 38–45
- 8 曾福明, 杨建中, 满剑锋, 等. 一种探测器着陆缓冲机构. 国防发明专利, ZL200910122468.7, 2013-5-8
- 9 Yang J Z, Zeng F M, Man J F et al. Deployment characteristics of a new landing gear for lunar lander. In: The 64th International Astronautical Conference (IAC), Beijing, 2013
- 10 杨建中, 满剑锋, 曾福明, 等. 一种着陆探测器铝蜂窝变形缓冲器. 实用新型专利, ZL201120551968.5, 2012-9-26

Design and verification of the landing impact attenuation system for Chang'E-3 lander

YANG JianZhong^{1,2}, ZENG FuMing¹, MAN JianFeng¹ & ZHU Wang¹

¹ Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China;

² College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China

Landing impact attenuation system is one of the important segments for Chang'E-3 lander, which ensures Chang'E-3 lander a stable and reliable landing at touchdown, and a successive support for a long run on the lunar surface. In this paper, the primary requirements, chief factors of the system design and final scheme are introduced. Verification aspects, formulation and results of both experiment and simulation are presented. The successful landing indicated that the attenuation system design and test for Chang'E-3 lander is rational and reliable. The system met the landing requirements completely.

Chang'E-3 lander, landing impact attenuation system, landing gear, attenuation material

doi: 10.1360/092014-46