

月球探测器着陆冲击试验的地面支持设备设计

李晓欢, 易旺民, 祝亚宏
(北京卫星环境工程研究所, 北京 100094)

摘要: 月球探测器着陆冲击试验是验证探测器着陆机构性能的重要手段, 而着陆冲击模拟试验设备是实现冲击试验的必要条件。文章给出了冲击试验对试验设备的功能要求, 并针对其中的技术难点进行了分析, 提出了解决方案, 介绍了试验设备的组成、主要功能、关键部件的设计等; 通过对释放装置、单梁吊具的载荷试验, 及着陆冲击试验系统的联合调试试验, 验证了该着陆冲击模拟试验设备设计的合理性和可靠性。

关键词: 月球探测器; 着陆冲击试验; 模拟试验设备; 释放装置

中图分类号: V465

文献标志码: A

文章编号: 1673-1379(2013)02-0213-06

DOI: 10.3969/j.issn.1673-1379.2013.02.021

0 引言

月球探测器在月面着陆时依靠着陆缓冲机构吸收部分冲击载荷和冲击能量, 以保证探测器安全着陆^[1-3]。月球探测器实施缓冲着陆所承受的力学载荷环境很复杂、也很严酷^[4-5]。为了验证探测器着陆瞬时的抗冲击特性、月面着陆的稳定性和可靠性, 需要在地面开展着陆冲击模拟试验。

利用着陆冲击模拟试验设备(以下简称试验设备)将月球探测器提升到预定的高度, 然后将其释放作自由落体运动^[6], 同时采用高速摄影机拍摄着陆的序列图像; 再利用数据处理软件对采集的图像进行处理, 从而获得探测器着陆运动的姿态数据、位移数据和速度数据。探测器着陆所引起的冲击载荷, 由冲击响应测试系统负责采集和过程监控。测点的加速度响应、结构应变响应分别由加速度传感器、应变计采集并转换成电信号, 经由信号调适器、动态应变仪放大滤波后输入到数据采集处理系统进行存储、处理、分析, 最终形成各测点的响应数据曲线。

整个试验系统比较复杂, 本文重点介绍着陆冲击模拟试验设备的研制情况。

1 试验设备研制要求

为了模拟月球探测器降落和着陆过程, 完成着

陆冲击试验的目标, 要求试验设备有以下功能:

1) 吊装功能。试验设备能够将探测器起吊到试验规定的高度, 并使探测器保持要求的初始投放姿态。由于每个探测器的质心位置不同, 为了保持投放姿态, 要求试验设备具有质心调节功能。

2) 释放功能。当探测器满足投放姿态要求, 试验设备能够快速解锁, 使探测器以要求的初始投放速度释放并作自由落体运动。探测器在释放过程、下落过程和着陆冲击过程中, 试验设备不应对其产生任何干扰。释放过程的操作应简单、可靠、可控, 并可重复释放。

3) 姿态调整功能。由于探测器受结构所限只能采用2点起吊, 而难以保证水平状态, 因此探测器在起吊过程中会发生晃动。当起吊到规定高度后, 探测器的投放姿态难以直接由起吊装置保证, 因此试验设备需要具有调整及稳定探测器姿态的功能。

4) 限位功能。探测器在落到地面时需要数据进行数据采集, 要求试验设备不得与着陆地面发生碰撞而对试验结果产生影响, 因此试验设备必须具有限位功能, 控制自身的运动轨迹。

为了实现上述功能, 完成着陆冲击试验任务, 试验设备必须解决以下技术难点:

1) 快速解锁释放。由于对探测器的初始投放

收稿日期: 2012-11-06; 修回日期: 2013-03-21

基金项目: 探月工程二期

作者简介: 李晓欢(1980—)女, 硕士研究生, 主要从事航天器地面支持设备技术研究工作。E-mail: lixhdyx@163.com。

姿态和速度要求很高,所以要求试验设备具有快速响应的解锁装置。如果试验设备不能迅速解锁,就无法保证探测器的投放姿态,将会直接影响试验的准确性。

2) 投放姿态的控制。由于探测器的起吊状态不稳定,如果在起吊到试验高度后无法有效控制初始姿态,也会使试验结果产生较大的偏差。

3) 试验设备的干扰性。保证试验设备在解锁后不与探测器发生相互作用,即对探测器的自由落体运动以及着陆区采集数据不产生干扰,以保证试验结果的有效性。

2 试验设备方案设计

针对着陆冲击试验的要求和上述功能需求,对试验设备的方案进行了设计:试验设备采用释放装置和单梁吊具组合的方式。单梁吊具通过2个吊点转接件与探测器连接,其吊环与释放装置连接。在释放装置和单梁吊具之间安装限位绳,用于实现试验设备的限位功能。为了满足姿态调整功能需求,在探测器上安装具有微调功能的牵引绳,通过调节牵引绳的长度,控制探测器的姿态。试验设备结构如图1所示。

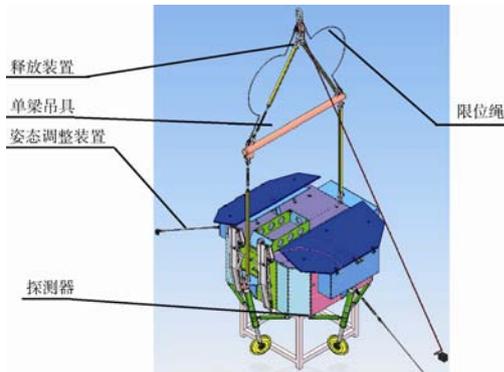


图1 着陆冲击试验设备示意

Fig. 1 Ground supporting equipment for landing impact test

试验时,先将单梁吊具的吊环与释放装置连接,再将限位绳的两端分别与释放装置和单梁吊具的吊环连接,然后将单梁吊具与探测器连接固定。姿态调整装置与探测器连接,当探测器吊装到预定的高度后,调整探测器的投放姿态。当投放姿态满足要求后,释放装置解锁释放,由于与探测器连接的吊点转接件与探测器的质量之比很小,所以对试验的影响可以忽略不计。在探测器着陆后,通过限位绳控制单梁吊具下落距离,使之不与探测器发生

干涉或碰撞。

2.1 单梁吊具的结构

探测器吊装采用单梁吊具。单梁吊具的上方有1个吊环,用于与释放装置相连。在吊环与吊梁之间连接有2根斜拉吊带,其中1根吊带上装有1个用于姿态调整的调节螺丝;吊梁的下方还有2根垂直吊带,而在吊带的最下端有2个吊点连接件,其中1个连接件直接与探测器连接,在该吊带上还装有1个用于姿态调整的调节螺丝;另1根吊带上的连接件与大质量砝码连接。单梁吊具的结构如图2所示。

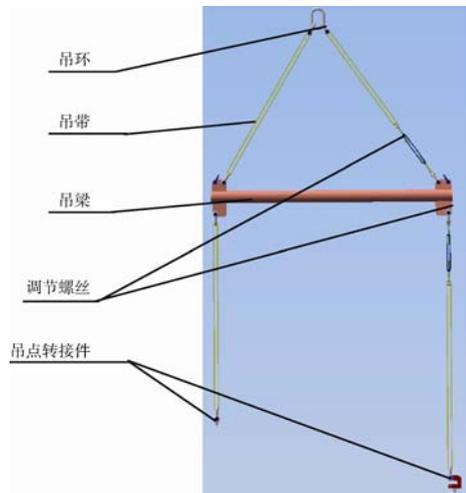


图2 单梁吊具示意

Fig. 2 Single-beam hoist

2.2 释放装置的结构

由于探测器的运动轨迹与初始运动速度有关,所以释放装置的解锁释放必须满足探测器的初始运动状态要求。经过大量的调查研究,决定采用弹簧钩来实现释放功能(因火工解锁的方式会给探测器造成冲击,难以满足探测器投放初始速度要求)。弹簧钩子系统专用于高空吊装投放作业,其主要由摇臂组件、槽型壳体和电磁释放机构组成,工作原理是:在悬挂重物前,将摇臂组件的钳口封闭,然后用悬挂物吊耳顶压入弹簧钩的钳口处,钳口处的卡钩可以防止吊耳从钳口处滑脱;通过按压投放按钮,电流驱动电磁释放机构来启动摇臂组件工作,使钳口处的卡钩反方向转动,钳口打开,悬挂物在重力作用下自由下落。弹簧钩也可以机械解锁,通过用手按压机械释放压板,使摇臂组件动作,打开钳口处的卡钩。

释放装置主要由吊环、弹簧钩子系统、吊耳、卸扣等组成,如图 3 所示。使用时,将其上面的吊环挂到天车吊钩上,而后将单梁吊具的吊环安装到下端的卸扣上,再将吊耳压入到弹簧钩的钳口内;通过弹簧钩子系统的控制来实现探测器释放。

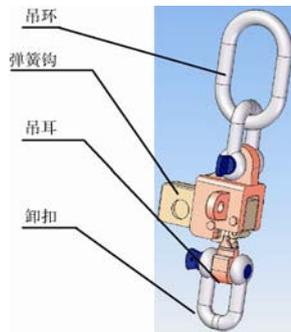


图 3 释放装置结构示意图
Fig. 3 Releasing device

2.3 姿态调整措施

探测器的姿态可采用一些调整措施来实现,主要有牵引绳、调节螺丝以及二者的组合方式等,如图 4 所示。

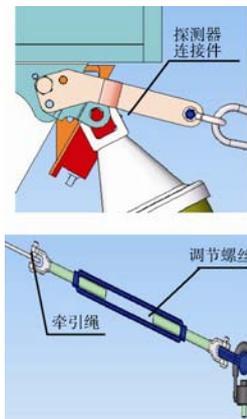


图 4 姿态调整连接方式示意

Fig. 4 Connection modes of attitude adjusting instrument

探测器起吊前,将 2 根牵引绳一端连接在探测器相应位置处,它们的另一端与可移动大质量砝码连接;在探测器起吊过程中,通过牵拉牵引绳来避免起吊过程中探测器发生大幅晃动;当探测器到达预定高度后,将大质量砝码移动到合适的位置并固定,通过调节螺丝控制保护绳的长度调整探测器的姿态,使用标尺测量 4 个着陆点的高度,直到满足投放姿态要求。

2.4 限位措施

探测器的限位采用限位绳,即在释放装置吊环

和单梁吊具的吊环之间安装限位绳。试验时,释放装置的吊环与天车吊钩连接固定不动,因此限位绳的一端可以看作为定点;当释放装置解锁后,单梁吊具随探测器下落,限位绳的另一端也随着单梁吊具一起运动;当单梁吊具的下降高度超过限位绳的长度时,限位绳被拉直并反作用于单梁吊具,使单梁吊具不能继续下落,从而避免与探测器相撞。

假设探测器起吊高度为 H ,那么限位绳的理论长度为

$$D_{\text{理论}} = H + \Delta H + L, \quad (1)$$

式中: H 为预定的投放高度; ΔH 为着陆缓冲机构最大收缩距离; L 为解锁状态限位绳首尾两端安装高度差。

当探测器着陆后,由于受到限位绳的牵拉,单梁吊具将发生一定程度的反弹,如果限位绳按照理论长度设计,则试验过程中单梁吊具的反弹运动会反作用于探测器,使探测器受到外力的作用,影响试验结果。因此限位绳应有一定的设计余量 ΔL ,使单梁吊具在探测器着陆后能继续下降一定的高度,同时保证单梁吊具下降到最低位置时不与探测器发生碰撞,即 ΔL 应小于未解锁状态时单梁吊具的横梁与探测器的最小距离。那么限位绳的实际长度为

$$D_{\text{实际}} = H + \Delta H + L + \Delta L, \quad (2)$$

式中 ΔL 为探测器着陆后单梁吊具继续下落的高度。当单梁吊具下降到最低位置时,用于起吊探测器的两根垂直吊带为松弛状态,不再受拉力作用,由于受到限位绳的拉力作用和吊车吊钩摆动的影响,垂直吊带会发生一定幅度的摆动,垂直吊带的摆动主要受单梁吊具中的吊梁重量和 ΔL 的影响,吊梁重量越小、 ΔL 越大,吊带的摆动幅度越大,因此要合理设计 ΔL 。

3 释放装置载荷测试试验

3.1 载荷测试试验

释放装置是悬挂探测器的关键部件,为了验证其承载能力确保起吊的可靠性,进行了载荷测试试验。试验使用 WE600 型液压万能试验机,采用 MDAC 数据自动采集测量系统。试验前在弹簧钩子系统的卡钩上粘贴应变片 1,在吊耳与卡钩贴合位置粘贴应变片 2 和应变片 3,应变测点位置如图 5

所示。将弹簧钩和吊耳按照试验状态安装在试验机上,连接应变测试设备并调零,缓慢加载到 5000 kg,进行应变数据采集。



图5 应变测点分布

Fig. 5 Arrangement of strain measuring points

3.2 试验结果

释放装置加载 5000 kg,外观检查无明显塑性变形和裂纹等现象。手动进行投放操作,弹簧钩工作状态正常,检查吊耳环肩与弹簧钩接触部位有轻微压痕。应变测量数据见表 1,与应变相对应的应力按照公式 $\sigma=E \times \varepsilon$ (E 取 210 GPa)计算得到数据见表 2。吊耳和弹簧钩选用优质合金钢制造,经过相应的热处理后,具有较好的材料性能,通过计算并与表 2 的数值比较,满足使用安全性能要求。

表 1 释放装置载荷试验应变测量数据

Table 1 Strain measurement data of releasing device's load test
单位: $\mu\varepsilon$

测点号	测试仪器调零	加载 5000 kg	回零
1	0	-1403.37	-23.292
2	0	-1210.15	-198.515
3	-0.529	-384.854	-275.274

表 3 单梁吊具载荷试验应变测量数据

Table 3 Strain measurement data of single-beam hoist's load test

单位: $\mu\varepsilon$

测点号	测试仪器调零	加载保持时间						回零
		5 min	10 min	15 min	20 min	25 min	30 min	
1	-3.71	-36.55	-38.67	-40.79	-41.32	-41.32	-42.91	-7.95
2	0.53	-127.67	-127.67	-127.14	-128.2	-129.79	-129.79	-1.06
3	0	232.07	230.48	229.95	230.48	232.07	226.23	-2.65
4	3.72	-66.75	-94.29	-113.89	-129.26	-143.03	-156.8	-1.96
5	-3.18	-232.55	-230.96	-232.02	-232.55	-234.14	-232.55	-3.22
6	-0.53	-11.12	-11.65	-12.71	-13.77	-15.36	-18.01	-3.18
7	1.06	13.28	12.21	10.09	10.09	10.62	7.44	-1.36

表 4 单梁吊具载荷试验应力计算数据

Table 4 Stress calculation data of single-beam hoist's load test

单位: MPa

测点号	测试仪器调零	加载保持时间						回零
		5 min	10 min	15 min	20 min	25 min	30 min	
1	-0.78	-7.68	-8.12	-8.57	-8.68	-8.68	-9.01	-1.67
2	0.11	-26.81	-26.81	-26.70	-26.92	-27.26	-27.26	-0.22

表 2 释放装置载荷试验应力计算数据

Table 2 Stress calculation data of releasing device's load test
单位: MPa

测点号	测试仪器调零	加载 5000 kg	回零
1	0.000	-294.708	-4.891
2	0.000	-254.132	-41.688
3	-0.111	-80.819	-57.808

4 单梁吊具载荷测试试验

4.1 载荷测试试验

为了验证单梁吊具的起吊能力,对其进行载荷测试试验。试验所加载荷为额定载荷的 125%。试验前在单梁吊具上不同的位置粘贴 7 个应变片,使用 MDAC 数据自动采集测量系统。载荷试验前,采用压板压紧方式将单梁吊具与承力地轨连接。吊车起吊单梁吊具实现加载,达到试验载荷后保持 30 min,每隔 5 min 采集一次应变测试数据,在起吊状态下测量挠度,之后吊具卸载。载荷试验结束后用 10 倍放大镜检查各部位有无损伤,记录观测结果。

4.2 试验结果

载荷试验结束后,经观测单梁吊具没有出现塑性变形和裂纹等现象。应变测量数据见表 3,与应变相对应的应力按照公式 $\sigma=E \times \varepsilon$ (E 取 210 GPa)计算得到数据见表 4。按照应变计算测点应力最大值低于许用应力,最大挠度小于变形要求,吊具载荷试验验证合格。

续表 4

测点号	测试仪器 调零	加载保持时间						回零
		5 min	10 min	15 min	20 min	25 min	30 min	
3	0.00	48.73	48.40	48.29	48.40	48.73	47.51	-0.56
4	0.78	-14.02	-19.80	-23.92	-27.14	-30.04	-32.93	-0.41
5	-0.67	-48.84	-48.50	-48.72	-48.84	-49.17	-48.84	-0.68
6	-0.11	-2.34	-2.45	-2.67	-2.89	-3.23	-3.78	-0.67
7	0.22	2.79	2.56	2.12	2.12	2.23	1.56	-0.29

5 着陆冲击模拟试验设备的调试试验

利用探测器模拟件对试验设备、模拟着陆面、高速摄影机和冲击响应测试系统等进行了多次联调试验, 以调试和验证各试验系统的功能。

5.1 试验过程

1) 试验设备与探测器模拟件进行连接; 安装姿态调整装置, 将其固定在可移动大质量砝码上; 牵引绳处于松弛状态, 确保模拟件能够顺利起吊。

2) 缓慢起吊模拟件, 使其保持水平; 当模拟件起吊至预定的高度时, 拉紧牵引绳, 使其保持静止。

3) 用标尺测量着陆缓冲脚垫距离着陆面的高度, 并通过微调牵引绳的长度使这一高度满足试验要求, 锁定并使模拟件保持稳定。

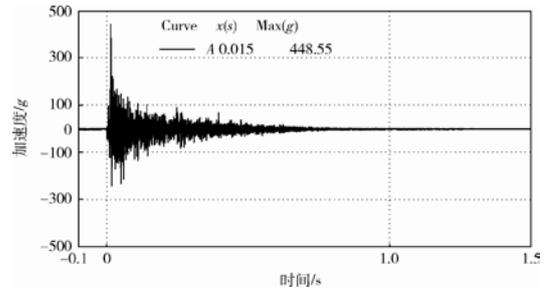
4) 按下电动开关使释放装置解锁, 模拟件下落并撞击数据模拟件。

5) 在下落过程中, 高速摄影机同时工作; 在撞击模拟件时, 数据采集系统工作, 完成图像和数据的采集。

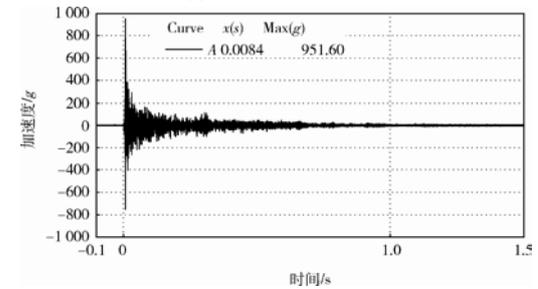
6) 根据不同的投放高度, 重复 1) ~5) 的步骤, 进行 3 次试验。

5.2 试验结果

试验中, 冲击响应测试系统采用 8 个三向加速度传感器、8 个应变传感器, 共计 32 个测试通道, 试验测试结果表明各通道数据正常且可清晰判读, 图 6~图 7 给出了部分试验测试数据曲线。试验结果与理论计算相符, 表明试验设备的释放装置解锁响应速度满足探测器初始运动状态的要求, 姿态调整装置能达到探测器初始投放状态的调整要求, 限位绳的长度设计合理, 能有效控制单梁吊具的下降高度同时不对试验结果产生影响, 试验设备整体性能满足使用要求。

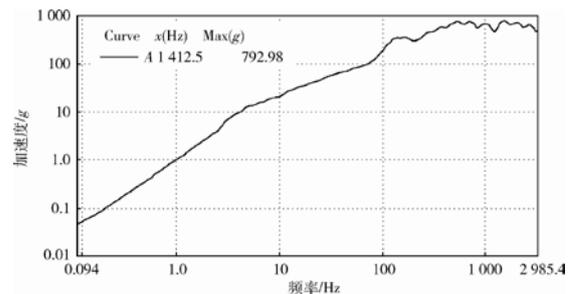


(a) 投放高度为 0.5 m

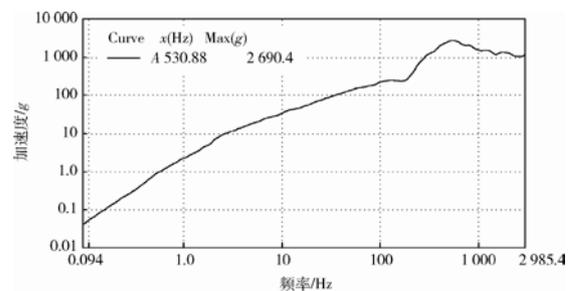


(b) 投放高度为 0.84 m

图 6 1 号测点 z 向冲击响应时域信号
Fig. 6 Time-domain signal of impact response along z-axis at measuring point 1 when the release altitudes are 0.5 m and 0.84 m



(a) 投放高度为 0.5 m



(b) 投放高度为 0.84 m

图 7 1 号测点 z 向冲击响应谱
Fig. 7 Impact response spectrum along z-axis at measuring point 1 when the release altitudes are 0.5 m and 0.84 m

6 结束语

本文针对月球探测器着陆冲击试验的要求,研制出一套具有自动解锁释放功能的试验设备,并通过释放装置和单梁吊具的载荷试验验证了设备的安全性、可靠性;利用探测器的模拟件,通过对试验设备、模拟着陆面、高速摄影机和冲击响应测试系统等多次联调试验,验证了各试验系统的可靠性。在经过系统联调试验后,着陆冲击模拟试验设备已成功承担了月球探测器的着陆冲击试验,实践证明试验设备具有响应速度快、结构简单、操作方便的特点,且通过改变单梁吊具的结构可适用于其他航天器的冲击试验,通用性较好。

参考文献 (References)

- [1] 刘志全, 黄传平. 月球探测器软着陆机构发展综述[J]. 中国空间科学技术, 2006, 26(1): 33
Liu Zhiquan, Huang Chuanping. Review of the development of soft-landing mechanisms for lunar explorations[J]. Chinese Space Science and Technology, 2006, 26(1): 33
- [2] 胡亚冰, 孙毅. 月球探测器软着陆机构[J]. 上海航天, 2010, 27(1): 43-44
Hu Ya bing, Sun Yi. Soft lander of lunar lander[J]. Aerospace Shanghai, 2010, 27(1): 43-44
- [3] 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[J]. 宇航学报, 2011, 32(2): 268-269
Zhang Zemei, Nie Hong, Chen Jinbao, et al. Investigation on the landing-impact tests of the lunar and the key technologies[J]. Journal of Astronautics, 2011, 32(2): 268-269
- [4] Doiron H H. Lunar landing dynamics studies[C]// Eleventh Manned Spacecraft Center Technical Symposium. NASA Manned Spacecraft Center, Houston, Texas, USA, 1965-01-25
- [5] William F R. Apollo experience report-lunar module landing gear subsystem, NASA TND1972-6850[R]
- [6] 李春, 吴师通, 邓黎. 航天器空投试验用大容量数据记录器的研究[J]. 航天返回与遥感, 2006, 27(1): 7-8
Li Chun, Wu Shitong, Deng Li. Research of big capacitance data recorder used in air-drop experiment[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2006, 27(1): 7-8

Ground supporting equipment design for landing impact test of lunar probe

Li Xiaohuan, Yi Wangmin, Zhu Yahong

(Beijing Institute of Spacecraft Environment Engineering, Beijing 100094, China)

Abstract: The landing impact test is an important way to verify the structural performance of the lunar probe. The functional requirements of the test equipment are presented, and a design scheme is put forward with respect to the technical difficulties, the configuration, the major functions and the key parts of the test equipment. By the loaded test of the releasing device and the single-beam hoist, and the compatibility test of the landing impact testing system, the rationality and the reliability of the test equipment are shown.

Key words: lunar probe; landing impact test; simulation test equipment; releasing device

(编辑: 冯妍)