探月三期月地高速再入返回飞行器工程参数测量系统设计与飞行结果

顾征*, 邹昕, 陈丽平, 王彤, 薛博, 曹瑞强, 邹乐洋, 赵洋

北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094

* E-mail: guzhibird@163.com

收稿日期: 2014-12-02; 接受日期: 2014-12-30

国家中长期科技发展规划重大专项资助项目

摘要 月地高速再入返回飞行试验任务目标是验证与半弹道跳跃式返回再入的相关技术, 全面可靠的获取试验相关数据, 对试验结果评估至关重要, 为此飞行器专门设计实现了一套包括力、热、图像等参数采集与存储的工程参数测量系统, 本文给出了该系统的设计情况及飞行结果.

关键词

月地返回

高速再入

飞行器

工程参数测量

1 引言

月球是深空探测的重要目标^[1], 我国的月球探测经历了探月一期、二期工程的成功实施后, 目前已经全面开展探月工程三期的研制^[2,3]. 月地高速再入返回飞行器是我国首个以 11 m/s 的速度再入返回的深空探测器, 用于验证半弹道跳跃式再入气动、热防护、再入控制与导航(GNC)等关键技术. 获取飞行过程中的试验数据, 对于任务成功后试验结果分析和评估至关重要. 为此, 飞行器设计实现了一套集力、热、图像等多种类型数据采集为一体的工程参数测量系统, 获取了飞行过程中多个关键环节的图像、力学参数和温度信息等丰富的试验数据, 为任务的成功实施提供了重要的支撑. 本文给出了该系统的设计情况和飞行结果.

2 任务分析

工程参数测量系统主要任务是采集飞行试验任

务过程中太阳翼展开、舱器分离等关键环节和分离摆杆、太阳翼等关键部件的图像信息, 测量主动段和再入返回段飞行器过载、冲击、温度等数据, 为飞行过程中的状态监视和试验任务结束后的结果分析和效果评估提供数据支撑.

工程参数测量系统的设计和实施难点主要在于任务的复杂性和不可重复性.

2.1 任务的复杂性

工程参数测量系统所要采集的试验数据主要包括: 主动段的过载和器内及烧蚀层温度数据、太阳翼展开过程的图像和视频、远离地球时的多分辨率地球图像、近旁转向段时地球及月球合影图像、舱器分离过程的图像和视频、再入返回段的过载和器内及烧蚀层温度数据以及着陆冲击段的冲击数据.

在任务过程中, 工程参数测量系统需要采集和处理的数据包括图像、过载、冲击、温度等多种类型, 数

引用格式: 顾征, 邹昕, 陈丽平, 等. 探月三期月地高速再入返回飞行器工程参数测量系统设计与飞行结果. 中国科学: 技术科学, 2015, 45: 176–184
Gu Z, Zou X, Chen L P, et al. Design and flight results of engineering parameters measure system of circumlunar return and reentry spacecraft of 3rd phase of China lunar exploration program (in Chinese). Sci Sin Tech, 2015, 45: 176–184, doi: 10.1360/N092014-00469

据类型多样; 成像与测量目标既包括返回器和其它本体多个位置和部件, 又包括了地球、月球等天体, 目标特点各异; 在月地高速再入返回飞行任务全过程的各个阶段均要执行不同的任务, 工作形式复杂; 在不同阶段的工作过程中, 所处空间环境包括辐射环境、温度环境、光照环境等均有很大差别, 工作环境复杂. 复杂的任务对工程参数测量系统设计提出了较高的要求.

2.2 任务的不可重复性

工程参数测量系统的测量任务具有一次性完成、不可重复的特点. 在主动段, 系统需要可靠监测器内环境参数, 并完整记录太阳翼展开这一一次性过程; 在近旁转向段, 系统需要在预定拍摄位置一次性成功获取地月合影图像, 特别是数传码速率只有 23 kbps, 无法进行预成像调整, 所有拍摄条件包括光照、姿态、曝光参数等均需要提前确定且准确可靠, 以保证地月合影的正确性; 在舱器分离段, 服务舱和返回器分离为不可逆过程, 系统在设计过程中, 需要精确分析视场、光照、帧频等成像参数和条件, 确保对该过程的完整记录和可视化测量; 返回器再入返回段和着陆冲击段, 系统需要测量过程中的过载、烧蚀温度、冲击等参数, 该过程亦为不可逆过程, 需要

测量设备可靠、稳定工作, 并通过系统冗余设计来提高可靠性, 以准确记录过程中的环境参数.

任务的不可重复性特点, 除了要求设备本身具有高可靠性外, 对系统设计过程中的计算、分析能力也提出了很高的要求.

3 技术方案

3.1 系统组成和功能

飞行器工程参数测量系统由 5 台监视相机, 1 台数据处理单元, 1 台相机控制器, 1 台照明灯, 1 台照明灯电控单元, 1 套冲击传感器, 1 套过载传感器, 1 套热敏电阻和 1 套热电偶组成. 各设备与实现功能的对应关系如图 1 所示.

3.2 系统设计

工程参数测量系统设计从功能上划分包括深空可视化遥测和器内环境监测两方面.

3.2.1 深空可视化遥测

可视化遥测是一种新型的遥测手段, 相比于常规遥测, 可视化遥测具有信息量大、可供直观判读、

图 1 工程参数测量系统设备与功能对应图

数据产品可深度挖掘的优点, 在工程参数测量系统设计过程中, 针对任务目标的特点, 可视化设计如下。

1) 太阳翼展开过程监视

飞行器为双侧太阳翼设计, 每侧太阳翼由3块板组成(内板、中板、外板), 考虑双侧太阳翼为同时展开, 展开顺序相同, 展开时整器力学载荷相似, 因此, 展开过程中太阳翼振动情况及展开后的状态相近, 基于系统资源约束, 配置1台太阳翼监视相机, 对一侧太阳翼展开情况进行可视化遥测。

考虑除太阳翼展开监视外, 此监视相机还可以应用于目标天体成像, 因此选择了视场角为 $7.2^\circ \times 7.2^\circ$ 的长焦相机, 安装在与所监视太阳翼同侧的舱板上, 视场覆盖太阳翼外板, 通过外板的展开状态即可判断太阳翼是否完全展开。兼顾成像清晰度和数据量之间的平衡, 相机的像元分辨率选择 1024×1024 。而要完整监视太阳翼展开过程, 相机需具备动态成像功能, 且帧频设计需与太阳翼展开时振动的频率相匹配, 此相机帧频为 4 fps, 满足监视要求。相机安装与视场分布如图 2 所示。

2) 舱器分离过程监视

舱器分离过程监视是对飞行器舱器分离过程中的关键动作, 如分离摆杆摆开、返回器飞离服务舱等, 进行成像, 并将图像实时下传。整个舱器分离过程从分离电连接器脱落开始, 到返回器飞离服务舱并成功规避后结束, 分离过程监视既要覆盖分离摆杆摆开的动作细节, 又要兼顾返回器飞离服务舱的宏观过程。

针对此需求, 配置宽窄视场两台分离监视相机。为了在视场内覆盖全部返回器和舱器分离面, 特别是分离摆杆摆开前后的状态, 分离监视相机 A 的视场角设计为 $140^\circ \times 140^\circ$, 进行近距离细节观测, 监视初始分离过程; 为了在舱器分离后, 能够在视场内观察到整个返回器, 且清晰度较高, 另一台分离监视相机 B 的视场角设计为 $40^\circ \times 40^\circ$, 进行远距离观测。

分离监视相机 A/B 的像元分辨率均为 1024×1024 , 同样的, 为了监视分离的动态过程, 两相机均具有动态摄像的功能, 帧频为 4 fps, 与分离速度相匹

图 2 太阳翼监视相机安装及视场示意图

配。相机的安装与视场分布如图 3 所示。

为满足分离过程图像实时下传的需求, 分离监视相机 A/B 交替接力工作, 在分离之前 3 min 30 s, 分离监视相机 A 开机工作, 实时下传其图像数据, 在分离前 20 s, 分离监视相机 B 也开始开机, 两相机同时工作, 此时的相机 B 的图像数据只存储不下传, 仅下传相机 A 的图像, 在分离后 20 s, 分离监视相机 A 关机, 开始实时下传相机 B 的图像, 在分离后 2 min, 分离监视相机 B 关机, 此后下传两相机同时工作时, 相机 B 产生的图像数据。分离过程中, 两相机工作时序如图 4 所示。

3) 目标天体成像

在工程参数测量系统设计过程中, 针对目标天体成像的任务需求, 设计了 3 台相机用于成像。其中, 双分辨率相机采用双焦距光学系统设计, 可以同时

图 3 分离监视相机的视场示意图

(a) 分离监视相机 A; (b) 分离监视相机 B(分离前); (c) 分离监视相机 B(分离后)

图 4 分离监视相机 A/B 工作时序图

对目标天体成两种分辨率的图像, 其像元分辨率为 1280×1024 (宽视场), 2048×1536 (窄视场). 视场角为 $32^\circ \times 26^\circ$ (宽视场), $2.8^\circ \times 3.7^\circ$ (窄视场). 技术试验相机视场角为 $64^\circ \times 64^\circ$, 像元分辨率最高, 达到 2048×2048 , 成像最清晰. 太阳翼监视相机可以满足图像中既有目标天体又有飞行器本体的构图要求. 3 台相机可以针对不同的成像需求灵活选择.

在飞行过程中对地球和月球成像的前提是将相机的光轴指向地球、月球, 这涉及到地球、月球和飞行器三体的位置以及飞行器的姿态. 为此, 根据相机的性能参数建立视场模型, 在此基础上耦合三体轨道动力学模型以及飞行器姿态数据进行综合分析, 确定成像的时刻与成像姿态, 以及目标天体在视场内的尺寸.

此外, 为了达到良好的成像效果, 还需考虑成像过程中的光照条件, 对太阳-月球-飞行器(SMP)的夹角及太阳-地球-飞行器(SEP)的夹角进行分析, 为使成像目标光照充分, SMP 角和 SEP 角均应小于 90° , 且越小越好.

特别的, 在拍摄月地合影时, 还要分析月球-试验器-地球(MPE)的夹角与相机视场的匹配关系, 使地球和月球能完整的出现在一幅图像中.

以拍摄月地合影为例, 地球和月球在相机图像内可能的位置关系如图 5 所示.

为了构图美观, 限定月球和地球对称分居于图像中心的两侧. 因此, 地月连线在相机图像坐标系 $X_c O_c Y_c$ 内的投影需过中心点 O_c .

设地月连线的投影与 $-X_c$ 轴的夹角为 θ , 则:

$$\theta = \arccos \left(\frac{\text{FOV}_L}{\text{MPE} + \frac{\varphi_E + \varphi_M}{2}} \right), \quad (1)$$

图 5 地、月在相机图像中位置关系示意图

其中, FOV_L 为相机的横向视场角, φ_E 为地球的张角, φ_M 为月球的张角.

要保证相机的地月合影的成像效果, 飞行器需调整姿态满足以下要求.

- 1) 地月连线在像平面内的投影经过图像中心点;
- 2) 地月连线在像平面内的投影与 X_c 轴的夹角为 (1) 式求出的 θ .

在姿态计算完成后, 为了确定成像时机、飞行器姿态等参数是否准确无误, 满足任务需求, 需要通过视景仿真技术对地月合影的成像效果进行仿真分析, 将飞行器模型、轨道参数、姿态参数、相机参数等导入仿真系统, 仿真成像结果. 视景仿真结果如图 6 所示. 通过仿真, 验证了目标天体成像各个参数的正确性.

3.2.2 器内环境监测

工程参数测量系统所监测的器内环境主要包括力学参数、器内温度和烧蚀层烧蚀温度 3 个部分。

1) 力学参数测量

工程参数测量系统测量的力学参数包括过载和冲击 2 大类, 在主动段和再入返回段两个飞行时段测量飞行器的过载参数, 在着陆冲击段测量返回器的冲击载荷。

通过仿真分析, 计算了在主动段和再入返回段最恶劣工况下, 飞行器可能的最大静态载荷以及在着陆冲击段的冲击加速度峰值, 其中, 大梁上设备的冲击环境最为恶劣, 其他部位的冲击响应环境优于大梁。

针对测量需求, 并考虑一定余量, 配置 1 个三轴直流响应型过载传感器, 量程 0~30 g, 响应频率 0~5 Hz, 配置 1 个双轴电荷型冲击传感器, 量程 0~500 g, 响应频率 100~5000 Hz。过载传感器和冲击传感器均安装在返回器的大梁上, 以测得最大的力学响应, 如图 7 所示。

2) 器内温度测量

器内温度测量任务主要是测量返回器器内温度在主动段和返回再入段的变化过程。

对返回器结构温度场进行了分析, 分析结果表明, 在主动段和返回再入段, 返回器器内最高温度小于 200℃, 因此, 配置了 MF51 型热敏电阻进行器内温度测量, 该型热敏电阻的测温范围为-50~250℃, 测温精度 1℃。

为了测量返回器完整温度场的分布, 结合仿真分析结果, 对热敏电阻的布局进行了针对性设计, 在返回器的大底端框、大底、侧壁、前端等多个位置, 特别是拐角、连接处等温度变化较大的特征区域, 均安

图 6 月地合影视景仿真结果图

图 7 过载和冲击传感器布局图

装了热敏电阻, 共安装了 12 个。具体布局如图 8 所示。

3) 烧蚀层烧蚀温度测量

烧蚀层烧蚀温度测量是测量返回器烧蚀层在再入大气过程中烧蚀温度的变化过程。

在当前已有航天器中, 只使用过示温晶粒进行烧蚀过程最高温度的测量和记录, 未进行过烧蚀温度变化过程的在轨测量。基于此, 设计了铠装热电偶的测量方法。

对于在轨使用的产品, 需要具有高可靠性, 而热电偶在使用过程中, 存在偶丝易受损折断的问题^[4,5], 可靠性难以满足要求, 且由于偶丝较软, 易发生形变, 不容易安装。因此, 将热电偶进行了铠装设计, 在偶丝的外部增加铠装保护, 并将其加工为规则外形, 方便安装。具体如图 9 所示, 图中 h 为铠装偶的有效长度, 其大小与测温点的深度直接相关, h_1 为引线长度, 与铠装偶的安装位置和电缆走向相关, h_2 为台阶高度, 取决于偶丝的最小转弯半径。

从图中可以看出, 热电偶采用了平底台阶式铠装结构, 铠装材料使用不锈钢, 2 根偶丝之间通过灌

图 8 热敏电阻布局示意图

图 9 热电偶铠装形式

注氧化镁进行绝缘, 铠装台阶部位使用高温密封胶进行填充固定, 防止引线部位松动折断, 引线采用聚四氟套管保护和绝缘。铠装偶的直径 $S1$ 需尽量小, 这样在防热结构上开一个小孔即可安装, 不会影响其防热性能。

与热敏电阻的布局类似, 根据返回器结构温度场分析的结果, 在大底、大底拐角、侧壁等多个特征位置安装热电偶, 所不同的是, 为了测量同一位置不同深度的防热层在烧蚀过程中的温度变化, 从测点位置和埋入烧蚀层深度 2 个维度测量返回器的温度场分布, 将热电偶设计为分组安装。

当安装在大底上时, 热电偶为 3 个一组, 成等边三角形布置, 每 2 个之间间隔 10 mm。热电偶穿过铝蜂窝后, 埋入防热层中, 3 个埋入深度不同, 由需要测量的深度决定。铝蜂窝中事先装入预埋件, 并通过高温胶将热电偶与铝蜂窝及防热层固定, 同时为保证热电偶的测量灵敏度和精度, 选用的高温胶具有良好的导热性能。

当安装在侧壁上时, 热电偶为 2 个一组, 间隔 10 mm, 直接穿过侧壁埋入防热层, 埋入深度同样由需要测量的深度确定。与安装在大底上相同, 选用导热性能良好的高温胶进行固定。

热电偶共安装了 9 组 22 个, 布局如图 10 所示。

4 飞行结果

在月地高速再入返回飞行试验任务过程中, 工

图 10 热电偶布局示意图

程参数测量系统获取了太阳翼展开、舱器分离等环节的监视图像和视频; 拍摄并记录了飞行器远离地球、飞向月球的部分过程; 在月球近旁转向段拍摄了国内首张月地合影; 在舱器分离后拍摄了国内第一张地月合影。整个任务过程中, 系统共拍摄各类图像 24445 幅, 获取了 30.29 Gbits 的图像和视频数据。部分图像数据如图 11~15 所示。

图 11 为太阳翼展开过程的监视结果, 从图中可以看出, 太阳翼的外板出现在相机视场中, 表明太阳翼已完全展开, 成像结果与设计预期完全相同。

图 12 为舱器分离过程中分离监视相机拍摄的图像, (a)为分离监视相机 A 拍摄, (b)为分离监视相机 B 拍摄, 从图中可以看出, 返回器、分离摆杆等全部出现在相机 A 的视场中, 且细节可以清晰分辨, 在返回器飞离后, 进入相机 B 的视场, 两相机接力监视, 设计结果满足要求。

图 13 为奔月过程中, 距离地球 31×10^4 km 时, 双分辨率相机窄视场拍摄的地球图片, 图 14 为到达月球近旁转向段, 技术试验相机距离月球 1.3×10^4 km 拍摄的月地合影, 图 15 为舱器分离后, 双分辨率相

图 11 太阳翼展开过程监视结果

图 12 舱器分离过程监视图像
(a) 分离监视相机 A 图像; (b) 分离监视相机 B 图像

图 13 双分辨率相机对地成像结果(窄视场)

图 14 技术试验相机月地合影成像结果

机窄视场距地球 54×10^4 km 拍摄的地月合影图片, 可以看出, 在对目标天体进行远距离成像时, 使用长焦的双分辨率相机窄视场进行拍摄, 近距离成像时, 使用像元分辨率最高的技术试验相机进行拍摄, 均达到了很好的成像效果。

双分辨率相机在距离月球 1.3×10^4 km 拍摄了双分辨率月地合影, 如图 16 所示, 其中(a)为宽视场拍

图 15 地月合影图像

摄的完整月地合影, (b)为窄视场同时拍摄的高清月球局部图像. 将(a)与图 6 比较可以看出, 仿真结果与实拍结果几乎完全一致, 仿真结果的正确性得到了在轨验证。

通过对舱器分离过程的图像进行后期分析处理, 获得了舱器分离速度如图 17 所示. 满足任务要求。

在主动段和再入返回段, 工程参数测量系统获得了过载传感器、热敏电阻、热电偶采集的数据共 432.8 Mbits, 完整记录了主动段和再入返回段器内力学和温度环境变化的全过程; 在再入返回和着陆冲击段, 系统获取了冲击响应数据共 11.84 Gbits, 覆盖了飞行试验器开伞过程、抛伞过程和着陆瞬间的冲击

图 16 双分辨率相机月地合影成像结果
(a) 宽视场; (b) 窄视场

图 17 舱器分离速度拟合曲线

响应过程. 部分测量结果如图 18~20 所示.

图 18 是主动段过载传感器采集的数据, 图 19 是

图 18 主动段过载传感器采集数据

图 19 再入返回段冲击传感器采集数据

图 20 返回器温度场分布图

再入返回段及着陆冲击段, 冲击传感器采集的返回器的冲击响应, 图 20 是根据热敏电阻和热电偶采集的温度值, 建立的返回器温度场分布图.

5 结论

月地高速再入返回飞行器工程参数测量系统的设计和实施了任务要求, 在轨飞行期间状态良好, 获得了包括我国航天史上首张月地合影和地月合影、跳跃式再入过程的力热环境等在内的大量珍贵的试验数据, 多数试验数据为首次获得, 这些试验数据的分析、挖掘与应用, 将为后续深空探测任务的设计和和实施提供重要的技术支撑.

参考文献

- 1 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
- 2 叶培建, 黄江川, 孙泽洲. 等. 中国月球探测器发展历程和经验初探. 中国科学: 技术科学, 2014, 44: 543-558
- 3 褚桂柏, 张焄. 月球探测器技术. 北京: 中国科学出版社, 2007
- 4 郭小波. 飞机发动机测温方法的探究与实践. 航空科学技术, 2011, 1: 39-42
- 5 孙兴华, 苏新明, 陶涛. 真空热试验热电偶测温参考点分析改进. 航天器环境工程, 2012, 29: 522-526

Design and flight results of engineering parameters measure system of circumlunar return and reentry spacecraft of 3rd phase of China lunar exploration program

GU Zheng, ZOU Xin, CHEN LiPing, WANG Tong, XUE Bo, CAO RuiQiang, ZOU LeYang
& ZHAO Yang

Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China

The goal of circumlunar free return and reentry flight test is to validate the skip reentry technology. Acquiring test data reliably and roundly is very important for the test. For meeting the requirement, an engineering parameters measure system which can gather and storage various data such as force, hot and image, has been designed. In this paper, design and flight results of this system have been introduced.

circumlunar return, reentry, spacecraft, engineering parameters measure system

doi: 10.1360/N092014-00469