嫦娥五号轨道器分离系统设计与验证

禹志^{1*}, 王金童¹, 杨敏¹, 刘汉武¹, 胡震宇^{1,2}, 唐杰¹, 张华^{1,2}

1. 上海宇航系统工程研究所, 上海 201109;

2. 上海市空间飞行器机构重点实验室, 上海 201108

* E-mail: mars4117@sina.com

收稿日期: 2021-03-18; 接受日期: 2021-06-21; 网络版发表日期: 2021-08-06

国家中长期科技发展规划重大专项工程资助项目

摘要 嫦娥五号轨道器实现了中国首次月球轨道的多次分离任务. 月球探测器重量限制苛刻, 月球轨道空间环境复杂, 连接分离任务可靠性、安全性要求高, 分离系统的设计与验证难度大. 本文介绍了轨道器分离系统的功能与组成、各分离面的配置、关键单机方案、分离动力学仿真分析、超高真空分离面防冷焊设计、分离系统地面验证试验. 在分离系统方案中, 针对重量限制苛刻难题, 提出了采用大承载、轻小型的点式连接分离的方案; 针对分离可靠性高的难题, 发明了一种枢轴式双作动火工连接解锁机构, 实现了解锁分离环节的全链路冗余; 针对分离安全性高的难题, 识别出分离体质心横移、弹簧分离装置输出力的偏差、弹簧分离装置刚度变化、解锁不同步性等影响要素, 并采取相应的设计措施; 针对大温差、微重力空间环境下分离系统验证难, 提出了基于热-结构-流体多场耦合特征的分离仿真分析方法, 并提出了气液电联动控制的液压重力平衡方法和大型航天器分区联动温控方法, 研制了相应的分离试验系统, 进行了地面试验. 经飞行试验验证, 嫦娥五号轨道器各分离面在轨正常解锁分离, 分离姿态平稳, 表明轨道器分离系统设计正确, 可靠性高, 地面仿真和试验验证方法有效, 验证充分, 满足任务要求.

关键词 嫦娥五号, 轨道器, 分离系统

1 引言

嫦娥五号探测器由轨道器、着陆器、上升器、返回器4个探测器组成(图1), 是中国迄今最复杂、技术跨度最大的月球探测器^[1], 无相关经验可借鉴. 探测器一共有5个分离面, 在发射入轨及奔月飞行过程中, 各分离面刚性地连接在一起, 保证各分离面间机械和电气的连通. 其中轨道器作为地月往返运输飞行器及交会对接与样品转移的主动飞行器, 承担着在环月轨道

分离着陆器上升器组合体, 在交会对接前分离支撑舱, 在对接与样品转移完成后分离对接舱上升器组合体的任务, 如图2所示. 任务过程中, 既要实现器间(舱段间)的机械连接解锁与分离, 还要实现电连接器安全可靠的连接与分离, 满足分离速度和分离姿态精度指标要求, 保证多器多舱复杂构型、极小间距下不发生在轨碰撞.

这是中国首次有探测器在环月轨道连续完成多次分离任务, 任何一次分离的失败, 均会导致整个嫦娥五

引用格式: 禹志, 王金童, 杨敏, 等. 嫦娥五号轨道器分离系统设计与验证. 中国科学: 技术科学, 2021, 51: 898–911

Yu Z, Wang J T, Yang M, et al. Design and test of a separation system for Chang'e-5 orbiter (in Chinese). Sci Sin Tech, 2021, 51: 898–911, doi: 10.1360/SST-2021-0098

图 1 (网络版彩图)嫦娥五号探测器组成
Figure 1 (Color online) The composition of the Chang'e-5 Probe.

号任务的失败. 由于月球探测器重量限制苛刻, 月球轨道空间环境复杂, 连接分离任务可靠性、安全性要求高, 因此分离系统的设计与验证难度大.

本文对嫦娥五号轨道器分离系统的设计与验证进行了研究.

2 分离任务分析

2.1 分离系统设计要求

嫦娥五号轨道器分离系统主要设计要求包括以下 6 点:

- (1) 飞行轨道: 环月轨道, 飞行过程约 15 天;
- (2) 载荷条件: 承载质量 3800 kg, 承受飞行轴向飞行过载 $-3g \sim 6.5g$, 横向过载 $2g$, 安全系数 1.5;
- (3) 系统重量: 三个分离面连接分离装置 ≤ 25 kg;
- (4) 分离速度: $0.4 \sim 0.8$ m/s;
- (5) 分离姿态角速度: $\leq 1^\circ/\text{s}$ (三轴合成);
- (6) 系统可靠性: 优于 0.9994 (置信度 0.95).

2.2 分离任务特点与难点分析

2.2.1 承载能力大, 分离面多, 重量限制苛刻

嫦娥五号探测器总起飞重量 8200 kg, 是目前中国最重的月球探测器, 只能使用运载能力最大的长征五号运载火箭发射, 运载发射段轨道器分离面连接解锁装置需要百吨级的承载能力. 而月球探测器对各系统的重量限制苛刻, 均需要进行轻量化设计. 以往可供参考的主要是星箭分离系统和载人飞船分离系统的设计. 星箭分离面连接解锁部件常采用包带^[2], 载人飞船分离系统连接解锁部件采用火工锁^[3,4]. 以轨道器与着陆器分离面为例, 对接接口直径为 1750 mm, 根据研制经验估算采用包带方案, 该分离面产品质量不低于 15 kg, 超过分配质量的 1/2. 即使采用火工锁方案, 重量也达到近 8 kg. 而轨道器有 1 个直径 1750 mm 的分离面, 2 个直径 3000 mm 左右的分离面, 采用常规包带方案或者火工锁方案重量代价无法接受. 因此需要根据轨道器结构构型与传力路径特点, 提出一种高强度、高刚度、高可靠、轻量化的连接分离系统设计方案.

2.2.2 分离次数多, 连接点多, 可靠性要求高

轨道器有 3 次月球轨道分离任务, 3 个分离面有 24

图 2 (网络版彩图)嫦娥五号轨道器三次分离任务
Figure 2 (Color online) Three separation missions of Chang'e-5 orbiter.

个连接点, 任何一个连接点解锁失效均导致任务失败. 为保证连接解锁的可靠性, 要求单个连接点在经历月球轨道环境条件后, 解锁可靠度优于0.99998(置信度0.95), 现有的单作动连接解锁机构^[5~7]的可靠性难以满足任务需求. 为达到如此高的连接解锁可靠性指标, 需要在有限的重量资源条件下, 借鉴载人飞船双作动火工锁的工作原理, 以某型号分离螺母为基础, 研制出一种满足3次分离任务, 适应在轨大温差环境, 消除解锁过程中的单点失效环节的轻小型火工连接解锁机构. 同时, 相对于近地轨道卫星和飞船而言, 月球探测器所处轨道的真空度达到 10^{-12} Pa数量级, 需要采取设计措施, 防止分离面发生真空冷焊导致无法解锁分离.

2.2.3 安全间隙小, 多场耦合, 分离精度要求高

嫦娥五号轨道器为降低质心, 缩小纵向包络尺寸, 采用套叠式构型布局^[8], 舱体与设备之间的最小距离只有20 mm左右, 如果发生碰撞损坏交会敏感器将导致任务失败. 为保证分离安全, 探测器系统总体要求分离姿态角速度精度优于 $1^\circ/\text{s}$, 是一般星箭分离指标($3^\circ/\text{s}$)的3倍. 轨道器在3次分离任务中构型不断变化, 重量质心重新分布, 推进剂大量消耗后在表面张力贮箱内会产生晃动, 加上月球轨道经历阳光区和阴影区过程中, 温度会在 $\pm 100^\circ\text{C}$ 之间交替变化, 且同一时刻, 大直径轨道器周向分布的分离装置会存在近 150°C 的温差, 严重影响分离装置工作的可靠性和同步性.

在上述力、热、液体晃动多场耦合作用下, 轨道器分离精度保证与分离动力学仿真分析困难. 因此需要开展多因素对约束条件下在轨分离动力多参数优化匹配设计与仿真技术研究, 解决极小间隙碰撞边界约束条件下安全分离难题.

2.2.4 地面模拟月球轨道复杂温度场微重力环境难

嫦娥五号轨道器在轨分离面对复杂温度场和微重力环境. 轨道器外形尺寸大、在轨分离时间短, 模拟微重力需要重力平衡系统在短时间内实现较大位移范围的重力平衡, 已有的试验方法和试验设备响应速度和输出力的平衡精度不足, 对试验结果影响大; 月球轨道热环境与地球轨道热环境存在较大的差异, 由于月球表面没有大气, 使得月球红外辐射比地球红外辐射恶劣得多, 加上轨道器尺寸大, 舱体在月球轨道受到的温度分布复杂, 并且考虑相应的拉偏, 要求模拟温

差大, 现有试验系统不能满足要求.

3 分离系统方案设计

3.1 分离系统设计思路

面对轨道器分离系统设计与验证的4个难题, 采取了如下总体设计思路.

(1) 开展分离系统轻量化设计研究. 针对轨道器大直径外承力筒复合传力路径结构特点, 提出了分离面采用超静定、自导向、平面大承载结构设计与分析方法, 发明了一种导向定位与承载一体化、分离时自解锁的分离界面连接结构, 通过提高单点承载能力, 减少连接点数, 在减轻系统重量的同时提高了系统可靠性和重复对接安装精度.

(2) 开展分离系统及关键产品可靠性提升设计研究. 贯彻通用化、组合化、系列化的设计思想, 通过统一连接解锁装置产品的选型和零部件设计, 对不同分离面通过连接点数量的变化满足连接功能和强度、刚度的需求, 提高系统设计的可靠性. 同时为消除解锁过程的单点失效环节, 创新提出了枢轴式双作动火工连接解锁机构, 通过从发火到机构解锁动作的双冗余设计, 以及气动解锁的地面测试方法, 解决了深空环境下单作动连接解锁机构失效导致任务失败难题; 设计了高可靠分离电连接器机械强脱装置, 实现了电气分离的双冗余, 提高了系统可靠性.

(3) 开展热-结构-流体多场耦合特征作用下高精度分离技术研究. 引入模态综合法和耦合的欧拉-拉格朗日方法, 建立了多场耦合的分离动力学仿真模型, 识别出影响分离精度的要素, 并采用蒙特卡罗方法实现分离全部影响参数和自然环境因素下影响分析评估. 针对识别出的分离体质心横移、弹簧分离装置输出力的一致性、复杂空间环境引起弹簧分离装置刚度变化、解锁不同步性等影响要素开展分离动力参数优化适配, 以实现高精度分离的目标.

(4) 开展月球轨道复杂温度场下微重力分离分离技术研究. 提出了气液电联动控制的液压重力平衡方法和常压环境大型航天器在轨温度场模拟方法, 发明了快响应、高精度、高承载、微重力分离试验系统和大型航天器空间温度场模拟系统, 用于解决大型航天器空间失重和复杂温度环境下解锁分离的地面验证难题.

3.2 分离系统的功能与组成

轨道器分离系统的功能是在发射段实现探测器器间(舱段间)的机、电连接, 保证连接强度、刚度, 按照飞行程序在月球轨道完成器间(舱段间)的机、电分离, 提供分离信号, 满足分离速度、分离精度指标, 保证分离安全性。

轨道器分离系统由4个分离面的连接解锁装置、弹簧分离装置、分离信号装置和分离电连接器组成(器箭分离面的连接解锁装置和弹簧分离装置由运载火箭负责), 典型分离面的产品组成见图3。

3.3 分离系统的设计方案

根据器间(舱段间)接口尺寸、载荷条件, 轨道器各分离面配置不同数量的连接解锁装置。为保证分离速度和分离姿态精度, 各分离面配置4套弹簧分离装置。根据电缆接点数量, 选取了2种规格的高真空型分离电连接器。为确认分离是否成功, 各分离面配套2只分离行程开关产生机械分离信号, 分离电连接器内部也通过跨接线通断产生电气分离信号, 同时各分离面均有分离图像下传, 用于直观评判分离系统工作情况并进行展示。

为保证分离精度, 所有装置在分离面结构上采用均匀对称布局安装形式。其中连接解锁装置的核心部件是双作动火工连接解锁机构, 实现点火和解锁动作的双冗余。每只分离电连接器均配套1套机械强脱装置, 以电分离为主, 机械分离作为冗余措施。除器箭分

离面分离信号用于轨道器GNC分系统控制外, 其余分离面分离信号均不作为控制信号使用。轨道器GNC分系统采集的分离信号由两只分离行程开关的三对独立触点信号产生, 在GNC分系统单机内部进行3取2表决^[9]。分离系统的具体配置如图4所示。

采取轻量化设计措施后, 轨道器分离系统用与载人飞船一个分离面的相当的重量代价, 完成了3个分离面的连接分离任务。

轨道器分离系统连接解锁装置点火和分离电连接器电分离功能的实现由综合电子分系统单机的火工品控制模块完成。点火时依次接通火工品母线正线、回线和火工品起爆指令母线。

轨道器支撑舱分离面(分离面II)一共有12个连接解锁装置, 如果同时起爆, 不仅同步性难以满足, 而且48个点火器至少需要240 A的起爆电流, 对火工品电源及电缆的降额设计提出较高要求。轨道器分离系统提出了分组起爆方案, 每个分离面选取4个连接解锁装置为一组, 均匀间隔起爆。以轨道器支撑舱分离面(分离面II)为例, 12个连接解锁装置按照(a, d, g, j), (b, e, h, k), (c, f, i, l)分为3组的顺序进行起爆, 最后一组选取靠近弹簧分离装置附近的连接点, 以提高解锁分离的同步性。支撑舱分离面(分离面II)连接解锁装置和弹簧分离装置在分离面上的布局见图5和图6。

3.4 枢轴式双作动火工连接解锁机构设计

针对轨道器分离面多、载荷大、分离体构型多样等特点, 设计了大承载、轻小型的枢轴式双作动火工连接解锁机构(图7)。建立了在轨大温差环境发火单元和机构优化设计方法, 确定了具有良好温度环境适应能力的药剂、密封圈等材料, 建立机构模型, 基于材料特性和机构运动特性, 对机构的间隙设计及公差配合设计进行优化, 实现了温度 $-100^{\circ}\text{C}\sim 100^{\circ}\text{C}$ 月球轨道环境条件下, 从起爆环节、装药环节到作动解锁环节的全链路冗余, 保证了各环节的设计裕度不低于2, 消除了连接解锁单点失效环节。机构在装配测试环节进行了100%承载测试和100%气动解锁测试, 提高了产品的测试覆盖性, 保证了可靠性的实现。

枢轴式双作动火工连接解锁机构的功能有两个: 一是在工作前保持分离面结构的可靠连接; 二是工作后螺栓与机构壳体组件可靠分离, 实现两分离面结构的解锁分离。工作前, 机构内部采用两个销杆锁定半

图3 (网络版彩图)嫦娥五号轨道器典型分离面分离系统产品组成

Figure 3 (Color online) Composition of the typical separation interface separation system of Chang'e-5 orbiter.

图 4 (网络版彩图)嫦娥五号轨道器分离系统配置图
Figure 4 (Color online) The diagram of separation system configuration of Chang'e-5 orbiter.

图 5 嫦娥五号轨道器支撑舱分离面连接解锁装置布局图
Figure 5 Layout of the support cabin separation interface separating units of Chang'e-5 orbiter.

螺母组件, 使两个半螺母组合成一个完整的螺母, 半螺母组件中心梯形螺纹与螺栓的梯形螺纹连接, 从而实

现连接功能. 工作时, 两个点火器中的任一个工作, 产生高温高压燃气, 使对应的销杆拔销到位, 半螺母组件的一侧解锁, 半螺母组件沿对侧未工作的销杆(相当于转轴)转动张开, 使半螺母组件释放螺栓. 若两边销杆均拔销到位, 则半螺母组件分成两瓣向两边分离, 从而实现对螺栓的释放.

基于应力-强度干涉模型分析以及最大熵试验方法等, 对枢轴式双动作火工连接解锁机构开展全部功能、全使用环境下的综合可靠性分析和评估. 其中最大熵试验法的基本公式如下:

$$N = \frac{\ln(1-\gamma)}{\ln\left\{1 - \Phi\left[(K-1)\frac{\mu}{\sigma} - K\Phi^{-1}(R)\right]\right\}}, \quad (1)$$

式中, N 为最大熵试验法所需试验样本; R 为产品的可靠性; γ 为所要求的置信度; μ 为产品功能参数的均值; σ 为产品功能参数的均方差; Φ 为正态分布率符号; K 为熵强化系数.

在本机构实际可靠性试验中, σ/μ 称为产品功能性能表征参数.

图 6 嫦娥五号轨道器支撑舱分离面弹簧分离装置布局图
Figure 6 Layout of the support cabin separation interface spring disconnecting devices of Chang'e-5 orbiter.

图 7 (网络版彩图) 枢轴式双作用火工连接解锁机构示意图
Figure 7 (Color online) Structure diagram of the double acting separation nut.

$$\frac{\sigma}{\mu} = \sqrt{\frac{\sigma_1^2}{\mu_1^2} + \dots + \frac{\sigma_n^2}{\mu_n^2}} \quad (2)$$

机构解锁关键是完成销杆的拔出, 因此表征参数选择拔销动力和拔销阻力. 通过30件鉴定产品50%药量下功能性能的测试, 得到拔销动力表征参数为

$\sigma_1/\mu_1=0.0241$, 拔销阻力表征参数为 $\sigma_2/\mu_2=0.0246$, 总的表征参数为 $\sigma/\mu=0.0344$. 根据最大熵试验法原理, 熵强化系数 K 值越大, 验证同样可靠度指标所需的数量越少; 但 K 值越大, 试验点越靠近临界点, 失败的风险也越大. 考虑到的拔销能力的裕度达到3.4以上, 熵强化系数 K 取1.25. 当解锁可靠性指标 R 取0.99999999, 置信度 γ 取0.95, 时, 计算得到试验样本 N 为4.22, 取整后 N 为5. 考虑到试验需覆盖各种飞行工况, 最终 N 选取了16. 按照图8所示的流程开展了最大熵法可靠性验证试验, 16发枢轴式双作用火工连接解锁机构均成功发火解锁, 因此机构解锁可靠性可达0.99999999(置信度0.95)以上.

3.5 高可靠分离电连接器机械强脱设计

针对轨道器分离面多、分离电连接器多的特点, 设计了一种基于钢丝拉绳组件的高可靠分离电连接器机械强脱装置, 在分离电连接器电分离失效情况下, 利用弹簧分离装置输出力将分离电连接器强行机械分离, 达到了冗余设计, 提高分离可靠性的目的. 该装置结构简单可靠, 便于安装和调节, 受空间环境影响小. 装置由套杆、拉杆、钢丝绳、铅封、螺母、蝶形螺母组成, 如图9所示.

强脱装置的套杆与分离电连接器通过开口销连接, 拉杆与总装支架连接, 通过调整螺母和蝶形螺母的

图 8 最大熵法可靠性试验流程图

Figure 8 Flow chart of reliability test based on maximum entropy method.

图 9 分离电连接器强脱装置结构示意图

Figure 9 Structure diagram of the separable electric connector mechanical separation device.

位置实现钢丝绳的松弛量, 保证主动段不因飞行振动环境导致分离电连接器意外脱落。强脱装置典型的安装结构如图10所示。钢丝绳拉绳余量的选取可以在动力学仿真分析结果的基础上考虑1.5倍安全系数, 1.5倍的不确定系数以及不少于20%裕度后给出。

3.6 大尺寸结构分离面防冷焊设计

根据国内外对真空冷焊机理研究, 保证分离面不发生真空冷焊的有效手段是将分离面直接接触的金属对接面进行隔离^[10~12]。为减轻结构重量, 保证加工精度, 分离面结构一般采用铝合金材料, 将分离面隔离的最好办法是对分离面结构进行阳极氧化处理形成致密氧化层。轨道器分离面结构尺寸达3.1 m, 且结构大量使用了复合材料, 难以在结构分离面整体机加工后进行阳极氧化表面处理。针对这一难题, 采取了如下设计措施。

(1) 对于两分离对偶面, 根据结构特点选取可以进行阳极氧化的一面进行阳极氧化处理, 对不能进行阳极氧化的一面, 进行化学氧化处理, 确保至少一个面有较为致密的阳极氧化膜层。

(2) 经分析, 如果分离对偶面均不能采用阳极氧化处理, 则采用异种金属设计分离面结构, 如对接舱后端框为铝合金, 采用化学氧化, 而推进仪器舱对接舱安装支架则采用钛合金设计。

图10 (网络版彩图)分离电连接器强脱装置典型安装结构
Figure 10 (Color online) Installation structure diagram of the separable electric connector mechanical separation device.

3.7 极小间隙复杂环境条件下分离精度保证设计

通过热-结构-流体多场耦合的分离动力学仿真模型分析, 识别出影响分离精度的要素包括分离体质心横移、弹簧分离装置输出力的一致性、复杂空间环境引起弹簧分离装置刚度变化、解锁不同步性等。针对每一个影响要素均采取相应的设计措施。

(1) 控制各器各舱段在轨分离的质心偏差。设计过程中, 基于探测器数字样机全三维虚拟装配技术, 通过构型布局优化设计达到各舱段质心偏差最小^[13]。总装过程中, 根据各舱段质量特性实测结果, 通过安装配重、调整推进剂加注量等方法进行质心位置精确控制, 进一步减小质心与理论值的偏差, 为提高分离精度奠定基础条件。

(2) 提高弹簧分离装置输出力的一致性。通过整体机加工保证弹簧分离装置机械接口的精度, 采用小间隙配合减小弹簧分离装置输出力作用方向偏差, 采用平头推杆设计减小输出力作用点偏差以及通过弹簧分离装置输出力选配减小散差等方式保证了一组弹簧分离装置输出力的一致性。

(3) 减少温度引起的分离装置刚度和不同步性变化。采用区域定制的主被动相结合的热控设计, 在分离面以及连接分离装置外表面均包覆多层隔热组件进行被动热控, 在连接分离装置附近结构上粘贴热敏电阻和加热器, 对连接分离装置安装处进行主动热控, 减小空间复杂热环境对分离面及连接分离装置的热影响, 减小其温度的大幅度波动与温差, 以提高工作性能的一致性和同步性。

采取上述措施后, 地面仿真分析分离角速度极限值为 $0.976^{\circ}/s$, 地面分离试验分离角速度最大值为 $0.352^{\circ}/s$, 在轨实测分离角速度精度优于 $0.25^{\circ}/s$ (图11), 保证了月球轨道复杂温度场、结构极小间隙碰撞边界等多约束条件下的分离安全性。

4 分离动力学仿真分析

分离动力学仿真分析需要完成三个层次的研究工作。(1) 针对复杂构型极小间隙, 力、热、液体晃动多场耦合条件, 建立准确的分离动力学仿真模型;(2) 根据初步分离动力学仿真分析结果识别影响分离精度的产品设计参数, 指导分离系统实现高精度目标的设计

工作; (3) 根据优化设计后产品达到性能参数, 对分离系统实现的分离精度的结果和分离安全性进行验证。

针对影响月球探测器在轨分离精度要素多的特点, 引入模态综合法和耦合的欧拉-拉格朗日方法, 建立了热-结构-流体多场耦合的分离动力学仿真模型。经仿真分析, 弹簧力偏差和温度引起的刚度变化, 弹簧分离装置安装位置、推力线以及力作用点偏差, 分离螺母解锁不同步性偏差, 探测器质心横移是可以控制的影响分离精度的设计参数。通过对单个参数引起的分离精度偏差进行不同参数的敏感性分析, 同时将上述分离影响参数进行叠加, 组合得到多参数影响下分离姿态仿真的极限工况, 即分离姿态结果的最大外包络, 只要该包络不超过相应指标, 就可确定分离方案的可行性, 也保障了分离过程的高精度和高可靠性^[14]。

轨道器影响分离精度的设计参数多, 分析由这些参数引起分离姿态的分布范围, 是轨道器分离参数优化的重要过程, 例如研究影响分离精度的主要因素弹簧分离装置推力偏差(sancha_F1~sancha_F4)和分离体质心偏差(g-cm-x和z-cm-x)对分离姿态的影响。采用蒙特卡罗法进行打靶分析, 基于OPTIMUS建立分析流程化仿真模型(图12), 用蒙特卡罗法对分离动力学过程进行可靠性与鲁棒性分析, 得到在偏差范围内的目标最大值和概率分布。考虑初始偏差为正态分布(图13),

观察分离后的分离角速度与分离速度的概率分布^[15]。本例对某分离面分离角速度进行了3000次打靶分析, 输出结果分布如图14所示。考虑几个参数偏差的正态分布, 得到相应的均值为0.2756°/s, 方差为0.1450°/s, 最小值为0.0028°/s, 最大值为0.9040°/s, 以及3 σ 内最大值为0.5433°/s, 为分离方案的高可靠性设计提供了数据支撑。

分离动力学建模时考虑探测器包络轮廓, 在仿真过程中, 实时计算分离体之间的距离, 给出距离历程曲线(图15)。由图15可知, 航天器分离过程中的安全距离随着时间的增加, 曲线呈现递增趋势, 说明分离过程安全。

通过引入分离多参数影响, 建立了多场耦合的分离动力学仿真模型, 开展了多参数敏感性分析、多参数叠加的分离极限工况分析、打靶分析、分离安全包络分析, 突破了多因素对立约束条件下在轨分离动力多参数优化匹配技术瓶颈, 为轨道器分离系统实现高精度分离设计进行支撑。

5 地面试验验证

5.1 常温分离试验

常温分离试验主要验证探测器在微重力环境下分

图 11 (网络版彩图)嫦娥五号轨道器在轨实测分离角速度

Figure 11 (Color online) Chang'e-5 orbiter in-orbit measured separation angular velocity.

图 12 (网络版彩图)打靶分析流程化模型

Figure 12 (Color online) Target analysis model.

图 13 (网络版彩图)各参数正态分布图

Figure 13 (Color online) Normal distribution of each parameter.

图 15 (网络版彩图)分离安全距离

Figure 15 (Color online) Separation safety distance.

图 14 (网络版彩图)探测器分离角速度概率统计分布

Figure 14 (Color online) Probe separation attitude probability and statistical distribution.

离系统工作的正确性与指标符合性。提出气液电联动控制的液压重力平衡方法, 研制了快响应、高精度、高承载、微重力分离试验系统。系统组成如图16所示。分离时刻, 通过惯性测量系统测试姿态角速度, 通过分离冲击测量系统测试分离界面冲击, 通过分离时间测量系统测试分离时间, 同时光学测试系统拍摄整个试

验过程。

分离试验系统的核心设备是液压重力平衡装置^[16], 其采用控制系统压力方法控制输出载荷, 输出载荷=系统压力×伺服油缸有效截面积。试验前, 通过伺服控制器输入系统压力, 使液压重力平衡装置输出载荷等于分离体重量。当分离体分离向上运动时, 与之通过悬吊系统连接的伺服液压缸活塞杆随之运动, 活塞杆在运动过程中, 伺服油缸腔内压力将持续降低, 为保证输出载荷不变, 即要保证伺服油缸腔内压力不变, 此时蓄能器对伺服油缸补液, 保证伺服油缸内压力不变, 从而保证伺服油缸输出载荷恒定等于分离体重量。工作原理图如图17所示。

该分离试验系统的优点如下:

(1) 液压重力平衡装置能够输出与分离体重力相匹配的平衡力, 输出力匹配分离体运动同步输出, 输出力恒定;

(2) 液压重力平衡装置输出力可以根据需要调整, 适应不同试验对象的重力平衡要求;

(3) 伺服油缸可以缓慢恢复, 使分离体回到原位, 确保了试验过程安全;

(4) 伺服油缸可调节安装位置, 保证吊绳垂直和通过分离体质心。

利用该系统开展了如下工况的分离试验:

(1) 利用气动解锁分离螺母进行了全系统调试测试, 获取了系统工作响应特性, 确认了试验系统的误差和重力平衡精度满足试验要求;

(2) 模拟了分离电连接器正常电分离情况下, 采用

图 16 (网络版彩图)快响应、高精度、高承载、微重力分离试验系统示意图

Figure 16 (Color online) Fast response, high precision, large load and microgravity separation test system.

真实分离螺母和弹簧分离装置进行了各分离面的解锁分离试验;

(3) 模拟了在单侧分离电连接器故障情况下, 采用真实分离螺母和弹簧分离装置进行了各分离面的解锁分离试验.

由于地面分离试验时分离体不运动, 且液压平衡重力装置存在输出误差, 因此需要对分离速度结果和试验系统误差进行测试评估, 方法如下.

地面分离试验分离速度换算为飞行过程速度基于弹簧分离装置在两种状态下输出能量相同, 即:

$$\frac{1}{2}m_1V_1^2 + \frac{1}{2}m_2V_2^2 = \frac{1}{2}mV_0^2 + \int_0^L \Delta F dl. \quad (3)$$

月球轨道分离时, 遵循动量守恒原理:

$$m_1V_1 + m_2V_2 = 0. \quad (4)$$

相对速度为

$$V = V_1 - V_2. \quad (5)$$

将式(4)和(5)代入式(3), 得到

$$V = \sqrt{\frac{(m_1 + m_2) \left(mV_0^2 + 2 \int_0^L \Delta F dl \right)}{m_1 m_2}}, \quad (6)$$

式中, V_0 为地面试验的分离速度(弹簧分离装置作用完成时分离体的速度); m_1 为飞行状态下分离体质量; m_2 为飞行状态下被分离体质量; m 为地面分离试验被分离体质量及吊绳质量; V_1 为飞行状态下分离体速度; V_2 为飞行状态下被分离体速度; V 为推算上天飞行两

图 17 液压重力平衡装置原理图

Figure 17 Principle diagram of hydraulic gravity balancing device.

分离体的相对速度; ΔF 为被分离体(含吊点工装和吊绳)重力与液压重力平衡装置输出力差值; l 为弹簧分离装置行程。

根据试验结果, 对该分离试验系统误差进行测试评估, 重力平衡精度优于1‰, 结果符合测试要求。

5.2 高低温分离试验

高低温分离试验验证探测器在轨复杂温度环境下系统工作的正确性与指标符合性。为解决大型舱体高低温复杂温度分布环境的分离试验难度大的问题, 以大型高温低温试验箱为基础, 结合区域性温控加热器、测温电阻和操作方便的多层包覆的分区联动温控方案, 研制了大型航天器空间温度场模拟分离试验系统^[17]。试验时将轨道器舱体放在该试验系统中, 根据热试验和热仿真分析的结果, 对分离面附近舱体进行精确温度控制, 在分离界面达到规定的温度要求时进行试验。大型航天器空间温度场模拟分离试验系统组成如图18所示。其中温度试验箱、分离界面温度控制系统、悬吊和缓冲装置组成高低温分离试验环境模拟系统; 高速摄影系统、摄像系统、分离时间测量系统组成试验测量系统; 火工品起爆装置组成分离试验控制系统。试验系统温度场施加温差覆盖200℃温差能力, 满足要求。

为确保分离试验的真实、有效性, 分离系统参试

图 18 大型航天器空间温度场模拟分离试验系统示意图

Figure 18 Space temperature field simulation separation test system for large spacecraft.

产品包括结构舱体、连接解锁装置、弹簧分离装置、分离电连接器、分离行程开关以及用于控制分离电连接器电分离和连接解锁装置火工品起爆的综合电子单机。分离时按照实际飞行程序, 由综合电子单机依次给出分离电连接器分离指令和火工品起爆指令, 通过试验测量系统获取分离时间、速度、分离姿态等参数。

利用该系统开展了如下工况的分离试验。

(1) 利用气动解锁的分离螺母进行了全系统调试测试, 获取了系统响应参数, 确认试验系统温度场施加温差能力满足试验要求。

(2) 各分离面都进行了高温工况和低温工况两种工况的下的解锁分离试验。

5.3 真空冷焊试验

为验证分离面防真空冷焊设计的正确性, 在中国航天511所进行了与任务时间1:1的部件级真空冷焊试验。试验部件的材料、厚度、热处理状态、表面镀覆状态、连接安装方式、加载力矩等与飞行产品分离面结构完全一致。

中国航天511所超高真空罐设备稳定后真空度基本可达到 10^{-7} Pa量级, 最高真空度能短暂达到的 8×10^{-8} Pa。试验时连续进行了常温真空试验、高温真空试验、低温真空试验、高低温交变试验等多个工况的试验, 高温达到 $95^\circ\text{C} \pm 5^\circ\text{C}$, 低温达到 $-95^\circ\text{C} \pm 5^\circ\text{C}$, 覆盖了在轨分离面及安装产品的温度范围并有一定余量。累计试验时间达到465.083 h, 完全覆盖了轨道器从发射入轨到与对接舱分离的时间, 并有一定余量。

试验结果表明, 所有参试部件在规定的试验时间、试验环境条件下未发生冷焊或粘连现象。典型试验部件试验后分离面状态如图19所示。从图19中可以看出, 试验部件分离面无任何冷焊或粘连痕迹。

6 结论

本文对嫦娥五号轨道器分离系统的任务特点、难点进行了分析, 阐述了分离系统的设计思路、设计方

图 19 (网络版彩图)典型试验部件试验后分离面状态

Figure 19 (Color online) Appearance of the separation surface after testing of a typical test part set.

案、关键单机设计、防冷焊设计、分离精度保证设计、分离动力学仿真分析与试验验证方案。嫦娥五号轨道器分离系统采用点式连接解锁、弹簧分离装置分离的方案具有重量轻, 承载能力大, 空间环境适应性好, 解锁可靠性高, 分离精度高, 不易发生真空冷焊等优点。提出双作动火工连接解锁机构了解锁冗余设计难题, 采用钢丝绳组件作为分离电连接器的备份分离手段, 提高解锁分离可靠性; 分离面两边采用不同表面处理措施或采用异种金属解决真空冷焊问题; 通过控制分离体质心横移, 提高弹簧分离装置输出力一致性等措施提高分离精度; 提出了基于热-结构-流体多场耦合特征的分体仿真分析方法, 解决了多因素对立约束条件下在轨分离动力多参数优化匹配问题, 支撑了分离系统的设计; 研制了响应、高精度、高承载、微重力分离试验系统和大型航天器空间温度场模拟系统, 解决了大型航天器空间失重和复杂温度环境下解锁分离的地面验证难题, 确保了地面试验的充分性和有效性。经飞行试验的最终验证, 轨道器分离系统设计正确, 可靠性高, 地面仿真和试验验证方法有效, 各项指标满足任务要求。轨道器分离系统相关设计技术和产品可推广应用于后续月球探测任务、深空探测任务、载人航天任务和其需要进行空间分离的航天器任务。

参考文献

- 1 People's Daily Online. Congratulatory message from Xi Jinping on behalf of the CPC Central Committee, The State Council, and the Central Military Commission on the success of the Chang'e-5 lunar exploration project (in Chinese). 2020-12-17, <https://politics.people.com.cn/n1/2020/1217/c1024-31969129.html> [人民网. 习近平代表党中央、国务院和中央军委祝贺探月工程嫦娥五号任务取得圆满成功的贺电. 2020-12-

- 17, <https://politics.people.com.cn/n1/2020/1217/c1024-31969129.html>
- 2 Yuan J J. Structural Design and Analysis of Satellite (in Chinese). Beijing: China Aerospace Publishing House, 2004 [袁家军. 卫星结构设计与分析. 北京: 中国宇航出版社, 2004]
- 3 Yang J Z, Lou H W. Spacecraft separation devices (in Chinese). Manned Spaceflight, 2007, 2: 11–14 [杨建中, 娄汉文. 航天器解锁分离装置. 载人航天, 2007, 2: 11–14]
- 4 Yang J Z, Qi Y F, Lou H W. Unlockable connection and separation devices used on spacecraft (in Chinese). Spacecr Environ Eng, 2003, 12: 47–54 [杨建中, 祁玉峰, 娄汉文. 航天器上使用的可解锁连接与分离装置. 航天器工程, 2003, 12: 47–54]
- 5 Bai Z F, Guo L L, Chen D S. Late-model non-pyrotechnic devices for separation of satellite-launching vehicle (in Chinese). Missile Space Vehcile, 2009, 1: 31–37 [白志富, 果琳丽, 陈岱松. 新型非火工星箭连接分离技术. 导弹与航天运载技术, 2009, 1: 31–37]
- 6 Zhang Y, Yang S B, Wang J, et al. Design on the low shock separation device of direct thrust model (in Chinese). Initiat Pyrotech, 2007, 6: 33–46 [张营, 杨树彬, 王键, 等. 直推式低冲击分离装置设计. 火工品, 2007, 6: 33–46]
- 7 Zhang F, Yang S B, Yang A M, et al. Design of the low impact separation bolt (in Chinese). Initiat Pyrotech, 2006, 3: 14–22 [张枫, 杨树彬, 杨安民, 等. 一种低冲击分离螺栓的设计. 火工品, 2006, 3: 14–22]
- 8 Zhang W, Fang B D, Cheng M, et al. Design of separation configuration for spacecraft (in Chinese). Aerosp Shanghai, 2013, 30: 1–7 [张伟, 方宝东, 成玫, 等. 空间飞行器分离式构型设计. 上海航天, 2013, 30: 1–7]
- 9 Sheng R Q, Chen C L, Xing Z Y, et al. A universal design method for spacecraft on-orbit separation (in Chinese). J Deep Space Expl, 2018, 5: 392–396 [盛瑞卿, 陈春亮, 邢卓异, 等. 一种通用的航天器在轨分离设计方法. 深空探测学报, 2018, 5: 392–396]
- 10 Tong J Y. Space cold welding effect and its avoidance (in Chinese). Spacecr Environ Eng, 2000, 1: 39–45 [董靖宇. 空间冷焊效应及其防护技术研究. 航天器环境工程, 2000, 1: 39–45]
- 11 Wang L, Yan R X. A study on cold welding and protection against cold welding (in Chinese). Spacecr Environ Eng, 2008, 25: 558–563 [汪力, 闫荣鑫. 超高真空环境冷焊与防冷焊试验现状与建议. 航天器环境工程, 2008, 25: 558–563]
- 12 Zhao Q L, Xiao Y Z, Liu L J. Mechanism and protection scheme of physical tabling in spacecraft interface (in Chinese). Chin Space Sci Tech, 2014, 2: 45–53 [赵启龙, 肖余之, 刘鲁江. 航天器分离面物理嵌合机理及防护方案. 中国空间科学技术, 2014, 2: 45–53]
- 13 Yang Y, Yang Z P. Research on centroid optimization technology of multi-separation planes spacecraft (in Chinese). Missiles Space Venicl, 2019, 5: 23–39 [杨勇, 杨自鹏. 基于多分离剖面的航天器质心优化技术. 导弹与航天运载技术, 2019, 5: 23–39]
- 14 Zhang H, Hu Z Y, Liu H W, et al. Analysis of effect factor of the on-orbit aircraft high precision point-style separation (in Chinese). In: The 14th Academic Annual Conference of Committee of Deep Space Exploration Technology of Chinese Society of Astronautics. Chengdu, 2017 [张华, 胡震宇, 刘汉武, 等. 航天器高精度点式分离的影响因素分析. 见: 第十四届中国宇航学会深空探测技术学术年会. 成都, 2017]
- 15 Zhang H, Hu Z Y, Liu H W, et al. Research on dynamic simulation of on-orbit aircraft separation based on multiple parameters deviation influence (in Chinese). J Dynam Control, 2018, 16: 295–301 [张华, 胡震宇, 刘汉武, 等. 基于多参数偏差影响的航天器分离动力学仿真研究. 动力学与控制学报, 2018, 16: 295–301]
- 16 Wang J M, Xiao C Q, Wang J T. Achieve microgravity environment of hydraulic gravity balance system (in Chinese). China Patent. CN104500459A. 2015-04-08 [王金明, 肖传清, 王金童. 实现微重力环境的液压重力平衡系统. 中国专利. CN104500459A. 2015-04-08]
- 17 Li P, Wang J T, Yu Z. A temperature control system and test method for atmospheric pressure, high and low temperature testing (in Chinese). China Patent. CN106054978A. 2016-10-26 [李鹏, 王金童, 禹志. 一种常压高低温试验时产品温度控制系统及方法. 中国专利. CN106054978A. 2016-10-26]

Design and test of a separation system for Chang'e-5 orbiter

YU Zhi¹, WANG JinTong¹, YANG Min¹, LIU HanWu¹, HU ZhenYu^{1,2},
TANG Jie¹ & ZHANG Hua^{1,2}

¹ Aerospace System Engineering Shanghai, Shanghai 201109, China;

² Shanghai Key Laboratory of Spacecraft Mechanism, Shanghai 201108, China

The Chang'e-5 orbiter achieved China's first multiple-separation missions in the lunar orbit. Because of the strict weight limit of the lunar probe, the complicated space environment of the lunar orbit, and the high reliability and security requirement of connection separation missions, it is difficult to design and verify the separation system. This paper introduces the function and composition of the separation system of the orbiter, the configuration of each separation interface, the key device scheme, separation dynamics simulation analysis, ultrahigh vacuum-separation interface cold-welding protection design, and the ground verification test of the separation system. For the problem of harsh weight limitation, we proposed a large load-bearing, light, and small point-type connection separation scheme. In response to the problem of high separation reliability, a pivot-type double-acting pyrotechnic connection-unlocking mechanism was invented to achieve full-link redundancy of the unlocking and separation link; to solve the problem of high separation safety, we identified the influencing factors, such as the transverse displacement of the separation body mass, deviation of the spring separation device output force, change in the spring separation device stiffness, and unlocking asynchrony, and we took corresponding design measures. Because of the difficulty in verifying the separation system under a large temperature difference and microgravity space environment, a separation simulation analysis method based on the coupling characteristics of the thermal-structural-fluid multifield, hydraulic gravity balance method of gas-hydraulic-electric linkage control, and large spacecraft zonal linkage temperature control method were proposed; then, the corresponding separation test system was developed and the ground tests were performed. A flight test showed that the separation system of the Chang'e-5 orbiter is correct and meets the mission requirements.

Chang'e-5 orbiter, lunar orbiter, separation system

doi: [10.1360/SST-2021-0098](https://doi.org/10.1360/SST-2021-0098)