嫦娥五号探测器结构分系统设计与实施

董彦芝¹, 张高¹, 杨昌昊^{1*}, 曾惠忠¹, 邓宇华¹, 王勇², 盛聪¹, 刘峰¹

1. 中国空间技术研究院总体设计部, 北京 100094;

2. 上海宇航系统工程研究所, 上海 201109

* E-mail: 15210250769@163.com

收稿日期: 2021-03-31; 接受日期: 2021-06-21; 网络版发表日期: 2021-08-04

国家中长期科技发展规划重大专项工程资助项目

摘要 嫦娥五号探测器首次实现了我国无人月面自动采样返回任务, 探测器构型复杂、轻量化和精度要求高、环境条件和载荷工况严苛. 本文对探测器整器结构及各子器结构的设计方案进行了概要介绍, 并特别针对月面采样、月面起飞、月球轨道交会对接与样品转移、携带月球样品高速(11 km/s的近第二宇宙速度)返回地球等任务环节所面临的关键技术问题, 重点阐述了着陆器与上升器的轻量化、高精度复材结构设计方法, 隔热承力一体化月面起飞平台结构的技术方案、适应斜落着陆冲击的返回器结构缓冲设计和可开关舱门的迷宫式热密封设计等. 飞行任务的实施结果表明, 嫦娥五号探测器结构分系统的设计取得了圆满成功.

关键词 嫦娥五号, 探测器, 结构, 设计, 实施

1 引言

嫦娥五号探测器是我国探月工程“绕、落、回”三步走中的收官之战. 探测器结构分系统是实现探测器构型, 提供仪器设备安装、器箭连接、器间连接、总装操作等功能接口, 传递和承受任务各阶段载荷的重要分系统. 根据任务需求, 探测器结构分系统的主要产品包括轨道器子结构、返回器子结构、着陆器子结构以及上升器子结构, 并通过各型火工装置连接而成.

嫦娥五号探测器的任务包括发射入轨、地月转移、近月制动、环月飞行、着陆下降、月面采样与封装、月面起飞上升、月球轨道交会对接与样品转移、环月等待、月地转移以及再入回收等11个环节, 期间

存在探测器整器、轨返组合体、着陆上升组合体、上升器单器、上升器与轨返组合体、轨返组合体、返回器单器等多种在轨服役状态, 并承受复杂的力-热环境和空间环境. 探测器结构需要在各种服役状态和环境条件下, 可靠承载并保持精度(表1, 图1).

与我国以往的近地轨道航天器和深空探测航天器相比, 嫦娥五号探测器具有以下任务特点与技术难点.

(1) 嫦娥五号探测器的飞行阶段、任务目标、发动机点火次数、火工品起爆次数、机构动作极为复杂. 探测器结构平台, 特别是多个子结构在经历了多阶段的飞行任务环境后, 仍要保持可靠的大承载能力和高精度水平. 例如着陆器子结构, 在经历了发射段的力学环境和在轨段的空间环境后, 继续肩负着上升器

引用格式: 董彦芝, 张高, 杨昌昊, 等. 嫦娥五号探测器结构分系统设计与实施. 中国科学: 技术科学, 2021, 51: 886–897

Dong Y Z, Zhang G, Yang C H, et al. Design and implementation of a structural subsystem of Chang'e-5 probe (in Chinese). Sci Sin Tech, 2021, 51: 886–897, doi: 10.1360/SST-2021-0137

图 1 (网络版彩图)嫦娥五号探测器的任务环节
Figure 1 (Color online) Mission of the Chang'e-5 probe.

表 1 探测器飞行过程中组合状态及结构承载情况
Table 1 Combination state and structure bearing capacity of the probe during mission

序号	飞行阶段	探测器组合状态	结构承载情况
1	发射入轨段	探测器整器	运载发射阶段的加速度、振动、噪声等力学载荷
2	地月转移段	探测器整器	地月转移阶段的温度交变、真空、辐照等空间环境
3	近月制动段	探测器整器	月球轨道的温度交变、真空、辐照等空间环境
4	环月飞行段	轨返组合体 着陆上升组合体	两两组合体分离的振动、冲击等力学载荷 月球轨道的温度交变、真空、辐照等空间环境
5	着陆下降段	着陆上升组合体	月面着陆冲击载荷
6	月面工作段	着陆上升组合体	月面的温度、真空、辐照等空间环境
7	月面上升段	着陆器 上升器	月面起飞平台承受3000 N发动机羽流力-热载荷 月面起飞的加速度、振动等力学载荷
8	交会对接段	上升器与轨返组合体	月球轨道的温度交变、真空、辐照等空间环境
9	环月等待段	轨返组合体	月球轨道的温度交变、真空、辐照等空间环境
10	月地转移段	轨返组合体	月地转移阶段的温度交变、真空、辐照等空间环境
11	再入回收段	返回器	再入阶段的加速度载荷、气动热载荷、地面着陆冲击载荷等

完成着陆月面的任务，并要在经受月面着陆冲击载荷后为月面采样和月面起飞任务提供一个稳定、可靠的

平台。而上升器子结构，在经历了发射段的力学环境、在轨段的空间环境以及月面着陆冲击载荷后，继续承

担月面起飞任务, 经受月面起飞时的力学环境, 上升到月球轨道后, 仍具有足够的结构精度保证上升器与轨返组合体之间的精确交会对接, 确保样品安全转移。

(2) 与嫦娥三号着陆器不同, 嫦娥五号着陆器不仅需要背负上升器发射、在月面着陆, 还需要在月面采样与月面起飞上升任务中, 作为月面采样和月面起飞上升的高稳平台。着陆器子结构需要提供月面钻取和表取采样装置的安装接口、与上升器之间的过渡连接结构, 以及抵御上升器发动机高热羽流所需的导流结构。上升器子结构是嫦娥五号新研制的轻量化、高精度结构产品, 以顺利实现首次月面起飞上升、月球轨道交会对接与样品转移任务, 并提供月面钻取采样装置、样品容器装置以及交会对接机构被动端等高精度设备的安装接口^[1]。

(3) 在我国首次月球轨道交会对接与样品转移任务中, 首先完成轨返组合体与上升器对接, 然后通过安装在轨道器上的样品转移机构, 将上升器中的样品容器转移到返回器的前端样品舱内, 最后样品转移机构撤收, 返回器舱门关闭。这一系列动作, 要求结构产品提供很高的设备安装精度, 同时具有良好的精度保持能力^[2]。

(4) 在我国首次携带月球样品高速(11 km/s的近第二宇宙速度)返回地球的任务中, 轻质高效的烧蚀隔热结构是设计的难点^[3]。此外, 返回器舱门在发射状态为打开状态, 当样品容器从上升器转移到返回器后, 舱门方才关闭。这与嫦娥五号飞行试验器任务中, 舱门始终处于关闭状态、舱门处采取缝隙防火涂覆的情况完全不同。由于任务特性使然, 嫦娥五号返回器的舱门不能采用缝隙防火涂覆的方法, 如何保证舱门对样品容器的隔热密封保护是一个技术难题。此外, 在返回器着陆地面时, 理论着陆姿态为返回器倾斜 31° , 大底拐角部位首先着地。大底拐角与大梁上设备之间的最小间距只有10 mm, 大底结构的变形吸能空间受限。侧壁与大底在拐角位置连接, 着陆冲击载荷通过大底传递到侧壁上, 有可能导致样品容器挤压受损, 如何确保设备安全同样是一个设计难题。

(5) 探测器重量受到运载能力的严格限制, 结构分系统产品作为探测器的平台, 必须采用一切设计手段尽可能降低结构重量。

综上所述, 复杂的任务目标、轻量化和高精度要求以及恶劣的力-热耦合环境, 给嫦娥五号探测器结构

分系统的设计提出了严峻的挑战^[4]。

2 结构技术方案

探测器结构分系统的主要产品由轨道器子结构、返回器子结构、着陆器子结构、上升器子结构通过火工装置连接组成, 下面从分系统整体和上述4个单器子结构的维度分别对结构技术方案进行说明。

2.1 整器结构技术方案

2.1.1 传力路径与构型设计

根据飞行任务分析, 探测器不同状态下所需重点关注的传力路径如下: (1) 对于探测器整器(轨道器), 主要考虑发射状态的载荷和传力路径; (2) 对于着陆上升组合体, 主要考虑月面着陆冲击载荷下的传力路径; (3) 对于上升器, 除发射、月面着陆外, 还需要考虑月面起飞、月球轨道对接时的载荷; (4) 对于返回器, 除发射载荷外, 还需要侧重关注再入返回阶段的载荷。

分系统以传力路径最短作为结构构型的首要设计原则, 根据不同方案下的传力路径对比分析, 最终确定了串并联形式的探测器结构构型(图2)。其中, 位于探测器最底端的轨道器, 由于发射时的准静态载荷均需要通过它传递到着陆上升组合体和返回器上, 因此, 采用了具备良好承载效率的大直径薄壁筒-锥构型; 返回器质量较轻、包络尺寸较小, 主要考虑再入阶段的气动和过载, 仅需承受自身的载荷, 按照最短传力路径的原则, 将其设计在轨道器内部, 发射时的惯性载荷直接传递给轨道器; 着陆器除承受发射载荷外, 还需要承受着陆冲击载荷, 因此继承了嫦娥三号的成功经验, 采用八棱柱形状的桁架与箱板相结合构型, 并进行了优化改进, 通过点式连接分离机构与轨道器连接, 进一步提高了结构承载效率; 为了实现着陆上升组合体的传力路径最短, 上升器结构采用与着陆器结构相同的八棱柱外形箱板式结构构型, 以内部的十字隔板为主传力路径, 并与着陆器之间采用点对点的连接方式传递载荷。

2.1.2 刚度分配

从构型上看, 轨道器、着陆器和上升器自下而上串联成一个整体, 而返回器直接连接在轨道器上。返

图2 (网络版彩图)嫦娥五号探测器的发射构型及串并联传力路径。(a) 发射构型; (b) 传力路径

Figure 2 (Color online) Launch configuration and the series-parallel force transmission path of the Chang'e-5 probe. (a) Launch configuration; (b) force transmission path.

回器质量占比较小, 而且其处于传力路径的最顶端, 对探测器整器刚度影响较小, 因此, 对返回器的刚度分配要求是避开探测器基频, 不与探测器基频产生耦合。轨道器、着陆器和上升器自下而上串联成一个整体, 直接决定探测器整器的基频。此外, 由于各子器结构设计工作需要并行开展, 因此, 合理分解出各子器结构的刚度指标, 提出各子器结构的加强设计, 是开展结构方案设计的一个关键环节。

探测器的刚度分配设计如下: ① 首先根据各子器初步确定的构型以及结构的初步设计方案, 建立有限元模型, 分析得出探测器的基频; ② 对分析结果进行判断, 若不满足要求, 对结构影响刚度的关键部位进行加强设计, 迭代分析, 直至探测器刚度满足要求; ③ 在第②步的基础上, 对各子器进行模态分析, 根据分析结果, 对结构刚度进行分配, 提出各子器的刚度要求。

根据初步确定的各子器构型及初步设计方案, 建立有限元模型(图3), 根据探测器基频对应的模态应变能识别出关键部位, 对其进行加强设计, 最终使探测器的基频满足运载要求, 并留有一定的余量; 在此基础上, 进一步开展各子器的模态分析, 提出各子器的刚度要求。

图3 (网络版彩图)嫦娥五号探测器有限元模型

Figure 3 (Color online) Element model of the Chang'e-5 probe.

2.1.3 安全系数与裕度

研制阶段, 分系统采用多层级复合结构形式、轻质高强高模结构材料、防热承力一体化、多层次综合数值优化等多种结构轻量化设计方法, 进行探测器结构的减重优化设计。结构设计的安全系数及裕度的选取如表2所示, 以最小的代价实现结构的大承载能力和高精度要求。最后通过仿真分析与验证试验相结合的方式, 达到对地面载荷(起吊、翻转、运输、测试、贮存等)和飞行各阶段力-热载荷的全面覆盖, 以保证结构设计正确性和产品质量的可靠性。

2.1.4 连接分离面设计

与其他航天器不同, 嫦娥五号探测器结构连接分离面数量多、结构形式复杂, 6个连接分离面(图4)分别为: ① 整器结构与运载火箭的连接分离面; ② 着陆上升组合体与轨返组合体分离面; ③ 轨道器锥段与筒段分离面; ④ 上升器与着陆器分离面; ⑤ 轨道器交会对接支架与筒段分离面; ⑥ 返回器与轨道器分离面。

各连接分离面均采用集中点连接分离方式, 局部承载结构具有足够的强度、刚度和尺寸形位精度, 装配过程中具备引导与定位功能, 能够保证可靠的连接与分离。

此外, 各分离面通过接触和接地线实现电导通, 并

表 2 探测器结构的安全系数及裕度

Table 2 Safety factor and margin of the probe structure

载荷工况	结构部件	安全系数	金属材料安全裕度	非金属材料安全裕度
地面载荷	探测器结构	2.00		
飞行惯性载荷	探测器结构	1.50		
月面着陆冲击载荷	着陆上升组合体结构	1.50	屈服强度 $MS \geq 0$	首层失效 $MS \geq 0.25$
月面起飞羽流热载荷	羽流导流结构	1.35	极限强度 $MS \geq 0.15$	承载强度 $MS \geq 0.25$
再入气动加热载荷	返回器结构	1.35	稳定性 $MS \geq 0.25$	稳定性 $MS \geq 0.30$
地面着陆冲击	返回器结构	1.00

图 4 (网络版彩图)嫦娥五号探测器的连接分离面

Figure 4 (Color online) Joint-separating surfaces of the Chang'e-5 probe.

通过材料差异性或表面涂覆氧化物涂层的方式防止发生真空冷焊风险。

2.2 轨道器子结构

轨道器子结构位于探测器的底端，在圆筒构型的基础上增加了与着陆器连接的过渡锥段，圆筒内部采用具备高承载效率的球壳作为主承力结构，球壳上开孔安装4个贮箱，球壳凸面通过安装倒锥和返回器转接环承载整个返回器，球壳凹面安装推进发动机。圆筒内部设计有十字隔板，将圆筒、球壳、安装倒锥、仪器圆盘连接在一起，并共同承载。锥段结构内设计有月球轨道交会对接与样品转移对接舱结构。

轨道器子结构由推进仪器舱结构、对接舱结构、支撑舱结构组成。推进仪器舱由筒段结构、承力球

冠、十字隔板、安装倒锥、返回器转接环和仪器圆盘组成。轨道器结构如图5所示。

2.3 返回器子结构

返回器子结构按照功能可分为承力结构和防热结构，按照构型可分为前端结构、侧壁结构、大梁和大底结构。

前端承力结构主要承受平板受压工况，故采用高强铝合金材料；侧壁承力结构采用铝合金蒙皮桁条隔框半硬壳式焊接式结构；大底承力结构考虑着陆缓冲吸能要求，采用铝合金蒙皮并焊接辐射状加强筋式结构；针对承载和刚度要求，大梁结构采用高强变形镁合金，整体机加成井字型(图6)。

返回器结构不仅需要承受发射段和在轨段载荷，

还需要承受再入段的气动力-热载荷, 与近地轨道返回的神舟飞船相比, 月球再入返回过程中的气动力-热环境更加严酷. 嫦娥五号返回器的驻点热流密度峰值约是飞船的6倍, 气体总焓约是飞船的2倍, 剪切力约是飞船的9倍, 驻点总加热量约是飞船的2倍. 一般情况下, 能够耐受迎风面高热流密度峰值和大剪切力条件的抗剥蚀烧蚀材料密度和热导率会较高, 而为了确保内部结构温升满足指标要求, 采用该类材料的隔热结构需要设计的比较厚、重量代价大. 而对于热流和剪

图 5 (网络版彩图)轨道器子结构
Figure 5 (Color online) The orbiter substructure.

图 6 (网络版彩图)返回器子结构(承力结构部分)
Figure 6 (Color online) The reentry substructure (load-bearing structure).

切力条件相对较低的区域, 宜采用抗剥蚀性能一般, 密度和热导率较低的轻质隔热材料, 效果更佳. 综合考虑, 隔热结构按照返回器表面各处热流环境的差异, 采用分区域、变材料设计方法, 研制了7种新型低密度隔热材料套装在返回器金属承力结构外部^[5,6]. 隔热结构通过胶黏剂粘接在内部金属承力结构上, 前端隔热材料密度最低、厚度最薄, 侧壁隔热材料密度适中, 隔热层厚度自下而上递减, 大底隔热材料迎风面密度最大、隔热层也最厚(图7). 通过变材料、变厚度设计方法, 不仅减轻了隔热结构质量, 同时使得返回器结构质心靠近大底迎风面一侧, 可以进一步减少返回器的配重代价.

2.3.1 样品容器舱可开关舱门隔热密封技术

为确保月壤的安全返回, 总体布局上将样品容器舱设置在返回器的前端, 使得再入返回过程中样品容器舱始终位于背风面, 该部位气动加热量为整器最小; 结构设计上, 通过安装在舱门上的舱门隔热盖对样品容器舱进行隔热密封保护. 由于嫦娥五号返回器舱门采用单轴电机驱动关闭方式, 无法提供大尺寸环状密封圈隔热密封所需的预紧力, 因此提出了“迷宫路径”的动态隔热密封方案(图8). 舱门隔热盖采用螺接方式安装在舱门金属结构上, 在隔热盖的边缘位置设计环状帽形结构实现隔热盖与舱门金属结构之间的热密封. 在舱门金属结构与样品容器舱法兰之间设计了环状帽形对接面, 既可以增加再入过程中热气进入样品容器

图 7 (网络版彩图)返回器子结构(隔热结构部分)
Figure 7 (Color online) the reentry substructure (thermal protection structure).

图8 样品容器舱门防热密封方案

Figure 8 Thermal sealing scheme at the door of sample container compartment.

舱的换热长度, 起到良好的热密封效果, 同时能够在执行舱门关闭动作时起到运动导向作用。舱门局部的防热密封设计通过了地面电弧风洞烧蚀试验考核, 效果良好。

2.3.2 适应斜落着陆冲击的一体化结构设计及验证技术

嫦娥五号返回器着陆速度的竖直分量约13 m/s, 水平分量约10 m/s, 着陆时大底拐角局部首先着地, 而大底拐角与大梁上设备的最小间距只有10 mm, 在着陆冲击载荷作用下有可能会造成样品容器挤压受损。

针对返回器结构轻量化要求和钝头体斜落着陆冲击特点, 返回器金属大底采用两层铝合金蒙皮、内部焊接辐射状加强筋的结构形式, 可在较小的缓冲行程下, 最大程度地吸收着陆冲击能量; 侧壁与大底采用多点连接, 侧壁后端框与金属大底端框对接成一个口字型框架, 提高了返回器结构着陆部位的局部刚度, 吸收能量提高55%以上; 大梁结构采用具备较高比模量和抗冲击性能好的变形镁合金材料整体机加而成, 并在局部位置加强设计引导结构变形方向(图9)。最终, 通过基于变形量、吸能量分配以及结构变形引导的着陆缓冲结构设计方法, 在保证结构轻量化的同时, 解决了狭小空间下的冲击变形难题, 实现了对样品容器的有效保护^[7]。

2.4 着陆器子结构

着陆器子结构采用桁架结构与箱板结构相结合的结构形式, 桁架结构作为主承力结构, 板结构作为辅助

图9 返回器着陆姿态与着陆吸能结构示意图。(a) 着陆姿态; (b) 着陆吸能结构

Figure 9 Landing attitude of the reentry and the landing energy absorbing structure. (a) Landing attitude; (b) landing energy absorbing structure.

结构(图10)。着陆器主结构为近似八棱柱形, 采用四贮箱并排安装的桁架结构方案, 以适应推进剂质量占比大的特点。

月面着陆缓冲机构连接在着陆器结构上, 月面着陆过程中缓冲机构的极限输出载荷最大可达48.06 kN, 载荷作用点距离舱体表面160 mm, 该部位的结构设计需要克服板式结构承受点式集中悬臂大载荷问题。据此提出了基于编织材料接头的多层级渐进加强设计方法, 主要包括: 传力路径上, 连接缓冲结构的主缓支撑筒承受并传递了全部着陆冲击载荷, 其特点是将集中大载荷较均匀地扩散到侧板较大的环形区域。主缓支

图 10 (网络版彩图)着陆器子结构

Figure 10 (Color online) The lander substructure.

撑筒采用碳纤维三维编织结构设计方案,应用树脂转移模塑成形工艺(RTM)制造而成,具有较高的层间力学性能,比传统模压结构件具有更好的抗冲击性能,而且对局部开孔影响敏感度较低,在确保承载能力的同时极大减轻了结构质量(图11)。主缓冲撑筒传来的冲击载荷和附加弯矩由着陆器结构的侧板和隔板共同承受,侧板隔板之间采用角条固定连接为T字形,并采用梯度内贴高模量碳纤维面板的方式对结构板承载区域进行渐进加强。该方法解决了着陆缓冲支撑结构轻量化难题。最终在相对构型紧凑的设计情况下,通过少量的重量代价达到了预期的加强效果^[8]。

此外,嫦娥五号的羽流导流结构安装在着陆器顶板上,发动机点火过程中,导流结构在引导羽流扩散的同时,自身要经受分布不均的冲击压力及高热流耦合环境。根据热流密度及加热量分析结果,选用了适应宽幅突变热流环境、安全性和可靠性高的烧蚀防热方案,并制备出密度低、烧蚀性能满足要求的轻质烧蚀防热承载一体化材料SPQ9。尖锥构型的导流结构采用蒙皮环形加强筋的结构形式,如图12所示^[9]。

2.5 上升器子结构

上升器子结构由球冠形底板、十字隔板、顶板、八块外侧板组成,如图13所示。其中,上升器底板作为主传力结构要将上升器整器加速度载荷传递到着陆器上(图14),因此是上升器的关键结构部件。

底板设计早期,分系统确定了三种候选方案:预埋加强梁的蜂窝夹层结构板、铝合金整体机加成型的加筋壳结构和碳纤维增强树脂材料整体成型的加筋壳结

构。综合考虑使用温度环境适应性和质量代价,确定采用上述第3种设计方案。在上述第3种设计方案基础上,采用力学性能相当的各向同性材料模拟复合材料的有

图 11 (网络版彩图)主缓冲撑筒部位局部结构

Figure 11 (Color online) Local structure of the main buffer support cylinder.

图 12 (网络版彩图)羽流导流结构

Figure 12 (Color online) Diversion structure of the engine plume.

图 13 (网络版彩图)上升器子结构

Figure 13 (Color online) The ascendant substructure.

图 14 上升器底板

Figure 14 Bottom plate of the ascendant substructure.

限元模型(图15), 综合运用拓扑优化、形貌优化、尺寸拓扑优化、尺寸优化不同的结构数值优化方法相互验证地、分层次地对大承载薄壁复合材料加筋壳结构进行减重设计, 同时结合工程经验和传力路径最短的设计准则对优化结果进行校验, 最终得到强度裕度和刚度略高于初步设计方案的减重优化设计方案, 优化后方案质量为11.8 kg, 通过优化减轻了30.2%的质量(实现减重5.1 kg)^[10].

3 研制试验与飞行验证

2011年1月至2012年12月, 结构分系统完成了方案阶段的研制工作, 实现了技术见底, 主要包括月球高速跳跃式再入热防护关键技术攻关、返回器着陆缓冲技术攻关、整器结构优化减重技术攻关和碳纤维复杂薄壁结构(轨道器球壳、上升器支架、上升器底板等)的工艺攻关, 探测器结构工程样机的研制和鉴定级静力试验、振动与噪声试验(图16).

图 15 (网络版彩图)上升器有限元模型

Figure 15 (Color online) Element model of the ascendant substructure.

2013年1月至2015年6月, 结构分系统完成了初样阶段的研制工作, 实现了产品见底. 主要包括探测器初样热控器、结构器研制, 结构器鉴定级振动与噪声试验, 局部真实结构的鉴定级热循环试验以及静力试验, 并参与了总体负责的着陆起飞综合验证试验、全尺寸羽流导流试验(图17)、热控器的热试验以及结构器的器箭对接分离试验、器间解锁试验等.

特别地, 对于返回器, 完成了飞行试验器的鉴定级地面试验(静力试验、振动与噪声试验、着陆冲击试验(图18)、烧蚀试验(图19)、辐照试验等), 并顺利通过了飞行试验器的飞行验证.

2015年7月至2016年1月, 结构分系统完成了正样阶段的研制工作, 产品交付总体后参加了探测器单器、组合体和整器的总装与测试工作, 器间接口、结构与其他分系统的接口、结构与地面工装的接口得到

图 16 (网络版彩图)探测器工程样机振动与噪声试验
Figure 16 (Color online) Sine vibration and random vibration tests of the engineering product.

图 17 (网络版彩图)全尺寸羽流导流综合验证试验
Figure 17 (Color online) Comprehensive verification test of full-scale engine plume.

图 18 (网络版彩图)返回器着陆冲击试验
Figure 18 (Color online) Landing impact test of the reentry.

图 19 (网络版彩图)返回器典型烧蚀试验件
Figure 19 (Color online) Typical ablation test models of the reentry.

有效验证; 参加了探测器整器准鉴定级振动与噪声试验, 结构强度、刚度和产品质量得到验证; 参加了器箭对接、分离试验, 结构与运载的接口得到有效验证; 参加了器间、舱段解锁试验, 器间、舱段结构间接口得到有效验证; 参加了探测器热平衡热真空试验, 结构适应在轨空间环境的能力得到验证. 2017年12月至2020年3月, 结构分系统产品随探测器贮存, 期间产品状态保持良好.

2020年11月24日, 嫦娥五号探测器成功发射. 探测器顺利完成了月面采样、月面起飞、月球轨道交会对接与样品容器转移. 2020年12月17日凌晨, 返回器携带月球样品高速(11 km/s的近第二宇宙速度)返回地球. 现场检查返回器外形完好, 前端样品舱舱门处热密封良好(图20). 飞行数据显示: 落地时刻样品舱的温度为 -9°C , 满足防热要求. 2020年12月17日晚间, 月球样品容器在北京被从返回器中取出, 样品容器完好, 月壤未受污染及损伤.

4 结论

嫦娥五号探测器结构分系统作为实现探测器构

图 20 (网络版彩图)返回器落地现场状态

Figure 20 (Color online) The status of the reentry at the landing site.

型, 为仪器设备安装、器箭连接、器间连接、总装操作等提供接口, 传递和承受探测器各阶段载荷的重要分系统, 在多个关键技术环节取得了突破, 为我国月面无人自动采样返回任务提供了重要的技术支撑。

通过研制工作, 提出了适应斜落着陆冲击的返回器结构方案和可开关舱门的热密封方案, 通过结构变

形控制引导和小间隙、低支反力迷宫式热密封设计, 实现了对月壤的有效防护; 提出了基于编织材料接头的月面着陆缓冲支撑结构多层级渐进加强设计方案、适应月面起飞3000 N发动机喷流的防热承力一体化羽流导流结构方案, 解决了大承载轻量化支撑结构难题和力热耦合承载难题, 确保了月面采样和月面起飞任务的顺利完成; 提出了复合材料加筋壳底板方案, 在满足强度刚度要求前提下, 实现了上升器结构的高效减重。

嫦娥五号探测器结构技术复杂、难度大, 在技术上有重大创新, 拥有多项自主知识产权, 核心关键技术自主可控, 整体技术达到国际先进水平, 其中月面起飞轻量化上升器结构达到国际领先水平。嫦娥五号探测器结构的成功研制促进了我国深空领域多任务复杂探测器的跨越式发展, 取得的技术成果可应用于后续小天体探测、火星取样返回探测、无人/载人月球探测、武器装备等, 应用前景广泛, 具有重大的社会、经济和军事效益。

参考文献

- 1 Luo W B, Zhang X W, Qian Z Y, et al. Dimensional stability analysis of the satellite structure based on in-orbit temperature measurement data (in Chinese). Chin Space Sci Tech, 2021, 41: 22–28 [罗文波, 张新伟, 钱志英, 等. 基于在轨温度测量数据的整星结构尺寸稳定性分析. 中国空间科学技术, 2021, 41: 22–28]
- 2 Yang G, Liu B, Li Z J, et al. Simulation analysis of the influence of quality characteristics on spacecraft pyroshock transmission (in Chinese). Chin Space Sci Tech, 2020, 40: 62–69 [杨光, 刘波, 李正举, 等. 质量特性对航天器火工冲击传递影响仿真分析. 中国空间科学技术, 2020, 40: 62–69]
- 3 Wang X J. Spacecraft Entry and Return Techniques (in Chinese). Beijing: China Aerospace Press, 2009 [王希季. 航天器进入与返回技术. 北京: 中国宇航出版社, 2009]
- 4 Chen L M. Spacecraft Structure and Mechanism (in Chinese). Beijing: Science and Technology Press of China, 2008 [陈烈民. 航天器结构与机构. 北京: 中国科学技术出版社, 2008]
- 5 Yang M F, Zhang G, Zhang W, et al. Technique design and realization of the circumlunar return and reentry spacecraft of 3rd phase of Chinese lunar exploration program (in Chinese). Sci Sin Tech, 2015, 45: 111–123 [杨孟飞, 张高, 张伍, 等. 探月工程三期月地高速再入返回飞行器技术设计与实现. 中国科学: 技术科学, 2015, 45: 111–123]
- 6 Dong Y Z, Liu F, Yang C H, et al. Design and verification of the TPS of the circumlunar free return and reentry flight vehicle for the 3rd phase of Chinese lunar exploration program (in Chinese). Sci Sin Tech, 2015, 45: 151–159 [董彦芝, 刘峰, 杨昌昊, 等. 探月工程三期月地高速再入返回飞行器防热系统设计与验证. 中国科学: 技术科学, 2015, 45: 151–159]
- 7 Ma X, Zhou Q, Li M T, et al. Overall technology analysis and efficiency simulation of the deep space impactor (in Chinese). Chin Space Sci Tech, 2021, 41: 120–130 [马鑫, 周琪, 李明涛, 等. 深空撞击载荷总体技术分析 with 效能仿真. 中国空间科学技术, 2021, 41: 120–130]
- 8 Wang G, Dong Y Z, Yang C H, et al. Aerospace embedded software dependability guarantee technology and application (in Chinese). Sci Sin Tech, 2015, 45: 204–212 [王刚, 董彦芝, 杨昌昊, 等. 适应斜落着陆冲击的一体化结构设计及验证技术. 中国科学: 技术科学, 2015, 45: 204–212]
- 9 Zhang C, Wang G, Liu F, et al. Design and verification technology of plume guiding device on lander roof (in Chinese). Spacecr Recovery Remote Sens, 2016, 37: 34–41 [张萃, 王刚, 刘峰, 等. 着陆器顶板羽流导向设计及验证技术. 航天返回与遥感, 2016, 37: 34–41]

- 10 Li F, Ling D S. Survey of the developing in engineering structural optimization design (in Chinese). J Eng Design, 2002, 9: 229–235 [李芳, 凌道盛. 工程结构优化设计发展综述. 工程设计学报, 2002, 9: 229–235]

Design and implementation of a structural subsystem of Chang’e-5 probe

DONG YanZhi¹, ZHANG Gao¹, YANG ChangHao¹, ZENG HuiZhong¹, DENG YuHua¹, WANG Yong², SHENG Cong¹ & LIU Feng¹

¹ Institute of Spacecraft System Engineering, China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China;

² Aerospace System Engineering Shanghai, Shanghai 201109, China

The Chang’e-5 probe has achieved the first unmanned lunar surface sampling and return mission in China. The probe faced several technical challenges, including complex configuration, high lightweight and precision requirements, and strict environmental and load conditions. The design scheme of the whole structure and substructure of the probe is briefly introduced in this paper. Particularly, for key technical problems, such as the lunar surface sampling, lunar orbital rendezvous and docking, and returning lunar samples to the earth at high speed (11 km/s, close to the second cosmic velocity), this paper expounds on the research contents of the lightweight of the lander and ascender, high-precision composites structure design method, structure scheme of the takeoff platform with the integrated heat-resistant and load-bearing technology, design of the returner bond buffer to adapt to the impact of oblique landing, and labyrinthine thermal-seal design of the hatch door. The results of the mission show that the design of the structural subsystem of the Chang’e-5 probe is a complete success.

Chang’e-5, probe, structural subsystem, design, implementation

doi: [10.1360/SST-2021-0137](https://doi.org/10.1360/SST-2021-0137)