月地高速再入返回器构型布局设计及实现

逯运通*, 张正峰, 李海飞, 刘欣, 舒燕, 田娜, 李齐, 王刚, 郭璠, 张萃, 曹瑞强

北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094

* E-mail: yuntonglu@126.com

收稿日期: 2014-12-04; 接受日期: 2014-12-29

国家中长期科技发展规划重大专项资助项目

摘要 月地高速再入返回器是我国首次深空再入返回的航天器, 具有空间紧凑、耦合性强、质心要求高、精度要求高等技术难点. 对返回器的构型布局总体设计及关键实现环节进行了描述, 包括轻小型密闭舱体的构型布局设计、推力器的一体化布局、高精度质心配平设计与实现、关键单机布局与精度保持设计、基于双斜面的精测方法及验证等, 并以此为基础完成了返回器的总装设计与系统集成, 通过了地面与飞行验证.

关键词

月地返回
高速再入
返回器
高精度
构型布局
总装设计

1 引言

月地高速再入返回飞行器是我国首次深空再入返回的航天器, 飞行任务取得了圆满成功. 再入返回飞行器由服务舱和返回器 2 部分组成, 服务舱以成熟平台为基础进行研制, 返回器为我国全新研制的首个轻小型返回式航天器. 再入返回飞行器由运载火箭直接发射进入月地自由返回轨道, 在月地转移段距地球约 5000 km 的高度分离返回器, 返回器以半弹道跳跃方式再入返回大气层^[1,2], 并在预定区域着陆.

返回器具有布局空间局促、系统功能复杂、重量资源紧张、产品特殊安装要求多和空间耦合关系强等特点, 同时对整器质心和设备安装精度均有较高要求. 本文针对返回器的任务特点和构型布局要求, 开展了轻小型化返回器的构型布局设计, 并对返回器构型布局总体设计及其关键实现环节进行了阐述.

2 构型布局总体设计

2.1 返回器的构型布局特点

返回器在构型布局设计方面主要有以下技术难点:

- 1) 返回器器内有效容积小, 仅为 0.9 m^3 , 需要安装 10 个分系统的 75 台(套)设备、2 套管路系统、25 根电缆、热控多层等产品, 构型布局空间极其局促, 产品空间耦合关系强;
- 2) 返回器为小型密闭式航天器, 无法在舱内进行操作, 总装实施难度大: 此外由于再入过程中防热的需要, 无法在器表设置操作窗口, 构型布局需充分考虑总装操作的可实施性;
- 3) 环路热管在密闭舱体上跨舱段安装属于国内首次, 并且要求在管路跨舱段安装时不使用过渡螺栓组件, 需要采取新的布局方式;

引用格式: 逯运通, 张正峰, 李海飞, 等. 月地高速再入返回器构型布局设计及实现. 中国科学: 技术科学, 2015, 45: 124–131

Lu Y T, Zhang Z F, Li H F, et al. Design and realization of configuration and layout for lunar-earth high-speed reentry capsule (in Chinese). Sci Sin Tech, 2015, 45: 124–131, doi: 10.1360/N092014-00473

4) 返回器着陆过程中需避免着陆冲击载荷对样品容器舱造成破坏;

5) 返回器需综合考虑防隔热、防蹿火、泄压与透气、安装精度保持等多方面的因素;

6) 返回器整器 X, Y, Z 向质心位置均要求严格符合气动特性要求, 且-Z 向质心位置距离几何中心较远, 质心配平实现难度大.

2.2 构型布局总体设计

根据返回器高速再入返回任务的需求和装器产品的特点, 采用功能式舱段布局设计方法, 即按照功能集中的设计思路, 将整器构型分为前端、侧壁、大梁和大底四部分, 如图 1 所示. 返回器构型布局的主要设计思路如下:

1) 大梁结构安装在返回器内部, 可以有效地将大梁上的设备与舱外恶劣的环境隔离; 大梁采用“井”字梁形式, 有利于提高结构的刚度, 保证大梁上精测基准的稳定性; 将主要电子设备布置在大梁上, 有利于实现集中的热管理与电缆布线设计, 减少了转接电缆及其安装支架, 有利节省重量;

2) 侧壁结构为返回器结构外形的主体, 其外侧

为隔热结构, 内侧为金属结构, 将推进系统、回收系统、天线系统集中布置在侧壁上, 有利于提高推力器的力臂、保证天线的视场和出伞通道的安全, 避免了跨舱段间的状态设置;

3) 大底结构在整器的最下部, 主要用于承受高速再入返回过程中的力热环境和着陆冲击过程中的冲击载荷, 大底结构不安装任何设备, 有利于保证设备的安全, 提高系统的可靠性;

4) 由于前端结构距离返回器着陆冲击受力点较远, 将样品容器舱在前端安装, 有利于着陆过程中对样品容器的保护;

5) 将环路热管的蒸发器布置在大梁, 冷凝器布置在侧壁, 可以保证将大梁上密集设备工作产生的热量传导到侧壁散热面, 针对环路热管的布局特点提出了环路热管整体取样、安装, 在整器分合舱时拆装大梁上管路及蒸发器的总装方案, 有利于保证环路热管的漏率和在轨使用安全, 为控制器内环境温度提供了有利的保障.

通过采取以上设计措施, 使得返回器布局不仅满足设备、管路、电缆的安装要求, 而且兼顾了整器质心的配置, 解决了返回器小尺寸空间密闭、总装操作难、装器产品空间耦合关系强的布局难点.

3 推力器布局与主结构一体化设计

3.1 返回器推力器的布局特点

返回器共配有 12 个姿控发动机, 分别安装在俯仰发动机舱、偏航发动机舱、滚转发动机舱内部. 返回器的推力器布局有以下特点和难点.

1) 发动机舱的布局方式需保证既能够将推力器的羽流导出, 又可以有效地将推力器与舱外的高热气流隔离;

2) 推力器的安装具有较高的精度要求, 一般航天器的推力器通过调整支架进行安装, 但是对于返回器而言, 重量和空间资源紧张, 推力器数目多, 采用支架安装方式会增大空间消耗及舱体尺寸;

3) 为了避免推力器工作产生高温传递给舱体上安装的设备, 推力器应与舱体进行有效的热隔离;

4) 由于装配误差的存在, 推力器喷口和导流口之间、推力器法兰和发动机舱之间存有缝隙, 需进行特殊缝隙防火设计, 以避免再入过程的高热气流进

图 1 返回器构型分解示意图

入舱体威胁推力器和电子设备的安全。

3.2 返回器推力器的布局方法

推力器的布局设计采用了结构与总装一体化设计的发动机舱布局技术, 取消了单独为发动机设置支架的设计方法, 将发动机直接安装在发动机舱舱体结构上, 同时对发动机安装接口的精度提出相应的要求, 典型发动机舱推力器的布局形式如图 2 所示。具体方法如下:

1) 根据推力器喷口法线的方向矢量要求和推力器喷口中心点位置要求, 确定推力器的安装位置和安装方向, 在返回器金属结构设置发动机舱, 发动机舱采用凹舱形式, 推力器直接安装在发动机舱上, 推力器和发动机舱之间设置隔热垫, 以减少推力器工作产生的高温传递给舱体上的设备;

2) 推力器的安装面及安装孔采用返回器整器结构组合加工的方式进行加工, 以保证推力器安装面和安装孔的精度, 由于推力器加工和装配均存在误差, 推力器安装时设置调整环节: 将发动机舱上的安装孔加工成长圆孔, 同时在装配时配合使用调整垫片, 以保证推力器的安装精度;

3) 发动机凹舱设置舱盖, 将舱盖外形面设计成与理论外形面一致, 在推力器喷管位置开设圆锥形羽流导管, 在羽流导管与推力器喷口之间设置防热包敷, 以避免高热流进入发动机舱; 推力器的安装法兰处设置防火腻子以保证进入发动机舱的热流不进入返回器舱内。

图 2 典型发动机舱推力器布局状态

3.3 推力器布局方式的效果

通过采用结构与总装一体化设计的发动机舱布局技术, 解决了返回器推力器布局空间局促的问题, 同时保证了推力器的安装精度和喷口羽流导流要求, 大大的降低了系统重量(避免使用推力器支架, 减小发动机舱的重量约 50%), 而且可以保证在高热气流进入发动机舱的故障情况下仍然可以保证推力器和舱内设备的安全, 大大提高了返回器系统的可靠性。

返回器着陆回收后, 对发动机舱的状态进行了检查, 发动机及舱体外观状态良好, 未发现高热气流进入痕迹。

4 质心配平设计与实现

4.1 返回器的整器质心要求

返回器的质心位置由再入返回段的气动特性要求决定, 主要包括气动的最小升阻比、最大再入热流、静/动稳定性约束及返回器的配重实现能力。

通过对 2 次再入过程防热层烧蚀、燃料消耗、样品质量变化等时变因素进行解耦评估, 建立了动态质心偏移修正模型, 最终获得了返回器 X, Z 向配平质心盒, 如图 3 所示。

考虑计算误差和测量误差的最大偏差, 返回器 3 个方向的质心偏差要求为(2.7, 0.5, 1 mm)。

4.2 针对质心配置的布局设计

返回器的标称横向质心位置偏向-Z 向, 纵向标称质心偏向-X 方向。在构型布局设计过程时, 以返回器整器配重质量最轻为目标, 采取了以下措施对返回器的整器质心进行配置。

1) 主要电子设备布置于大梁上, 靠近大底安装,

图 3 返回器配平质心盒设计示意图

有利于 X 向质心的配置;

2) 较重电子设备、伞舱及大部分散件布置于 -Z 向附近, 推进管路和电缆以侧壁 -Z 向为中心进行布局, 有利于 Z 向质心的配置;

3) 返回器隔热结构采用偏心结构设计, -Z 向的隔热材料比 +Z 向厚, 大底的隔热材料比前端和侧壁的厚, 有利于 Z 向质心和 X 向质心的配置;

4) 由于贮箱在再入过程中消耗燃料, 会引起质量特性的变化, 将 2 个贮箱相对质心对称布置, 可以减小燃料的质量变化对整器质心位置的影响;

5) 将样品容器舱布置于前端中心位置, 有利于减小样品的不确定性对整器横向质心的影响。

4.3 组合式的配重设计及实现

在总装过程中, 为了保证返回器的质心位置满足气动要求, 需要根据质量特性测试的结果进行配重实施, 主要存在以下 3 方面的困难。

1) 返回器舱体小、装器产品多, 可实施配重空间有限, 无法使用铜或铅等常规配重材料进行配重实施;

2) 由于再入返回过程气动和热防护的要求, 返回器无法在器表实施配重, 且无法开设能够实施配重的操作窗口, 利用传统方法实施配重需要将返回器多次分解, 总装时间较多, 容易产生技术风险;

3) 返回器 3 个方向的质心均有严格的配置要求。

针对以上困难和条件限制, 在进行配重设计时, 提出了使用极高密度钨基合金材料和低密度聚乙烯复合材料组合使用的配重方案, 改变了传统航天器使用单一中高密度配重材料的实施思路, 配重设计思路为:

1) 在总装初期使用密度高的钨基合金材料作为配重的主体材料, 在整器配重效率最高的区域实施, 将质心调配到标称质心附近, 完成返回器质心的初配, 配重所需空间减小了 50% 左右, 提高了配重的使用效率;

2) 在发射场总装工作后期, 使用质地柔软的聚乙烯复合材料作为配重材料, 可以根据需要绑扎在侧壁的任意位置, 从而实现将返回器的质心精调到标称质心允许的范围内, 解决了返回器质心配置要求高的难题。

经实际实施与验证, 配重方案实施效率高, 配置精度高, 返回器在发射场测量的最终质心距离标称质心的偏差仅为 (0.47, 0.12, 0.65 mm), 满足返回器气动特性的要求。

4.4 再入返回过程的质心分析

根据返回器在发射场的质心配置结果, 综合考虑半弹道跳跃式再入过程隔热系统的材料烧蚀和推进系统的燃料消耗, 计算得到返回器再入返回过程中的质心变化, 将返回器再入过程各个阶段的质心变化与气动的质心边界约束进行比较, 如图 4 所示。可知返回器在整个再入返回过程中质心均在要求的范围之内, 且距离各个边界均有一定的安全系数, 为保证返回器的气动特性提供了必要的质心条件。

5 关键单机布局与精度保持设计

5.1 惯性测量单元(IMU)的安装及精度要求

激光 IMU 与光纤 IMU 是关系到返回器能否安全返回和最终落点精度的关键敏感设备, 对安装位置及精度保持提出了很高的要求, 给整器构型布局设计带来了较大的难度, 主要表现为如下 4 个方面。

1) 安装位置要求. 为减小导航精度偏差, 需要激光 IMU 和光纤 IMU 中的加计中心位置尽可能靠近返回器质心;

2) 全周期安装精度保持要求. 返回器发射入轨后, 激光 IMU 与光纤 IMU 的安装精度相对于总装测量结果不大于 0.3° , 影响此项偏差的因素较多, 包括地面测量误差、主动段力学环境、零重力环境以及环境温度影响等;

3) 再入过程相对精度保持要求. 激光 IMU 和光纤 IMU 在再入返回过程中需要能够保持良好的安装精度, 2 台 IMU 相对精度变化不大于 $6'$;

4) 散热与导热要求. 激光 IMU 与光纤 IMU 在轨工作期间功耗较大, 需要及时将产生的热耗传递到器表散热面。

5.2 IMU 布局安装和热控设计

返回器大梁采用“井”字型的设计方案, 位于返

图 4 返回器再入过程质心变化曲线

回器内部, 结构刚度较好, 温度变化较小. 在布局设计时, 综合考虑力、热环境的影响, 将激光 IMU 与光纤 IMU 布置于大梁结构的中心位置, 2 台设备临近安装, 如图 5 所示.

通过采取此种布局设计方案, 满足了激光 IMU 和光纤 IMU 加计中心尽可能靠近返回器质心的要求, 可以较好的保证 2 个 IMU 在轨飞行过程中安装精度, 在再入过程中返回器承受气动力过载和气动热加热情况下, 大梁的中心位置角度变化最小, 有利于保证 2 台 IMU 的相对安装精度变化不大于 $6'$ 的要求.

激光 IMU, 光纤 IMU 的安装需同时满足精度保持和导热传热的需求. 在返回器布局设计过程中, 采用了机热一体化的设计思路, 采用了“井”字型大梁+低密度蜂窝板的组合结构: “井”字型大梁刚度较好, 可以实现 IMU 的承载和精度保持功能, 低密度蜂窝板内预埋热管, 可以实现 2 个 IMU 的热耗传导至环路热管蒸发器, 如图 6 所示.

图 5 IMU 布局位置示意图

图 6 IMU 安装方式示意图

通过这种布局与热控设计, 不仅有利于实现 IMU 的安装精度保持和导热传热功能, 而且“井”字型大梁和低密度蜂窝板的组合结构为实现系统功能的最优方法, 有效地节省了返回器系统的重量.

5.3 大梁力热耦合设计与分析

返回器在再入过程中存在着较大的气动过载, 在 2 次再入过程中均出现局部峰值, 如图 7 所示.

此外, 由于侧壁结构与再入过程中的高热气流直接作用, 而大梁结构与外部热环境隔离, 导致侧壁与大梁之间存在一定的温度差, 且随着再入时间的增加, 温度差会进一步的增加, 如图 8 所示.

气动过载和大梁、侧壁温度差的综合影响导致大梁结构发生一定的变形, 影响返回器 IMU 再入过程的安装精度, 因此大梁的精度保持设计需要考虑力、热的综合作用.

以大梁的构型和截面尺寸作为优化变量, 以大梁重量最轻作为优化目标, 以再入过程 2 台 IMU 的相对精度变化小于 $6'$ 作为约束条件, 同时综合考虑力、热载荷条件, 建立了返回器的有限元分析模型, 如图 9 所示.

图 7 返回器再入过程的气动过载

图 8 侧壁、大梁之间 8 个接头再入过程温度差

图 9 (网络版彩图)返回器有限元分析模型

通过对再入返回过程中的气动过载条件和温度载荷条件进行线性插值,对再入过程返回器结构的变形情况进行分析,根据优化分析结果最终确定大梁的构型和截面尺寸.优化后 2 台 IMU 相对安装精度变化如图 10 所示,与图 8 所示的温度差变化趋势基本一致.在时刻约 100 和 900 s 时,由于返回器过载影响,IMU 相对精度值有 2 个向下凹的峰值.返回器在 1200 s 时,IMU 相对精度变化最大为 $5.61'$,满足再入过程的精度保持要求.

5.4 IMU 在轨及再入相关指标保证情况

飞行器在轨飞行数据显示,在标定过程的控温稳定阶段,光纤 IMU 和激光 IMU 的温度波动均在 5°C 之内,大梁和蜂窝板的组合设计满足 IMU 在轨时的导热传热要求.IMU 标定结果显示,入轨后 IMU 标定结果相对地面精测结果最大变化 0.08° ,远小于 0.3° 的指标,满足飞行试验任务要求,为返回器的准确回收着陆提供了良好的技术基础.

6 精测方案设计与实现

6.1 返回器精测的技术特点

返回器的精测工作主要包括 2 方面的内容,概述如下:

- 1) 建立返回器的整器精测基准,保证精测基准的状态稳定;
- 2) 测量激光 IMU, 光纤 IMU 和 12 台推力器的安装精度,尽量保证所有设备的精测数据与真实飞行状态的精度数据一致.

由于 12 台推力器安装在器表,精测实现容易,在本文不再赘述.IMU 的精测受限于返回器的结构特

图 10 (网络版彩图)再入返回过程 2 台 IMU 相对精度

点和布局特点,存在以下难点.

- 1) 返回器为密闭舱体,激光 IMU 和光纤 IMU 安装在器内,由于再入返回过程的防热要求和器内设备布局的限制,需尽量避免在结构上开设精测孔,导致无法在整器合舱状态下引出精测光路;
- 2) 返回器在分舱状态下相对于合舱状态下,结构变形导致的精测基准变化约为 0.1° ,分舱状态下测量会引入较大的精测误差,无法满足精测要求.

6.2 整器精测基准的确定

返回器的前端、侧壁和大底结构表面铺设防热材料,不适合建立结构基准,大梁结构的刚度最好,且表面未铺设防热材料,因此大梁结构最适合用于建立精测基准.

由于 2 台 IMU 和 12 台推力器均对角度精度更为敏感,在考虑建立精测基准时优先考虑角度精度的稳定性.为了选取稳定的精测基准,建立了返回器的分析模型,开展空载和满载状态精度分析,如图 11 所示,分析得到大梁中心位置的角度基准最稳定,可以用于建立整器的精测基准.

6.3 基于双斜面精测镜的精测方法

针对 IMU 精测的难点,采取了一种基于双斜面精测镜的精度测量方案:将 IMU 的精测镜在棱长为 20 mm 的正六面体上加工 2 个斜反射面,定义为反射面 A 和反射面 B,如图 12 所示.要求反射面 A、B 的外法向与设备的本体坐标系具有一定夹角,保证在整器合舱的状态下将反射面 A、B 的精测光路从器表的天线安装口和加注窗口引出,实现密闭舱内设备在整器状态下的测量,如图 13 所示.

图 11 大梁结构满载受力状态

图 12 IMU 双斜面精测镜示意图

图 13 IMU 精测状态示意图

IMU 精测的主要实施步骤如下.

- 1) 测量返回器 IMU 的 2 个精测镜斜面与设备本体坐标系的关系 C_{xj} ;
- 2) 测量返回器 IMU 的 2 个精测镜斜面与整器机械坐标系的关系 C_{xe} ;
- 3) 根据(1)式, 计算得到 IMU 本体坐标系与整器

机械坐标系的转换矩阵 C_{je} :

$$C_{je} = \text{inv}(C_{xj}) \times C_{xe}. \quad (1)$$

通过采取以上精测方法, 解决了返回器结构基准合舱前后变形较大和无法直接精测的技术难题. 可以使返回器 IMU 在整器合舱状态下进行精度测量, 精测状态与飞行状态趋于一致, 消除了传统密闭航天器在开舱门或分舱段拉高状态下精测所带来的结构变形精度误差.

6.4 精测方法的验证

基于双斜面精测镜精测方法的有效性可以通过 IMU 的陀螺零位测试进行证明: 使用 6.3 节所述方法, 得到 IMU 本体坐标系与大地坐标系的转换矩阵 C_{je} ; 采集激光 IMU 和光纤 IMU 在 300 s 内的陀螺测量脉冲数, 使用 C_{je} 计算得出激光 IMU 和光纤 IMU 的地球自转角速度测量精度.

零位测试结果表明: 激光 IMU 和光纤 IMU 的地球自转角速度测量精度均满足判据要求, 说明基于双斜面精测镜的测量方法有效, 测量精度满足要求.

7 结论

返回器的构型布局设计与实现是返回器研制的重要环节. 为了满足返回器高精度、轻小型化的任务目标, 在研制过程中, 针对返回器的技术特点与难点, 采用了功能式舱段布局设计思路完成了返回器的总体构型布局设计, 布局合理, 系统优化; 通过采取了推力器布局与结构一体化设计、高精度质心配平设计、关键单机布局与精度保持设计、基于双斜面精测镜的精测设计等方法, 解决了返回器舱体结构密闭、布局空间局促、重量资源紧张、产品耦合性强、质心配平与精测要求高等技术难题, 实现了轻小型化返回器的构型布局设计与总装集成. 经地面测试、试验与飞行验证, 满足任务要求.

返回器所采取的构型布局设计与实现方法, 可以为我国后续小型再入返回航天器的研制提供一定的借鉴参考作用.

参考文献

- 1 陆亚东, 赵会光, 李传江, 等. 深空探测返回器再入技术初步研究. 中国宇航学会深空探测技术专业委员会第五届年会. 南京, 2008
- 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

Design and realization of configuration and layout for lunar-earth high-speed reentry capsule

LU YunTong, ZHANG ZhengFeng, LI HaiFei, LIU Xin, SHU Yan, TIAN Na, LI Qi, WANG Gang, GUO Fan, ZHANG Cui & CAO RuiQiang

Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China

Circumlunar return and reentry capsule is China's first high-speed semi-ballistic reentry leaping return spacecraft, with technical difficulties of space compact, space strong coupling, centroid location strict requiring, and precision high setting. This paper describes the configuration and layout design technique of circumlunar return and reentry capsule, including light and small enclosed cabin configuration and layout technology, engine layout technology, high-precision centroid trim design and implementation, pivotal product layout and precision maintenance technology, accurate precision measurement method and implementation, which is the basis for the system integration of reentry vehicle. The technology described in this paper, through ground and flight test validation, is a reference to the configuration and layout design of other light reentry vehicles.

lunar-earth return, high-speed reentry, reentry capsule, accurate precision, configuration and layout, assembly and integration

doi: 10.1360/N092014-00473