

中国深空探测进入/再入返回技术的发展现状和展望

叶培建^①, 杨孟飞^①, 彭兢^{②*}, 李齐^②, 董彦芝^②, 张钊^③, 江长虹^④, 徐宝碧^②, 邹乐洋^②

① 中国空间技术研究院, 北京 100094;

② 北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094;

③ 北京控制工程研究所, 北京 100190;

④ 北京空间机电研究所, 北京 100094

* E-mail: pengjing@cast.cn

收稿日期: 2015-01-05; 接受日期: 2015-01-29

国家中长期科技发展规划重大专项资助项目

摘要 简要介绍了国外深空探测任务中进入有大气天体和再入返回地球大气的发展情况, 重点介绍了国内深空探测再入返回的共性关键技术的发展现状, 包括气动、热防护、制导导航与控制(GNC)、回收和测控通信等技术, 最后对我国未来深空探测再入返回和有大气天体进入技术的发展提出了建议.

关键词

中国探月工程

月地高速再入返回

深空探测进入/再入

返回技术

1 引言

人类自 1958 年开始发射深空探测器以来, 已经开展了超过 200 次深空探测任务^[1], 在这些任务中, 有的实现了火星、金星、木星、土卫六等有大气天体的无人进入或软着陆, 还有的实现了从深空返回地球并再入地球大气和着陆回收.

我国探月工程三期的目标是实现无人采样返回, 为此需突破和掌握第二宇宙速度高速再入返回的关键技术, 主要包括气动、热防护、半弹道跳跃式再入制导导航与控制(GNC)、回收和测控通信技术等. 2014 年 11 月 1 日, 我国的高速再入返回飞行器实现了这一目标. 后续计划于 2017 年前后实现月球无人采样返回.

随着我国综合国力的提升, 空间探测能力不断增强, 未来必然会开展更多深空探测任务. 通过简要回顾国外深空探测有大气天体进入和再入返回任务中以上关键技术的特点, 结合我国在相关领域的發展现状, 有助于加深对这类技术的认识, 为我国后续在这一领域的关键技术发展提供参考和借鉴.

2 国外发展情况简介

回顾人类的深空探测历史, 实现过深空再入返回或有大气地外天体进入的国家和地区包括: 美国、苏联/俄罗斯、欧空局和日本.

2.1 美国

美国实施过的典型深空再入返回任务包括:

引用格式: 叶培建, 杨孟飞, 彭兢, 等. 中国深空探测进入/再入返回技术的发展现状和展望. 中国科学: 技术科学, 2015, 45: 229–238
Ye P J, Yang M F, Peng J, et al. Review and prospect of atmospheric entry and earth reentry technology of China deep space exploration (in Chinese). Sci Sin Tech, 2015, 45: 229–238, doi: 10.1360/N092015-00049

- 3) 再入角: -70° ;
- 4) 开伞点高度: 11 km(主伞).

2.3 日本

日本仅实现过 1 次小行星采样返回, 即 2003 年 5 月 9 日发射、2010 年 6 月 13 日返回地球的“隼鸟号”返回器; 2014 年 12 月 3 日, 日本发射了“隼鸟 2 号”小行星采样返回探测器, 计划于 2020 年前后返回地球.

“隼鸟号”和“隼鸟 2 号”的返回器基本相同, 其外观如图 1 所示.

隼鸟号的返回器重约 17 kg, 采用弹道式再入方式, 再入速度为 12 km/s, 再入角为 -12.35° , 最大过载 49 g, 最大热流约为 11 MW/m^2 , 最大总加热量约为 276 MJ/m^2 . 隼鸟号的返回器迎风面采用碳-酚醛防热材料.

3 我国的深空探测再入返回技术发展现状

我国的深空探测再入返回技术是在返回式卫星和神舟飞船的基础上发展起来的^[2]. 月地高速再入返回飞行器于 2014 年 10 月 24 日成功发射入轨, 并于

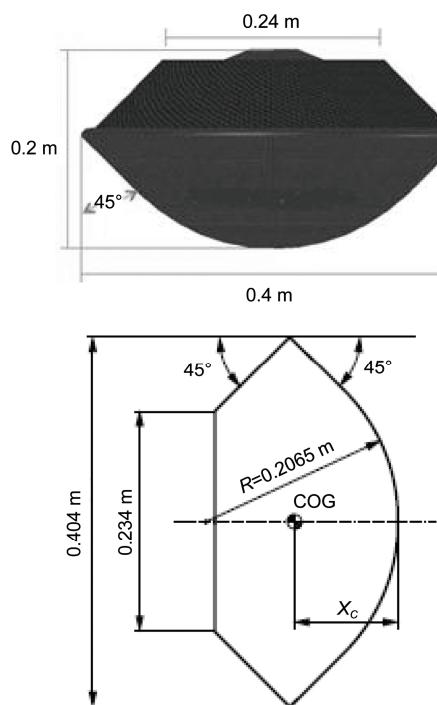


图 1 日本的隼鸟号返回器外形示意图

2014 年 11 月 1 日在预定落点安全回收, 是我国首次实施深空再入返回的航天器, 其主要技术指标如下:

- 1) 再入质量: $<335 \text{ kg}$;
- 2) 再入速度(惯性速度): 11.0 km/s ;
- 3) 再入角: -5.776° ;
- 4) 配平攻角: $\sim -22^\circ$;
- 5) 升阻比: 0.25;
- 6) 再入最大过载: $<5 \text{ g}$;
- 7) 热流密度峰值: 5.2 MW/m^2 ;
- 8) 最大加热总量: 715 MJ/m^2 ;
- 9) 再入航程: $5600\sim7100 \text{ km}$.

月地高速再入返回任务取得了圆满成功, 标志着我国在深空探测再入返回技术方面取得了重要突破, 为后续的探月工程、火星/金星等有大气天体的进入和载人登月等任务的立项论证和实施奠定了基础.

3.1 气动技术

我国现有的再入返回器包括返回式卫星、神舟飞船返回舱以及探月三期月地高速再入返回器. 三种返回器气动外形均为轴对称钝头体, 其中返回式卫星外形为小钝头球锥组合外形, 而神舟飞船返回舱和探月三期返回器则为球冠倒锥的大钝头钟形体外形.

小钝头球锥组合外形气动阻力小, 也很难通过质心配置产生升力, 通常只用于弹道式再入, 因而再入飞行时间短、气动过载大、气动加热总量较小, 但迎风头部的热流密度峰值较高. 小钝头球锥组合外形有效容积率不高, 但由于其头部气动特性良好, 与火箭对接后可不加整流罩而直接发射, 因此也能节省一部分发射重量. 图 2 为我国返回式卫星回收舱的典型气动外形示意图.

大钝头钟形体外形具有高阻力特性, 可有效降低再入时气动过载, 适用于载人返回飞行和深空高速再入飞行任务. 该外形可将质心配置在偏离中心

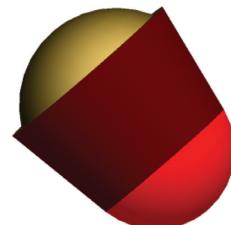


图 2 返回式卫星回收舱气动外形

轴一小段距离, 产生一定配平攻角, 从而提供一定的升力(升阻比 0.2 左右), 因此可用于半弹道式甚至跳跃式再入^[3].

通过对返回舱(器)进行滚转控制调节升力的垂直与水平分量, 可以控制返回舱(器)在大气中的运动轨迹, 实现较大程度上的纵、横向航程调节和落点精度提升, 从而在指定落区更为精确的着陆.

大钝头钟形体外形做半弹道再入时飞行时间相对较长、气动过载较低、气动加热总量大, 但热流密度相对较小. 该外形有效容积率高, 适用于大容量装载和质心横偏配置. 图 3 为我国神舟飞船返回舱与探月三期月地高速再入返回器外形示意图.

由于探月三期月地高速再入返回任务具有尺寸小、重量轻、再入速度高、飞行时间长、两次再入等特点, 带来的气动复杂流动、辐射加热、小尺寸外形稳定性、不对称烧蚀问题、气动力/热精确预测等技术难度很大.

在探月三期月地高速再入返回器外形设计过程中, 首先利用神舟飞船返回舱外形缩比, 通过气动分析与典型试验验证了大钝头钟形体外形静态和动态气动力, 以及典型再入热环境对于月地高速再入任务的适应性. 通过与类阿波罗的球冠倒锥体开展性能对比, 确认选用大钝头钟形体作为基础外形. 此后, 又经过外形参数解耦优化可行性分析, 以及一系列减重、降低局部热结构和取消前端框等优化设计, 得到了最终的返回器外形^[4].

在对高速再入气动问题研究方面, 首先根据跳跃式高速再入的弹道特征确定了气动力特性计算、热环境预测和特征气动问题的研究区域和特征弹道组合方式; 然后, 对月地高速再入与近地轨道再入返回任务间的气动问题差异进行了分析, 整理出了对气动数据的需求; 再筛选出气动研究的问题, 并根据国内技术基础确定了研究方法和验证手段. 例如, 将气

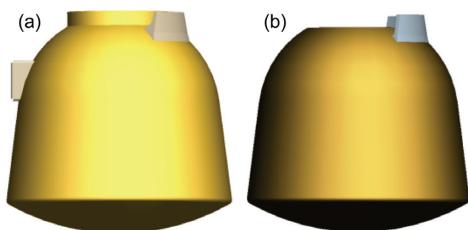


图 3 神舟飞船返回舱与探月三期返回器外形
(a) 神舟飞船; (b) 探月三期返回器

动力计算划分为亚跨超声速区($0.3 < Ma < 5.0$)、中低空高超声速连续流区($Ma \geq 5, h < 60 \text{ km}$)、中高空高超声速连续流区($Ma > 5, 60 \text{ km} \leq h \leq 80 \text{ km}$)和高超声速跨流域区($h > 80 \text{ km}$) 4 个区域, 将气动热预测的特征弹道划分为随再入角、再入速度、再入质量、阻力系数等摄动参数变化的几十种组合方式, 以及返回器发动机喷流效率、壁面温度条件影响等 5 类特种气动问题.

在此过程中, 重点开展了配平质心盒分析与设计、多平台气动力数据库计算、气动数据拟合分析与偏差综合预测、走廊内全弹道气动热数据拟合与阈值分析、辐射热环境半工程计算方法研究、高精度六自由度气动力测量试验、高精度激波风洞测热试验、再入烧蚀对气动特性影响分析、化学反应用于气动特性影响分析、稀薄流效应气动力影响分析、黑障通信中断范围预测、小推力发动机喷流干扰研究等^[5,6].

通过对这些问题进行分析, 开展地面验证, 建立了高精度气动力和气动热地面设计数据以及精确的偏差模型, 并取得了六自由度气动力偏差预测方法、跨流域气动力精确预测方法、高速真实气体效应气动力/热高精度预测技术、气动力/热高精度试验装置和技术等一系列自主知识产权, 突破了超高速再入气动关键技术.

表 3 对比了我国返回式卫星、神舟飞船返回舱和探月三期返回器的部分特性参数.

3.2 热防护技术

我国的返回式卫星回收舱采用弹道式再入方式, 再入速度 7.8 km/s , 热流密度峰值约 3.1 MW/m^2 , 气动加热时间 160 s , 最大再入过载约 $14g$. 到目前为止, 我国共发射了 24 颗返回式卫星, 全部采用酚醛—涤纶烧蚀防热材料, 材料密度 1.2 g/cm^3 .

神舟飞船返回舱采用半弹道直接再入方式, 再入速度 7.8 km/s , 热流密度峰值约为 1.3 MW/m^2 , 气动加热时间 530 s , 最大再入过载 $4g$. 到目前为止, 我国共发射了 10 艘飞船, 防热结构全部采用烧蚀防热材料, 迎风大底大面积采用 H96 低密度烧蚀材料(密度约为 0.7 g/cm^3), 拐角采用 MD2 玻璃钢材料(密度约为 1.4 g/cm^3). 侧壁迎风面采用与大底大面积相同的 H96 材料, 只是防热层厚度减薄. 侧壁背风面采用密度更低的 H88 低密度烧蚀材料(密度约为 0.5 g/cm^3).

$\pm 100^{\circ}\text{C}$ 常压热循环试验、24件次 -160°C 低温试验, 最终确定了7种防热材料用于返回器各处。大底迎风面大面积采用FG7材料(材料密度 0.7 g/cm^3 , 单位下同), 大底背风面大面积采用HC5材料(材料密度0.5), 大底拐角环采用SPQ10材料(材料密度1.0), 侧壁迎风面大面积采用FG5材料(材料密度0.5), 侧壁背风面大面积采用FG4材料(材料密度0.4), 侧壁舱盖与边缘防热环采用SPQ9材料(材料密度0.9), 稳定翼采用MDQ材料(材料密度1.0)。

表4 为我国现有防热结构与防热材料技术的概貌。

在研制过程中, 针对碳基、硅基、碳硅复合三大类防热材料, 开展了月球返回环境烧蚀机理研究工作, 并在基础上开发了探月三期返回器防热结构温度场分析软件。针对各种典型局部结构, 开展了全尺寸真实结构的烧蚀试验60件次, 对防热设计进行了有效验证。经月地高速再入返回飞行器飞行试验验证, 防热系统的实际性能与设计预期一致, 验证了建立的烧蚀机理模型和分析软件。

3.3 GNC技术

我国在深空探测再入返回/大气进入的制导导航与控制技术方面重要的基础是神舟飞船的相关技术。神舟飞船返回舱通过将质心偏离几何纵轴, 实现了再入过程中具有非零的配平攻角, 从而获得一定的升力, 利用该升力就可以实现对弹道的有效控制。

为实现精确控制, 飞船返回舱的导航系统能够实时提供弹道与姿态运动相关数据, 制导系统负责再入弹道控制以满足落点要求, 而姿态控制系统则能够完成姿态稳定与倾侧角跟踪控制。

受20世纪90年代飞船计算机能力和国内敏感器水平的限制, 在飞船的返回制导方案设计时放弃了

精度水平更高的预测制导方法, 而选用了计算代价更低的标准弹道法作为返回再入制导规律, 导航则采用红外地球敏感器-数字太阳敏感器-惯性测量单元(IMU)组成的中等精度导航方案。

通过开展大量精细工作, 例如升阻比估计自适应控制等, 神舟飞船取得了国际上采用标准弹道制导方法的同类飞船最好的控制结果。但中等精度导航和以小摄动偏差为假设前提的标准弹道制导法, 制约了神舟飞船能够达到的精度, 例如稳定在5 km以内。为了能够达到更高精度, 后续对预测校正方法进行了深入研究, 给出了基于自适应预测的全系数自适应制导方法, 为国内后续再入制导研制工作的深化发展奠定了基础^[7,8]。

探月工程三期月地高速再入任务对GNC系统提出了新的技术挑战。高速再入条件下的弹道不稳定问题, 小升阻比的气动特性带来的控制能力有限问题, 弹道跃升所造成的初次再入段有效升力控制时间短的问题, 以及气动与环境的不确定性等一系列问题的出现, 使得高精度开伞点控制的难度大大增加。与此同时, 返回器再入后的大动态、长航时等特点给高精度导航系统的设计带来较大压力。

基于数值预测的再入制导方法近年来取得了大量成果, 显示出提高控制精度的技术潜力, 成为跳跃式再入制导的首选方案。在解决了高精度自适应快速数值预测问题的基础上, 结合成熟的全系数自适应升力控制方法与弹道跟踪制导方法, 提出了一种双环制导方法。该方法外环在较慢的周期上执行数值预测与基于特征模型的全系数自适应升力校正任务, 实现对期望弹道的修正, 保证按照修正后的弹道飞行时可以更精确的到达目标状态, 外环周期约4 s; 内环则在较快的周期上执行弹道跟踪任务, 利用跟踪制导实现弹道的稳定控制, 并提高制导系统对导

表4 我国现有的热防护技术概况

	导弹	返回式卫星	神舟飞船返回舱	探月三期返回器
结构形式	全烧蚀防热方案	全烧蚀防热方案。 内部为金属结构, 外面胶接防热结构	全烧蚀防热方案。 内部金属密封结构, 外面胶接防热结构	全烧蚀防热方案。 内部为金属结构, 外面胶接防热结构
防热材料(密度, g/cm^3)	玻璃/酚醛、高硅氧/酚醛, PQ/酚醛, PGE/酚醛, 酚 醛/涤纶, 碳/酚醛, 碳/碳 (1.1~1.8)	酚醛-涤纶 (1.28)	MD2(1.4); H96(0.71); H88(0.54)	SPQ10(1.0); FG7, HC5(0.5~0.7); FG5(0.5); FG4(0.4); SPQ9(0.9); MDQ(1.0)
热密封		缝隙防火填料(室温固化, 主料为硅橡胶)	缝隙防火填料(室温固化, 主 料为硅橡胶)	缝隙防火填料(室温固化, 主料为硅橡胶)

航偏差的适应性, 内环周期约 160 ms。将预测制导方法与弹道跟踪制导方法相结合, 内外环共同工作时, 在充分保留方案优势的前提下, 克服了两类方法的固有不足。

半弹道跳跃式再入对导航系统需为制导与控制提供全部测量信息, 由于动态范围大、飞行时间和航程长, 神舟飞船返回舱的中等精度导航系统已不能满足跳跃式再入任务需求。为进一步提高导航精度, 满足高精度导航需求, 在载人飞船和 CE-3 研制过程中发展起来的在轨标定技术基础上, 通过改进和优化, 进一步实现了捷联惯导系统高精度姿态初值的获取; 此外, 服务舱高精度轨控为再入前地面三站联合测定轨提供了较长的有效弧段, 从而为惯导系统提供了高精度的位置、速度信息可在再入前获得高精度的导航初值^[9,10]。

在导航敏感器选择方面, 激光陀螺各项指标的高稳定度具有重要优势, 但此前激光陀螺未在空间任务中使用, 其空间环境适应性有待检验。为避免激光陀螺空间失效, 设计了异构备份系统, 选用光纤陀螺作为激光陀螺的备份。但这种设计引入了多体制敏感器的信息诊断与融合问题。由于激光陀螺与光纤陀螺的动态特性有差异、安装位置不同、且两类 IMU 的安装构型也不相同, 在诊断与融合时需要设计必要的滤波器并合理安排平衡方程及判断阈值。

在月地高速再入返回 GNC 研制过程中, 再入飞行器数学仿真验证技术发挥了不可替代的作用。由于返回再入过程具有不可逆性, 且黑障的影响造成再入过程的主要阶段地面无测控支持, GNC 系统一旦出现故障, 可能造成灾难性后果。因此必须在地面对方案的正确性和可靠性进行全面验证。由于半弹道跳跃式再入返回过程具有高过载、高动态、强非线性以及不确定性多等特点, 难以进行地面物理仿真或半物理仿真, 且无法做到各种工况全面覆盖, 因此, 必须通过数学仿真进行验证。在研制过程中, 根据输入偏差状况, 干扰状况以及故障工况开展了全面的考核, 并在适度放大偏差后进行了摸底验证, 完成的数学仿真工况超过百万种。

地面数学仿真验证表明: 综合各种偏差和不确定性条件下, 开伞点控制精度优于 $20 \text{ km} \times 10 \text{ km}$, 轴向过载小于 $7g$ 。实际飞行结果为: 开伞点水平位置偏差 509 m, 着陆点偏差 2.7 km。通过地面数学仿真和在轨飞行验证, 结果表明: 月地高速再入返回过程

的自主制导导航与控制系统满足任务要求, 实现了高精度再入返回。

3.4 回收技术

我国深空探测的回收技术是在返回式卫星与神舟飞船基础上发展而来的。

在返回式卫星工程中形成了较为成熟的近地卫星回收技术。返回式卫星使用 120 m^2 降落伞作主伞, 使 830 kg 的返回舱以小于 13 m/s 的速度落地。第一代返回式卫星降落伞使用了简单的平面圆伞, 回收控制采用了纯时间控制。第二代返回式卫星降落伞使用了可靠性更高但结构更为复杂的环帆伞, 回收控制采用了弹道偏差适应范围大的过载+时间控制。由于具有探空火箭和武器回收的技术基础, 并且在返回式卫星工程中进行了大量技术攻关和试验验证, 保证了返回式卫星二十余次飞行试验中回收系统工作成功率达到 100%^[9]。

载人航天工程中, 在返回式卫星环帆伞的技术基础上, 通过大量的攻关研究工作, 掌握了面积达到 1200 m^2 的超大型降落伞技术, 使重 3 t 的返回舱下降速度降低至 8 m/s 以下。针对载人飞船高可靠性要求, 回收着陆系统具有正常返回、应急返回、逃逸救生等多种工作模式, 回收控制系统是实现多工作模式的核心, 回收控制系统的程序控制器能够根据飞船和回收控制系统给出的状态指示启动 12 种不同的工作程序, 降落伞系统、降落伞连接分离机构、回收火工装置等核心部件根据工作程序执行不同的工作动作, 形成了多种冗余的复杂回收着陆系统。此外, 在飞船乘降落伞以小于 8 m/s 速度接近地面时, γ 高度控制装置和反推发动机能够使得飞船返回舱以接近于零的速度安全软着陆。载人飞船回收着陆系统是我国航天器回收技术的重要里程碑^[10,11]。

我国探月工程月地高速再入返回任务中降落伞回收分系统在继承和借鉴返回式卫星、神舟飞船的基础上, 突破了大量新的关键技术, 成为回收着陆技术一个新的里程碑。

月地高速再入返回飞行任务中, 回收系统的主要任务特点包括轻小型要求高、工作环境恶劣、没有备份降落伞、可靠性要求高等。为了减轻回收系统重量, 开展了两级减速多目标优化的非均衡开伞载荷设计方法研究、回收控制集成设计研究、降落伞选型研究、基于降落伞尺寸效应机理的降落伞轻量化设计

研究等关键技术攻关研究,使得回收系统重量满足工程要求,并且降落伞轻量化设计水平达到了国际领先水平,降落伞与返回器重量比降低到了2.4%,优于日本隼鸟号(3.2%)与美国星尘号(4.4%)。在国际上首次揭示了降落伞尺寸效应机理。

在月地高速再入返回飞行器回收系统研制过程中,发展了数值仿真与试验验证相结合的现代研制模式。设计阶段先后进行了降落伞性能仿真、回收着陆全过程仿真、取压孔压力系数仿真、弹盖拉伞过程仿真、伞舱盖运动轨迹仿真等仿真研究工作,通过仿真研究优化了回收系统设计,提升了设计水平,提高了研制效率。

针对空间环境适应性要求,研发了高强耐高温伞绳材料,进行了降落伞、火工装置耐热与隔热研究,使得回收系统耐辐照与耐高温能力大大提高,增强了回收系统空间环境适应性。

3.5 测控通信技术

在继承返回式卫星和神舟飞船应答式返回测控技术的基础上,针对深空探测任务特点,通过技术改进和创新,形成了我国深空探测再入返回测控技术体系。

月地高速再入返回器采用S频段统一载波测控体制^[12],并采用VHF频段回收信标和UHF频段国际搜救信标结合方式,为地面回收提供导引信号。该设计方式继承了返回式卫星和神舟飞船测控设计方式。在此基础上,根据任务特点,将S频段测控应答机捕获及跟踪灵敏度提高10 dB,以适应轨道高度的变化。

由于返回器重量和空间等资源受限,突破了传统设计思维,通过优化结构布局,将2台应答机、2台固放和微波网络一体化,实现了测控系统高度集成化设计,为整器节省了宝贵重量资源。

在系统集成化设计基础上,进行了单机轻小型化设计,推进了产品技术发展及更新换代。S频段测控应答机通过频率流程优化设计及模块化设计等手段,实现2台应答机和微波网络集成仅2.74 kg,单台应答机仅0.95 kg,重量仅为CE-1/CE-2产品重量的1/4。重力开关采用集成化整体设计,重量仅0.325 kg,相比神舟飞船产品减轻了23.5%,回收信标机产品重量仅0.63 kg,相比神舟飞船产品减轻了30%。

4 未来我国深空探测进入/再入返回技术发展展望

中国航天通过返回式卫星、载人飞船返回舱和探月工程三期月地高速再入返回任务的实施,已经实现了从近地轨道第一宇宙速度再入返回到深空探测第二宇宙速度再入返回的跨越,为后续的探月三期月球无人采样返回、火星软着陆/巡视探测、有大气天体的进入等探测乃至载人登月奠定了一定的技术基础。展望未来,为推动我国开展更多目标、更多探测形式的深空探测活动,在深空探测再入返回和有大气天体进入技术方面,未来还应继续深入开展研究。为此,对未来的发展提出如下建议。

1) 研究新的气动外形,例如球冠倒锥式或球头双锥式轴对称大钝头体外形,如图4所示。

同时应重点关注大后锥角外形,这类外形具有阻力系数大、小攻角升阻比较高、配平飞行时质心横偏量小、防热系统重量轻等优点;基于现有探月三期气动研究基础和方法开展技术验证;重视局部气动外形优化和流动问题等研究工作,探索通过设计稳定翼、边条、扰流片等局部结构改善其静/动态稳定性的气动技术^[13~16]。通过开展以上研究,为我国未来开展火星进入软着陆/巡视、金星探测、深空无人采样返回和载人登月任务提供必要的气动技术基础。

2) 在已经过月地高速再入飞行试验考核的7种新型低密度烧蚀防热材料基础上,继续进行优化改进,可用于未来的载人登月任务;同时通过针对低热流加热环境的材料超低密度化研究,可以推广应用到我国未来的火星探测防热系统;开展先进轻质刚性及柔性烧蚀防热材料的研究工作,解决长期空间环境与极端再入条件下的热防护难题;研究充气展开式多功能防热结构技术和先进防热材料体系,解决设计、分析、工艺和试验验证等工程实现难点,不

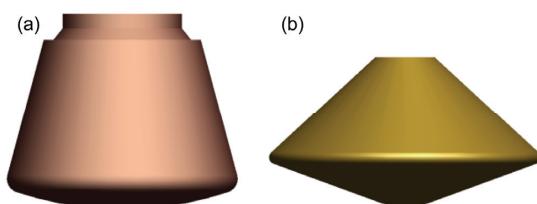


图4 球冠倒锥体与球头双锥体外形
(a) 球冠倒锥; (b) 球头双锥

断开拓新的研究热点。

3) 进一步研究多种导航手段组合以实现高精度的可行性, 如卫星导航、阻力导出高度辅助导航技术甚至视觉辅助导航等技术; 充分发挥器载计算机技术不断进步的作用, 提高制导与控制技术的智能化水平。通过提高再入返回/进入 GNC 控制的精度水平、适应性、可靠性和自主性, 使得深空再入返回/大气进入的精度更高, 过载水平满足各类不同任务的需求。针对载人登月返回任务, 应该通过弹道规划与制导律设计, 进一步研究高过载规避以及保护的技术手段; 针对火星进入任务, 则可以结合飞行器特性在现有再入弹道规划技术的基础上开展优化设计工作以满足总体任务要求。

4) 为适应大重量飞船减速的需求, 利用新发展的降落伞流固耦合仿真方法, 研究群伞的工作特性,

研发高可靠群伞减速系统, 提高降落伞减速的可靠性, 满足载人登月飞船回收的要求; 开展超音速低密度降落伞研究, 攻克超音速低密度对降落伞性能影响的机理, 开发超音速低密度开伞试验验证方法, 掌握适用于火星大气减速的降落伞减速技术^[17]。

5) 进一步推进测控系统集成化设计, 实现单机产品通用化, 以适应返回式卫星、载人飞船、月球采样返回以及其他深空探测器等不同探测任务再入返回和大气进入测控任务要求。针对探测器高速再入大气时, 由于与大气摩擦产生非均质等离子鞘套产生的黑障效应, 将围绕天线设计、利用天基通信的返回再入技术、亲电子物质以及磁场或电场控制技术等方面, 研究突破黑障通信技术, 使航天器在返回过程中与地面保持稳定的测控通信链路, 进一步提高返回任务可靠性。

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 王希季. 航天器进入与返回技术. 北京: 中国宇航出版社, 2009
- 3 赵梦熊. 载人飞船空气动力学. 北京: 国防工业出版社, 2000
- 4 李齐, 顾荃莹, 李仲夏. 深空探测进(再)入器气动外形初步研究. 载人登月与深空探测工程科技论坛. 北京, 2010
- 5 李齐, 陆亚东, 耿云飞. 小型高速再入飞行器湍流气动热研究特点分析. 第一届进入、减速与着陆(EDL)全国学术会议. 哈尔滨, 2013
- 6 耿云飞, 李齐, 赵会光. 关于半弹道深空再入飞行器气动外形的讨论. 中国宇航学会深空探测技术专业委员会第九届学术年会学术交流会议. 北京, 2012
- 7 胡军. 载人飞船全系数自适应再入升力控制. 宇航学报, 1998, 19: 8–12
- 8 胡军. 载人飞船的一种混合再入制导方法. 航天控制, 1999, 17: 19–24
- 9 唐伯昶, 陈国良. 中国返回式卫星的发展与成就. 航天返回与遥感, 2008, 3: 20–26
- 10 林斌. “神舟号”载人飞船降落伞系统. 中国空间科学学会空间探测专业委员会第十八次学术会议. 宜昌, 重庆, 2005
- 11 荣伟. 载人飞船回收着陆分系统可靠性、安全性设计与验证. 航天器工程, 2009, 26: 466–469
- 12 陈芳允, 贾乃华. 卫星测控手册. 北京: 中国宇航出版社, 1992
- 13 Desai P N, Lyons D T, Tooley J, et al. Entry, descent, and landing operations analysis for the stardust entry capsule. J Spacecraft Rockets, 2008, 45: 1262–1268
- 14 Trumble K A, Cozmuta I, Sepka S, et al. Post-flight aerothermal analysis of the stardust sample return capsule. AIAA 2008-1201
- 15 Fujitay K, Inataniz Y, Hiraki K. Assessment of dynamic stability of MUSES-C capsule in hypersonic rarefied regime. AIAA 2003-3893
- 16 Winter M W, McDowell R D, Chen Y K, et al. Radiation modeling for the reentry of the hayabusa sample return capsule. AIAA 2012-1296
- 17 荣伟, 陈国良. 火星探测器减速着陆技术特点. 航天返回与遥感, 2010, 4: 1–6

Review and prospect of atmospheric entry and earth reentry technology of China deep space exploration

YE PeiJian¹, YANG MengFei¹, PENG Jing², LI Qi², DONG YanZhi², ZHANG Zhao³,
JIANG ChangHong⁴, XU BaoBi² & ZOU LeYang²

¹ China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China;

² Beijing Institute of Space System Engineering, Beijing 100094, China;

³ Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100190, China;

⁴ Beijing Institute of Space Mechanic & Electricity, Beijing 100094, China

Review of technology development of atmospheric entry and earth reentry of China deep space exploration is given in the paper, as well as brief review of similar missions by US, USSR/Russia, ESA and Japan. Development of common technology such as aerodynamics, thermal protection, guidance, navigation and control (GN&C), parachute, track, telemetry and control (TT&C) of atmospheric entry and Earth reentry in China is described in detail. At the end, some suggestions for technology development of atmospheric entry and Earth reentry of future China deep space exploration are given.

China lunar exploration program (CLEP), circumlunar return and reentry, atmospheric entry and earth reentry technology of deep space exploration

doi: 10.1360/N092015-00049