科学通报 2021 年 第 66 卷 第 32 期: 4065 ~ 4073
进 展
《中国科学》杂志社
SCIENCE CHINA PRESS

我国新一代载人飞船及其研制进展

张柏楠, 杨庆*, 杨雷, 马晓兵, 黄震

中国空间技术研究院, 北京 100084

* 联系人, E-mail: qingyang1128@126.com

2021-02-28 收稿, 2021-07-20 修回, 2021-07-20 接受, 2021-07-22 网络版发表

摘要 载人天地往返运输能力体现了一个国家自由进出空间的水平. 目前美国、俄罗斯等国都在加紧研制新一代载人飞船, 实现载人天地往返运输飞行器更新换代. 为满足载人航天后续发展需求, 我国也在积极开展新一代载人飞船研制. 新一代载人飞船采用模块化设计思想, 可兼顾近地空间站运营、载人月球探测、载人及货物运输等多任务需求. 飞船将采用一系列先进技术, 全面提升整体技术水平, 并采用可重复使用设计, 有效降低研制成本. 本文对其研制需求、初步方案、技术特点, 以及目前研制进展及后续工作进行了介绍.

关键词 新一代载人飞船, 总体方案, 飞行试验, 技术验证

自1961年苏联东方号宇宙飞船第一次将人类送入太空以来, 经过半个多世纪的发展, 人类已经基本掌握了近地空间的长期生存技术. 载人航天后续发展将主要有两大方向: 一是拓展在轨服务、科学研究等应用, 体现载人航天的应用价值; 二是瞄准更远的目的地, 拓展人类太空生存空间.

载人天地往返运输能力可体现一个国家自由进出空间的水平, 是衡量一个国家载人航天能力的标志. 世界上已有多次载人飞行, 目前技术状态已成熟的天地往返载人航天器只有俄罗斯的联盟飞船和中国的神舟飞船. 自2011年美国航天飞机退役以后, 国际载人天地往返运输领域进入了更新换代的高潮时期, 美国、俄罗斯等国都在加紧研制新一代载人飞船, 美国在近年成功开展了载人龙飞船两次载人飞行试验. 我国也根据载人航天后续发展需求, 立足我国国情, 开展了新一代载人飞船研制, 并开展了相关飞行试验和先期技术验证.

1 国外新一代载人飞船研制现状

目前, 国外主要是美国、俄罗斯正在开发新一代载人飞船.

1.1 美国

美国有两个项目支持新一代载人飞船研制: 一个是洛克希德·马丁空间系统公司(Lockheed Martin Space Systems Company, LMT)在星座计划"猎户座"[1~3]基础上研制的猎户座飞船(Orion)[4~9]; 另一个是美国商业乘员发展(Commercial Crew Development, CCDev)[10]计划支持的两型飞船, 包括SpaceX公司的载人龙飞船(Crew Dragon)[11~13]、波音公司的星际航线飞船(Starliner)[14~16].

猎户座飞船面向月球、火星等深空探测任务开发, 由返回舱和服务舱构成. 发射重量约23 t, 返回舱大底直径5 m, 最大可载4人; 采用逃逸塔方式逃逸, 采用群伞减速、水上溅落回收方案, 返回舱具备可重复使用能力. 2014年12月, 完成了首次无人飞行试验任务[8], 测试验证了飞船的动力、电子系统, 以及返回舱再入气动特性、防热及降落伞系统性能. 计划2022年执行首次载人绕月飞行试验.

载人龙飞船用于执行近地任务, 高8.1 m, 由乘员舱和非密封舱组成, 最大载7人. 其中, 乘员舱采用可重复使用设计, 大底直径4 m, 密封舱容积9.3 m^3, 采用群伞

引用格式: 张柏楠, 杨庆, 杨雷, 等. 我国新一代载人飞船及其研制进展. 科学通报, 2021, 66: 4065–4073
Zhang B N, Yang Q, Yang L, et al. Progress on China's new-generation manned spaceships (in Chinese). Chin Sci Bull, 2021, 66: 4065–4073, doi: 10.1360/TB-2021-0228

© 2021《中国科学》杂志社

减速、水面溅落回收方案，使用乘员舱集成逃逸系统的逃逸方案. 2015年5月, 完成了零高度逃逸试验; 2019年3月，完成了首次无人飞行试验，成功与国际空间站对接并返回；2020年5和11月，分别完成了首次载人飞行试验和商业乘员运输服务[12,13]，分别将2名宇航员送入国际空间站并安全返回.

星际航线飞船用于执行近地任务，由返回舱和推进舱组成. 发射重量13.5 t, 返回舱大底直径4.56 m, 最大载7人；采用群伞减速、气囊缓冲的回收着陆方案，使用服务舱集成逃逸系统的逃逸方案，返回舱具备重复使用能力. 2019年11月, 完成了发射台紧急救生逃逸飞行试验; 2019年12月, 完成了首次无人飞行试验.

1.2 俄罗斯

俄罗斯正在开发的新一代载人飞船为雄鹰飞船(Orel)[17]，由俄罗斯能源火箭航天集团负责研制，最大载4人，采用可重复使用设计. 飞船由返回舱和推进舱构成. 最初设计时，推进舱考虑采用模块化设计，以适应近地轨道任务和载人月球探测任务，目前更注重于载人月球探测任务. 计划在2022年前后开展首次飞行试验.

1.3 发展趋势分析

通过对国外在研新一代载人飞船的技术方案做进一步分析可以看出，猎户座飞船着眼于深空探测任务，追求更高的可靠性、安全性；载人龙飞船和星际航线飞船考虑商业运营, 以降低研制成本为主要目标; 雄鹰飞船采用模块化设计以适应近地和深空多任务.

国外新一代载人飞船的共性特点包括：返回舱均采用钝头体气动外形，确保返回再入飞行过程的安全性；均具备可重复使用能力，以尽可能降低研制成本; 飞船采用更大的尺寸和空间，以提升航天员的承载能力和舒适性.

2 我国新一代载人飞船研制需求

我国的神舟飞船在高可靠、高安全的设计思想指导下，成功经过12次飞行，先后将12名(17人次)航天员顺利送入太空并安全返回，已发展成为标准的载人天地往返运输飞行器，并服务于我国载人空间站建造任务. 在当前背景下，我国还需研制新一代载人飞船，主要有以下几个方面的需求.

(1) 开展载人登月等载人深空探测任务的需要. 载人登月以及深空探测任务需要以11.2~12 km/s的第二宇宙速度返回，对返回舱气动外形、防热结构和返回控制提出了更高要求. 我国神舟飞船只能适应7.8 km/s的第一宇宙速度近地返回任务.

(2) 提升我国空间站运营效能的需要. 当前我国正在全面推进空间站工程建设，处于空间站建造阶段. 2021年4月，成功发射了空间站核心舱；2021年5月，成功发射了天舟二号货运飞船；2021年6月，神舟十二号载人飞船成功发射，将3名航天员送往核心舱. 我国空间站建成后，将利用微重力、高真空等特殊的空间环境开展大规模空间应用，将可能产生大规模载荷及物品下行需求. 目前我国神舟飞船主要用于载人天地往返, 其货物下行能力相对有限, 货运飞船用于给空间站货物上行以及下行销毁货物，不能实现货物下行地面. 为提高我国空间站运营的综合效益，需要研制具备较高货物下行能力的天地往返运输飞行器.

(3) 降低天地往返运输成本的需要. 高昂的天地往返运输成本是制约大规模空间应用的主要因素，降低研制及运营成本是载人航天可持续发展的基本要求. 随着空间站任务期间对载人飞船发射密度增加的需求, 可重复使用是成本控制的一条有效解决途径，可实现飞行器的低成本与高效益.

(4) 天地往返运输技术持续发展的需要. 目前美国、俄罗斯等国正在研制的新一代载人飞船，其整体技术水平相比以往飞船得到全面提升，上下行货运能力更大, 乘员运输能力更强, 且更可靠、更安全. 我国神舟飞船进入成熟稳定期后，需要研制新一代载人飞船, 以持续推进我国载人天地往返运输技术发展.

3 我国新一代载人飞船初步方案

3.1 设计参考任务

新一代载人飞船以执行近地和载人月球探测两种典型任务进行设计. 在执行近地轨道任务中, 新一代载人飞船由运载火箭发射入轨, 并与近地空间站对接, 完成在轨任务后返回地球. 在执行载人月球探测任务中, 以最简单的环月轨道一次对接飞行模式为设计参考任务. 新一代载人飞船由运载火箭发射入轨, 经地月转移飞行后，与事先在环月轨道等待的月面着陆器完成交会对接; 航天员进入月面着陆器, 月面着陆器与载人飞船分离, 载人飞船继续在环月轨道飞行, 航天员乘月面着陆器着陆月面; 航天员完成月面任务后, 乘月面着陆

器起飞上升，与载人飞船完成环月轨道第二次交会对接，航天员从月面着陆器进入载人飞船；载人飞船与月面着陆器分离，并完成月地转移加速飞行，返回再入地球.

3.2 初步方案

新一代载人飞船采用返回舱与服务舱两舱构型(图1)，按照模块化设计思想，使用相同返回舱，通过配置不同的服务舱模块来适应近地和深空任务. 飞船最大可搭载7人，并具有较强的货物上下行运输能力，飞船返回舱具备可重复使用能力.

新一代载人飞船配置结构机构、姿轨控、回收着陆、能源、信息管理、载人环境控制等功能，初步方案如下.

(1) 返回舱为全新的钝头体构型，相比神舟飞船返回舱，新一代载人飞船返回舱具有更大的升阻比. 返回舱由密封舱与非密封舱组成，按照人、设备分区布局，密封舱内只安装航天员相关设备，其他设备安装在非密封舱中，提高航天员舒适度；设备考虑进行赋形设计，有效利用安装空间. 密封舱金属结构使用高强度新型金属材料，非密封舱外层为可拆卸防热结构，由新型轻质、耐烧蚀碳基防热材料生产制造而成，能耐受第二宇宙速度再入返回时的热流环境. 返回舱头部安装可展收头罩，舱内安装全向整体缓冲隔振系统等机构，提升航天员发射再入过程舒适性. 返回舱按具备可重复使用能力进行设计.

(2) 返回舱推进系统使用单组元无毒推进剂，相比神舟飞船返回舱使用的有毒单组元无水肼推进剂，可消除危险源，提高航天员安全性，并有利于实现推进系统重复使用；服务舱推进系统使用超大型表面张力贮箱，以提供满足任务需求的速度增量. 飞船具备全自主轨道控制，具备自主诊断和故障处置能力，提高自主运行能力，可大幅简化地面飞控支持保障工作.

图 1 我国新一代载人飞船初步方案设想
Figure 1 The preliminary concept of China's new-generation manned spaceships

(3) 利用群伞进行减速回收，以适应新一代载人飞船返回舱重量规模相比神舟飞船返回舱大幅提升的回收任务需求. 考虑降落伞的制造工艺和工作可靠性等原因，不能使用神舟飞船的单个主伞减速方案，需通过多个主伞组成的群伞实现返回舱落地前的减速. 另外，为提高返回舱着陆稳定性，并适应陆上及水上着陆多种工况，在返回舱底部安装气囊，实现缓冲着陆.

(4) 安装高承载太阳电池翼实现阳照区发电，使用比神舟飞船更高的高发电效率电池片技术；配备高比能量的电池，实现阴影区储能和供电.

(5) 考虑采用时间触发以太网(time triggered Ethernet，TTE)进行数据传输，配置通用高性能计算机完成高速计算任务. 采集执行设备按照模块化设计，实现整船数据管理和功能高可靠、高效率融合.

(6) 应用相变传热、热管、高性能涂层等最新热控技术，实现热量综合利用，优化热控系统方案. 应用固定式智能交互、便携式人机交互等先进技术，为航天员提供智能、友好的人机交互环境.

(7) 基于虚拟仿真技术(virtual reality, VR)开展舱内空间视觉环境设计以及个人卫生、就餐、工作和存储等设计. 按照智能家居理念开展照明、娱乐、通讯和通风等智能控制设计，提供界面友好、舒适便捷的人居环境.

3.3 主要技术特点

新一代载人飞船具有以下技术特点.

(1) 通过模块化设计，以适应多任务需求. 新一代载人飞船的舱段为模块化设计，采用统一的返回舱，通过配置不同的服务舱模块来满足近地空间站、载人登月、载人深空探测等多任务需求，缩短研制周期、降低研制成本.

(2) 按照重复使用设计，降低研制及运营成本. 新一代载人飞船具备可重复使用能力，可实现返回舱主结构、电子设备、推进系统等产品重用，将大幅降低飞行运营成本.

(3) 融入宜居环境设计理念，提高乘员舒适度. 按照宜居设计理念，开展返回舱密封舱内装饰、设备布局、人机交互界面、整船载人环境设计，可全面提升

航天员在天地往返过程中及驻留期间的用户体验.

(4) 集成众多先进技术, 可全面提升飞船整体性能. 新一代载人飞船使用新型低密度耐烧蚀防热材料、可拆卸防热结构、单组元无毒推进系统、高精度光学导航一体化导航、一体化模块化先进电子系统、先进人机交互系统、高转换效率太阳电池、群伞气囊回收着陆等一系列先进技术, 使平台综合性能得到全面跃升.

4 新一代载人飞船研制进展

根据新一代载人飞船初步方案, 充分利用我国新型火箭首飞机会, 策划并组织开展了两次搭载飞行试验, 对新一代载人飞船高速再入返回相关关键技术进行验证, 为新一代载人飞船研制奠定了基础.

4.1 缩比返回舱飞行试验

为获取返回舱新外形的气动特性参数, 验证新一代载人飞船返回舱气动构型设计与验证关键技术, 利用长征七号运载火箭首飞机会, 研制了缩比返回舱, 开展了搭载飞行试验. 根据气动相似理论, 缩比返回舱外形按照新一代载人飞船返回舱的真实尺寸进行等比例缩小, 最大直径2.6 m, 重量约2600 kg(图2(a)).

该项目解决了以下主要技术问题.

(1) 自主设计了返回舱新气动外形. 气动外形设计是一个多指标要求、多参数约束的设计问题. 通过多目标优化, 以气动力最优、气动热最小的两个互斥特性为目标, 考虑返回舱容积、再入过载、再入返回总热流峰值等多因素耦合约束, 进行返回舱外形主要结构尺寸的优化、精细化设计, 并经过了大量气动仿真计算.

(2) 自主研制了高超声速再入气动测量系统. 气动测量系统在国外已有成熟的飞行试验应用, 国内已在地面风洞试验和低空飞行器试验应用, 暂无高速再入飞行应用案例, 需解决测量精度和测量安全性两大难题. 设计了无控再入自由飞行模式(图2(b)), 再入大气全程不进行主动姿态控制, 无发动机推力干扰, 气动测量环境更纯净, 实现了气动数据的真实、准确测量; 采用基于嵌入式大气数据传感系统(flush air data sensing system, FADS)的气动测量方法[18], 通过在返回舱防热大底结构表面特定区域布置测量孔测量来流压力, 根据建立的气动模型反推得到气动参数, 包括攻角、侧滑角、马赫数、静压及动压等, 传感器预埋在返回舱防热大底上, 并在大底表面开孔, 解决了开孔引压带来的堵塞和热安全问题.

(3) 解决了无控再入飞行带来的落点精确控制问题. 返回舱无控再入自由飞时, 返回舱仅受气动力和重力, 因此, 需要设法稳定姿态, 消除升力不均衡的影响.

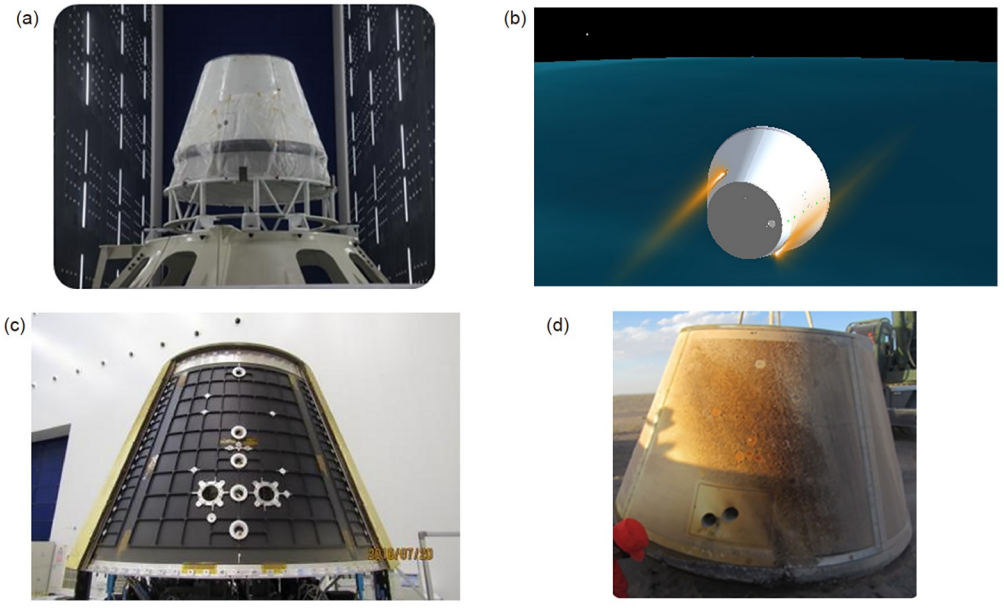

图 2 缩比返回舱飞行前后状态. (a) 缩比返回舱整体构型; (b) 自主升旋无控再入飞行示意图; (c) 部分防热拆卸后的返回舱; (d) 飞行试验后返回舱

Figure 2 The scaled-return capsule before and after flight test. (a) The scaled-return capsule; (b) the re-entry process by increasing the rotate speed automatically; (c) a part of heat-resistant materials was taken off; (d) the return capsule after flight test

设计了慢速自主升旋控制再入飞行模式，使升力在飞行方向法平面内均布，综合作用效果最低，并通过返回舱质量特性高精度配置[19]，一方面维持自旋稳定，另一方面防止气动力使返回舱自旋速度降低太多.

(4) 研究了可重复使用技术路线并完成了相关技术验证. 返回舱可重复使用主要涵盖结构与机构、电子设备以及推进系统三大类产品. 缩比返回舱主要从前两类产品进行了可重复使用技术探索与验证. 为实现返回舱金属结构重复使用，外部防热结构通过可拆卸式分块设计(图2(c))，防热结构单独加工成型、分块单独安装，解决了分块防热结构间隙再入热密封、防热结构与金属结构空间热应力匹配性等问题. 另外，大量使用了经历飞行试验后返回地面的产品，结合产品飞行环境履历，开展了返回产品可重复使用能力验证与评估.

2016年6月25日20时，缩比返回舱搭载长征七号遥一运载火箭成功发射入轨，在轨稳定运行19小时后返回，并于6月26日15时41分安全返回(图2(d)). 成功完成了近地再入飞行试验，获取了高精度气动特性参数，返回舱气动参数测量结果与设计基本一致，验证了返回舱新外形设计的正确性，验证了基于防热结构整体更换及单机设备重用的可重复使用方案技术可行性[20].

4.2 新一代载人飞船试验船飞行试验

在确定返回舱新气动外形后，为验证新一代载人飞船高速再入返回防热、控制和群伞回收相关关键技术，利用长征五号运载火箭首飞机会，研制了新一代载人飞船试验船开展搭载飞行试验. 新一代载人飞船试验船为返回舱与服务舱两舱构型，高8.8 m，最大直径4.5 m，发射重量21.6 t. 围绕飞行验证任务需求，解决了以下主要技术问题.

(1) 构建了高速再入飞行环境. 为尽可能获取与第二宇宙速度再入返回相当的热流环境，需要从尽可能高的轨道再入返回. 因此，基于长征五号运载火箭的运载能力，试验船入轨后通过自主多次变轨，以进入尽可能高的轨道(图3(a))，并通过增大再入角，以实现所需的高速再入热流环境[21]. 高速再入返回过程中，通过预测校正再入控制方法，实现了再入热流峰值的控制、返回过载的抑制，并保证了再入落点的精度.

(2) 研制了不同于以往材料体系的新型防热材料. 该防热材料具有密度低、耐高热流烧蚀、承载性能较好的特点. 按照可拆卸防热结构设计要求，完成了分块式防热结构及超大尺寸防热大底结构研制与生产，攻克了大尺寸、曲面防热结构的成型与产品质量稳定性控制等生产工艺技术.

(3) 根据返回舱构型与布局及回收重量大的特点，研制了新型群伞减速和气囊缓冲系统，并按照高可靠、高安全性设计要求，研究解决了集群式可靠出伞、伞绳伞衣防缠绕拉直充气、开伞载荷均衡控制、复杂伞系连接与分离、着陆过程缓冲等技术难题，并通过实际飞行完成了技术验证.

(4) 研制了一种高性能、高活性的HAN基单组元无毒推进剂及其相匹配的催化剂，通过催化剂高效快速反应，实现单组元发动机可靠稳定输出推力，并经过了在轨飞行考核.

(5) 在缩比返回舱可重复使用技术探索基础上，通过整船高价值设备在返回舱集中布局、防热结构整体拆装、舱体减损着陆、推进无毒化、返回产品重用等系统解决方案，以实现舱体结构、电气系统和推进系统重用.

2020年5月5日18时，试验船由长征五号B运载火箭在海南发射场成功发射进入预定轨道. 在轨稳定运行2

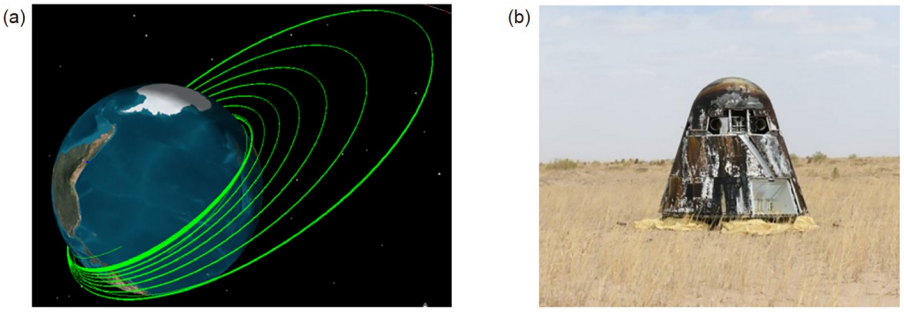

图 3 新一代载人飞船试验船飞行试验. (a) 在轨飞行轨道示意图; (b) 返回舱安全着陆于预定区域

Figure 3 The flight test of the test ship for the new-generation manned spaceship. (a) The flight orbit of the test ship; (b) the return capsule safely landed on a predetermined area

天19时, 通过7次自主轨控进入近地点约300 km、远地点约8000 km的大椭圆轨道, 在远地点制动返回, 再入速度超过9.0 km/s, 于13时49分安全着陆于东风着陆场(图3(b)). 飞行试验取得了圆满成功, 验证了新一代载人飞船高速再入返回相关关键技术及可重复使用技术, 获取了返回舱高速再入飞行气动力/热参数, 以及试验船飞行全程的过载、冲击、噪声、应变、温度等环境参数, 为新一代载人飞船优化设计提供了数据支撑.

5 新一代载人飞船后续工作

新一代载人飞船后续工作主要为开展方案深化论证与详细设计, 支撑形成功能完备的总体方案, 围绕提升飞行器设计管理水平, 开展一体化设计、基于模型的系统工程方法(model-based systems engineering, MBSE)应用等研究, 并根据型号工程研制要求, 解决相关科学技术问题.

5.1 方案深化论证

在前期总体初步方案论证及高速再入返回相关关键技术验证的基础上, 根据新一代载人飞船任务需求, 开展总体方案深化论证, 通过多方案比较论证, 最终确定总体方案, 主要包括逃逸方案及飞船平台各功能方案.

目前载人航天任务逃逸方案主要分为两类: 一是逃逸塔方案, 仅在火箭故障逃逸时使用, 如美国的土星运载火箭和SLS运载火箭、俄罗斯的联盟号运载火箭、中国的长征2F运载火箭; 二是飞船自逃逸方案, 可兼顾火箭故障和正常飞行时使用, 如美国的载人龙飞船和星际航线飞船. 逃逸塔方案的优点是逃逸覆盖时段更长, 可有效降低故障对航天员安全的影响, 且飞船与火箭系统间接口简单, 正常飞行和逃逸飞行过程分离环节少, 可靠性更高; 缺点是飞船重量代价较高. 需要通过详细比较论证, 确定逃逸救生方案.

对于平台功能方案, 结合两次飞行试验及相关飞行试验数据, 进行飞船优化设计, 并按照“以人为本、安全可靠、智能自主”等设计理念, 采用先进技术, 完善姿轨控、信息、能源、人机交互、载人环境控制等功能方案, 开展相关新技术攻关研究, 形成功能完备、合理可行的飞船总体方案.

5.2 一体化设计

为进一步优化系统配置, 提升飞船效率和设计水平, 以总体方案优化为目标, 将开展船箭一体化、电气系统一体化、环热控一体化等设计.

船箭一体化方面, 确定基于模型的设计流程, 以实现裕度分布合理、余量共享, 提升飞船的结构效率、降低结构重量; 电气系统一体化方面, 拟采用时间触发以太网实现数据传输, 配置通用高性能计算机实现高速计算, 实现采集执行设备板卡化、板卡芯片化、软件APP化; 环热控一体化方面, 以重量、体积、功耗综合最优为目标, 统一开展空间布局、热量管理、流场控制、资源配置、驱动和传感器设计.

5.3 MBSE方法应用

随着空间技术的快速发展, 航天器系统复杂度显著增加, 各专业耦合性越来越紧密, 传统的系统工程研制模式已无法有效满足复杂系统研制需求. 基于模型的系统工程方法是有效支撑复杂系统研制、提高系统整体质量、缩短研制周期的重要方法和手段. 目前, 国外已将MBSE方法用于复杂工程系统开发, 包括猎户座任务[22]、美国国防高级研究计划局(Defense Advanced Research Projects Agency, DARPA)任务[23]、木卫二轨道器任务[24~26]等. 国内对MBSE方法的研究起步较晚, 目前还没有将MBSE应用在实际的航天任务上.

为提高新一代载人飞船的研制及管理水平, 将推行MBSE方法在新一代载人飞船研制全生命周期的应用, 探索制定数字化研制工作规范, 推进数字化手段与工程现有研制流程的有机融合, 努力实现以数字化研制为核心的研制模式转型升级.

5.4 相关科学技术问题研究

前期虽然通过技术攻关及飞行试验, 突破了制约工程研制的高速再入返回相关关键技术, 但是随着方案研究的逐步深入, 相关科学技术问题仍需进一步开展研究, 主要包括以下方面.

(1) 结构轻量化设计与分析研究. 重量是飞行器设计的一项重要指标, 尤其对于飞往月球的深空探测飞行器来说, 系统重量极其敏感, 将直接影响包括运载火箭和飞行器在内的整个工程系统的代价. 在飞行器系统重量中, 舱体结构重量占较大比重. 需在识别发射、在轨、再入返回和着陆等全程复杂载荷条件并建立载荷谱的基础上, 研究制定合理的结构设计准则体系, 使得结构设计裕度在合理范围内, 既不欠设计也不过设计; 同时开展结构材料安定性准则研究, 并考虑空间、

承载、功能、接口等多约束，进行大集中载荷传力路径、基于筋条连续的壁板加筋结构、相关结构部件等的构型与详细参数优化设计与分析.

(2) 可重复使用技术体系研究. 在前期可重复使用技术方案可行性研究的基础上，深入研究结构类、电子设备类及推进类等三类产品的可重复使用技术体系. 对于舱体结构等结构产品，由于产品在多次承受任务剖面载荷谱下会因结构疲劳而产生损伤，因此需要研究结构的损伤状态定位、表征与检测方法，以及损伤容限设计与寿命评估技术. 综合考虑残余应力、广布损伤、材料及工艺分散性等因素的影响，建立基于损伤的结构寿命预测方法，建立基于概率的结构性能与可靠性评价体系，制定损伤检测规范、断裂控制规范、结构重复使用性能评估流程，建立重复使用设计准则与设计方法. 对于电子设备类产品, 需研究设备在全任务环境应力情况下的设备失效模式、机理，以及基于产品履历信息的可靠性评估理论与方法，为设备可重复使用设计、验证和评估提供基础. 对于推进类产品, 需要开展气瓶、贮箱、管路、阀门、发动机等推进系统产品地面在线维护测试及重复使用评估方法研究.

(3) 防热材料烧蚀机理研究. 前期已通过飞行试验验证了新型材料体系防热结构的基本烧蚀性能和可用性，但新材料的烧蚀传热现象在机理分析和计算方法上的研究还不够，还需结合新一代载人飞船返回舱在辐射加热与对流加热耦合效应叠加的再入飞行环境条件下，从微观角度分析烧蚀过程中材料组分变化、热解气体反应流动特性, 建立热化学烧蚀模型, 并开展模型中关键参数对预测结果的敏感性分析，以修正模型, 提高防热材料烧蚀过程中温度分布、烧蚀后退量、碳化层厚度、热解层厚度等计算数据的预测精度，最终建立该防热材料的烧蚀特性参数及设计数据库，更好地指导工程应用.

(4) 返回舱气动力热特性研究. 新一代载人飞船返回舱为倒锥状钝头体新气动外形，与神舟飞船返回舱钟罩状外形不同. 掌握飞行器气动外形的气动特性是保证工程任务成功的前提. 之前通过两次飞行试验, 已获取并建立了返回舱新外形的基本气动特性数据库, 还需要根据后续月球轨道再入返回特点，进一步完善气动数据库，并继续对钝头体外形在再入过程中的稀薄流区化学非平衡效应、RCS喷流干扰效应对气动特性的影响和动稳定性，以及由于大尺寸带来的辐射加热特性等进行理论研究，以获取更为精确的气动力热特性参数.

(5) 高速再入返回技术研究. 载人航天是一项极具挑战的探索事业，需尽一切可能保证航天员远离危险并安全返回. 新一代载人飞船由于要飞往月球, 其轨道特性远比近地轨道复杂. 另外, 与我国目前已实施的无人探月任务相比，载人月球探测飞行过程需考虑正常返回以及全阶段应急救生等复杂工况，在非常大的再入初始能量下，更为苛刻的过载约束、大范围的再入航程需求以及我国落区和搜救区域的约束，均使得载人月地返回飞行下的高速再入返回技术研究面临很大的挑战. 需要分析高能量非设计返回轨道和弹道特性, 研究在线弹道规划、再入剖面、关键参数生成算法以及相应制导律，制定应急救生模式下的轨道机动策略和对应的非设计轨道应急救生策略.

(6) 着陆及着水过程力学载荷特性分析研究. 新一代载人飞船使用气囊缓冲着陆，以适应陆上和海上着陆不同工况. 着陆/着水过程需要控制合适的过载特性, 该过程为涉及气囊、舱体结构、座椅、航天员等多环节的多体系统动力学问题，需研究在不同着陆姿态、着陆地面地形(包括不同土壤力学特性、水面条件)、自然条件(风速、海浪大小等)等因素下的着陆/着水过程力学载荷向航天员的传递特性，用以评估航天员安全性.

6 结束语

新一代载人飞船是瞄准我国载人航天后续发展而论证的新一代天地往返运输系统. 通过缩比返回舱和新一代载人飞船试验船两次飞行试验，突破了新一代载人飞船的相关关键技术，为新一代载人飞船研制奠定了坚实基础. 后续将根据任务需求, 尽快完善和研制新一代载人飞船，推动我国的载人航天技术水平全面提升.

参考文献

1 Wang M Y. The future of the American Manned Constellation Program (in Chinese). Space Int, 2009, 3: 22–25 [王鸣阳. 美国载人航天星座计划的未来. 国际太空, 2009, 3: 22–25]

2 Deng X M. The Constellation Program that realizing man's back to the Moon (in Chinese). World Sci, 2009, 8: 7–8 [邓雪梅. 实现人类重返月球

的“星座”计划. 世界科学, 2009, 8: 7–8]
3 Huang Z C. Why was the American Constellation Program cancelled (in Chinese)? Space Explor, 2010, 3: 22–23 [黄志澄. 美国重返月球计划为何胎死腹中? 太空探索, 2010, 3: 22–23]
4 Paul M, Larry P. Orion multipurpose crew vehicle exploration flight test objectives. In: The 63th International Astronautical Congress. Naples: International Aerospace Federation, 2012
5 Kelly J M, Karen L B, et al. Orion crew module aerodynamic testing. In: 49th American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA) Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. AIAA-2011-3502. Reston: AIAA, 2011
6 Karen L B, Eric L W, et al. Development of the Orion Crew module static aerodynamic database, part II: Supersonic/subsonic. In: 49th American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA) Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, AIAA-2011-3507. Reston: AIAA, 2011
7 Chen Y, Yan D Q. Overview of new generation of manned spacecraft (in Chinese). Aerospace China, 2015, 10: 18–23 [陈怡, 闫大庆. 国外新一代载人飞船研制概况. 中国航天, 2015, 10: 18–23]
8 Guo X X. NASA’s new Orion spacecraft completes first unmanned spaceflight test (in Chinese). Space Int, 2015, 1: 40–42 [郭筱曦. 美国新型载人飞船“猎户座”首次无人探索飞行试验任务圆满完成. 国际太空, 2015, 1: 40–42]
9 Zhang J N. The scheme of NASA’s Artemis Plan (the first part) (in Chinese). Aerospace China, 2020, 12: 60–67 [张京男. 美国“阿特米斯”登月计划方案与策略(上). 中国航天, 2020, 12: 60–67]
10 Zhang R. Development of American human spaceflight commercial transportation (in Chinese). Spacecr Eng, 2011, (6): 87–89 [张蕊. 美国载人航天商业运输的发展. 航天器工程, 2011, (6): 87–89]
11 Xiao C. Overview of the Crew Dragon. Space Exploration, 2018, 10: 38–41 [小超. 载人型龙飞船: “龙”2代的风采. 太空探索, 2018, 10: 38–41]
12 Tang L, He H D. Crew Dragon completes manned spaceflight test (in Chinese). Space Int, 2020, 8: 19–22 [唐亮, 何慧东. “载人龙”飞船顺利完成载人飞行试验任务. 国际太空, 2020, 8: 19–22]
13 He H D. Analysis of the first commercial crew mission of Crew Dragon (in Chinese). Space Int, 2020, 12: 21–26 [何慧东. “载人龙”飞船首次正式商业乘员运输任务分析. 国际太空, 2020, 12: 21–26]
14 Mckinney J, Ferguson P, Weber M L, et al. Initial testing of the CST-100 aerodynamic deceleration system. In: 51st American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA) Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, AIAA-2013-1263. Reston: AIAA, 2013
15 McCann J R, DePauw T, McKinney J, et al. Boeing CST-100 landing and recovery system design and development of an integrated approach to landing. In: 51st American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA) Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, AIAA-2013-5306. Reston: AIAA, 2013
16 Mckinney J, Ferguson P, Weber M L, et al. Boeing CST-100 landing and recovery system design and development testing. In: 51st American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA) Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, AIAA 2013-1262. Reston: AIAA, 2013
17 Yang G. The Russian new manned spacecraft project: PPTS (in Chinese). Aerospace China, 2011, 7: 16–21 [阳光. 俄罗斯的新载人飞船项目——PPTS. 中国航天, 2011, 7: 16–21]
18 Yang L, Hou Y Z, Zuo G, et al. Study on aerodynamics measuring technology of the Mars prober (in Chinese). Chin J Theor Appl Mech, 2015, 47: 8–14 [杨雷, 侯砚泽, 左光, 等. 火星探测器进入飞行气动测量方法研究. 力学学报, 2015, 47: 8–14]
19 You J, Tian Z, Hou X Y. Genetic algorithm based optimization of counterweight distribution for reentry vehicle (in Chinese). Spacecr Eng, 2015, 24: 56–61 [游进, 田征, 侯向阳. 基于遗传算法的再入航天器配重布局优化. 航天器工程, 2015, 24: 56–61]
20 Huang Z, Zhang B N, Yang L, et al. Scaled-down Crew Capsule Flight Test. In: Global Space Exploration Conference, 2017
21 Wu W R, Huang Z, Hou Y Z. Initial entry condition optimization of high-speed entry flight test for deep space exploration vehicle (in Chinese). Aeronaut Comput Tech, 2016, 46: 1–8 [吴文瑞, 黄震, 侯砚泽. 高速再入飞行试验再入条件优化设计. 航空计算技术, 2016, 46: 1–8]
22 Mcvittie T, Sindiy O V, Simpson K. Model-based system engineering of the Orion flight test 1 end-to-end information system. In: 2012 IEEE Aerospace Conference, 2012. 1–11
23 Dori D. Object-process Methodology: A Holistic Systems Paradigm. New York: Springer Science & Business Media, 2011
24 Bayer T, Chung S, Cole B, et al. Early formulation model-centric engineering on NASA’s Europa mission concept study. In: 22nd Annual INCOSE International Symposium, Rome, Italy. Pasadena: Jet Propulsion Laboratory, National Aeronautics and Space Administration, 2012
25 Bayer T J, Seung C, Cole B, et al. Model based systems engineering on the Europa mission concept study. In: 2012 IEEE Aerospace Conference, 2012. 1–18
26 Bayer T, Chung S, Cole B, et al. Update on the model based systems engineering on the Europa mission concept study. In: 2013 IEEE Aerospace Conference, 2013. 1–13

Summary for “我国新一代载人飞船及其研制进展”

Progress on China’s new-generation manned spaceships

Bainan Zhang, Qing Yang*, Lei Yang, Xiaobing Ma & Zhen Huang

China Academy of Space Technology, Beijing 100084, China
* Corresponding author, E-mail: qingyang1128@126.com

The manned space technology represents a country’s capability of entering into and coming back from space. Now some foreign countries such as America and Russia are developing the new-generation manned spaceship to improve the manned space technology. In order to support the future manned space program, China is developing the new-generation manned spaceship, too. The new spaceship can be used not only in low-Earth orbit missions to support the construction of China’s space station, but also for the deep-space exploration, such as manned lunar exploration.

The reliability, safety, comfort, economy and intelligence of the new spaceship will be greatly improved. The core concept of the new spaceship is to make the ship safe and comfortable. It can hold much more astronauts than Shenzhou spaceship. The spaceship consists of two capsules, a re-entry capsule and a service one. The re-entry capsule is where astronauts live, while the service capsule provides propulsion and power. Apart from the equipment needed to ensure the safety of astronauts and to control the capsule, such as the environmental controls and the health protection equipment as well as the human-machine interaction equipment, most of the devices are placed in the unsealed layer between the coat of the capsule and the steel wall of the cockpit. Such a design has left the cockpit with more room, and it is relatively danger-free. The ship adopts grouped umbrella pneumatic deceleration and airbag landing buffering during the re-entry process. Two of the three umbrellas will be able to ensure a safe return. Six airbag buffers will help the capsule to make a soft-landing at the landing site. The new spaceship is reusable. It only needs changes to its thermal-protective coating and its protective cap of docking devices before being relaunched again. A modular design can ensure the re-entry capsule is compatible with bigger service modules for a mission even to the Moon.

In order to test the new shape of the re-entry capsule, a scaled-down version of the re-entry capsule was developed. It was launched by the first mission of Long March 7 on June 25, 2016. It returned to Earth and was successfully recovered in North China’s Inner Mongolia Autonomous Region on June 28, 2016. By the flight test of the scaled-down capsule, the project and scientific objectives were successfully achieved.

On May 5, 2020, the experimental spaceship was launched without crew by China’s new large carrier rocket Long March-5B from the Wenchang Space Launch Center on the coast of South China’s island province Hainan. After orbiting Earth for two days and completing a number of space scientific and technical experiments, the re-entry capsule of the spaceship landed at Dongfeng landing site in North China’s Inner Mongolia Autonomous Region. The successful re-entry has verified some key technologies such as heat protection, control, group umbrella recovery and partial reuse.

Now China is constructing the final mode of the new spaceship.

new-generation of manned spaceships, technical feature, flight test, technologies verification

doi: 10.1360/TB-2021-0228