

CZ-4C 探月任务多星发射结构总体方案

李懿德¹, 陈振知¹, 梁艳迁¹, 古艳峰¹, 汪轶俊²

(1. 上海宇航系统工程研究所, 上海, 201109; 2. 上海航天技术研究院, 上海, 201109)

摘要: 为了建立嫦娥四号探测器在月球背面与地球之间的通信, 并利用月球背面良好的低频辐射环境开展低频射电天文观测, 根据嫦娥四号工程要求, 需要发射一颗中继星及两颗月球轨道编队超长波天文观测微卫星至地月转移轨道。这是 CZ-4C 运载火箭首次被用于探月任务, 为适应探月轨道一箭三星发射及未来深空探测任务需求, CZ-4C 运载火箭针对探月任务的特点对构型进行了通用化设计。从整流罩选型、主星发射方案、搭载星发射方案等 3 个方向对 CZ-4C 探月任务多星发射结构总体方案的研制进行总结, 为后续用于深空探测小卫星发射建立基础。

关键词: 月球轨道; 一箭多星; 运载火箭; 搭载发射

中图分类号: V421.1

文献标识码: A

LM-4C Launch Vehicle Lunar Exploration Mission Multi-launch Configuration Overall Design

Li Yi-de¹, Chen Zhen-zhi¹, Liang Yan-qian¹, Gu Yan-feng¹, Wang Yi-jun²

(1. Aerospace System Engineering Shanghai, Shanghai, 201109; 2. Shanghai Academy of Spaceflight Technology, Shanghai, 201109)

Abstract: In order to establish the communication between the back of the Moon and the Earth, and to use the good low-frequency radiation environment on the back of the Moon to carry out low-frequency radio astronomical observation, according to the requirements of the CE-4 project, a relay satellite and two lunar orbit formation super long wave astronomical observation microsatellites need to be launched to lunar transfer orbit. This is the first time that the CZ-4C launch vehicle has been used for lunar exploration mission. In order to adapt to the needs of the triple launch and future deep space exploration missions, the CZ-4C launch vehicle has generalized its configuration for the characteristics of the lunar exploration mission. From the three directions of fairing selection, main satellite launching scheme and piggyback satellite launching scheme, the development of the overall scheme of CZ-4C lunar exploration multi-satellite launching structure is summarized, which is the basis for subsequent microsatellite launching.

Key words: lunar transfer orbit; multiple-payload; launch vehicle; piggy-back mission

0 引言

在行星际探测领域, 月球在近几十年里是一个重要的目标, 未来仍将被国际宇航界重视^[1-3]。以月球中继卫星发射任务为例, 国际上已论证了多种方案。1993 年, 宾夕法尼亚州立大学的 Melton 等人提出了 ECHO 项目, 用德尔塔-2 运载火箭 $\Phi 2.9$ m 整流罩构型发射一颗自旋稳定的月球中继星^[4]。美国国家航空航天局 (National Aeronautics and Space Administration, NASA) 的格伦研究中心策划使用宇宙神-5 401 火箭 $\Phi 4$ m 整流罩构型以一箭双星方式发射月球中继卫星 COMPASS^[5]。科罗拉多航天飞行动力学研究中心和微小卫星系统公司基于 TacSat-2 卫星平台提出了一种月

球通信与导航卫星解决方案用于月球南极探测, 卫星重约 400 kg, 用 SpaceX 公司猎鹰-9 运载火箭一箭双星发射^[6]。近年来, 欧洲航天局论证了 FARSIDE 月球背面着陆探测项目, 其中月球中继星采用 Myriad 微纳卫星平台, 整星质量约为 250 kg, 计划使用俄罗斯联盟-ST 运载火箭/弗雷盖特上面级或阿里亚娜-5 运载火箭搭载发射^[7]。

目前, 立方星越来越多地被应用于月球与深空探测任务。亚利桑那州立大学正在研制一颗 6U 立方星 LunaH-Map, 用于月表水冰的探测研究^[8]。美国国家航空航天局喷气推进实验室提出了一种 6U 探月立方星方案, 用于月球极地测绘研究和新技术演示验证, 这

两颗立方星都将随美国新一代太空发射系统 (Space Launch System, SLS) 运载火箭猎户座飞船任务搭载发射^[9]。此次任务预计共搭载 13 颗立方星, 全部挂载在上面级适配器内壁上, 除了 NASA 的研究项目外还包括企业和国际合作伙伴的搭载星^[10~12]。2010 年, 欧洲航天局的第 4 个教学卫星项目——欧洲学生月球轨道器立项, 计划搭载发射一颗重 250 kg 的微纳卫星至地球同步转移轨道, 而后自行变轨奔月^[13]。

中国嫦娥四号工程实现了人类历史上首次月球背面着陆探测, 其中 CZ-4C 运载火箭发射鹊桥中继星任务是整个工程的第 1 步, 对全局成败起着决定性作用, 目前卫星已在 Halo 轨道上稳定运行。本次任务还有效利用了运载余量, 搭载发射了 2 颗月球轨道编队超长波天文观测微卫星——龙江一、龙江二号。本文介绍了此次发射任务的总体设计, 以及针对探月卫星发射作出的适应性更改, 并提出一种可用于探月小卫星发射的典型方案。

1 任务概况

1.1 卫星技术状态

嫦娥四号中继星是基于成熟的 CAST100 小卫星平台设计的一颗低成本卫星, 采用箱板式构型布局, 配有直径 4.2 m 的大口径伞状抛物面天线^[14]。CZ-4C 运载火箭发射地月转移轨道卫星 (逃逸特征能量 $C_3=-2.0 \text{ km}^2/\text{s}^2$) 的运载能力是 550 kg, 为了充分利用运载余量, 搭载 2 颗绕月微纳卫星, 开展深空探测关键技术演示验证。搭载星采用贮箱-承力结构一体化设计, 贮箱底部同时作为星箭对接环与分离机构连接。分离机构采用低冲击分离螺母及弹簧以减小分离冲击^[15]。卫星总体结构及初始数据分别如图 1 和表 1 所示。

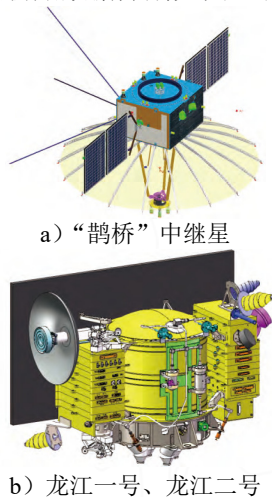


图 1 卫星总体构型

Fig.1 Configuration of CE-4 TDRS Satellite & LongJiang-1, 2

表 1 卫星初始数据

Tab.1 Essential Parameter of Paloads

	“鹊桥”中继星	龙江-1、2 号
质量/kg	448.7	共95.3
包络/mm	Φ2500×2000+Φ1500×1200	775×420×575 (单颗)
接口	Φ937 包带适配器	弹簧、切割器

1.2 任务剖面

运载火箭起飞后经历级间分离、整流罩分离、三级发动机 2 次启动后到达星箭分离点, 首先分离中继星, 随即进行调姿, 分离龙江一号小卫星; 而后二次调姿, 分离龙江二号小卫星, 确保了近场安全性。所有卫星进入近地点 200 km, 远地点 400 000 km, 倾角 28.5° 的地月转移轨道, 由于卫星入轨精度较高, 原计划 3 次中途轨道修正仅执行了一次。经一系列制动变轨后, 中继星进入地月 L2 点 Halo 轨道, 搭载星进入环月大椭圆轨道。任务剖面如图 2 所示。

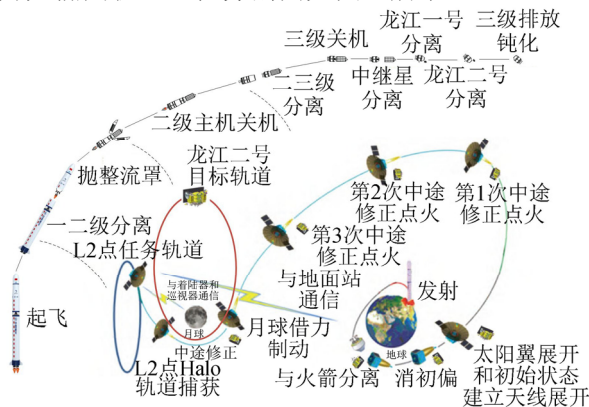


图 2 任务剖面

Fig.2 The Whole Mission Profile

2 发射方案

2.1 整流罩选型

运载火箭对卫星的约束条件除了运载能力、入轨精度等总体性能指标, 整流罩产品的包络也是制约运载火箭适应性的主要因素之一。新研一款运载火箭整流罩需通过静力试验、分离试验等大型力学环境试验验证后方可进行首飞, 周期较长。CZ-4C 运载火箭经过十多年发展, 已先后研制了 6 种不同直径、长度的整流罩产品, 具备较强的任务适应性, 可缩短研制周期并降低成本, 还能与过渡舱组合形成多星串联发射构型, 可同时适应不同卫星的多种需求, 如图 3 所示。

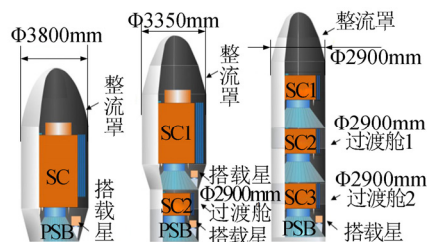


图3 部分不同直径整流罩及组合构型方案

Fig.3 Partially Different Diameter Fairings and Combined Configurations

SC—主星；PSB—支承舱

在嫦娥四号中继星任务中,由于中继星包络直径较窄,因此选用了 $\Phi 2900\text{ mm}$ 整流罩产品,如图4所示。该构型从CZ-4系列运载火箭首飞至今,已经过多次飞行验证。考虑到CZ-4C运载火箭发射月球轨道卫星的运载能力不大于 550 kg ,在此约束下, $\Phi 2900\text{ mm}$ 整流罩能基本满足小型卫星的包络空间需求,可作为探月任务的典型发射构型。

图4 CZ-4C发射“鹊桥”中继星状态($\Phi 2900\text{mm}$ 整流罩)Fig.4 Long March-4C Launch Vehicle Launching Queqiao Relay Satellite State ($\Phi 2900\text{mm}$ Fairing)

2.2 多星发射构型布局

随着微纳卫星技术的不断发展,低成本深空探测器的应用成为可能,嫦娥四号中继星任务中搭载的2颗绕月小卫星实现了这一突破。同时,为微纳卫星提供搭载服务,最大限度地利用火箭的富余运载能力,对提高单次发射的经济效益、促进微纳卫星技术发展具有积极意义,CZ-4系列运载火箭在设计之初就考虑了将来搭载星的发射需求。

2.2.1 通用侧壁搭载

为适应微纳卫星搭载需求的增加,优化运载火箭总体设计流程,推进型号通用化、去任务化理念,CZ-4C运载火箭的最新版技术基线中在支承舱侧壁上预留了2个通用搭载空位,以满足包络较小的微纳卫星需求。嫦娥四号中继星任务中的两颗绕月搭载星即采用这种搭载方式,在整流罩内的布局如图5所示。该构型在CZ-4C火箭历次飞行任务中已经过多次验证,技术成熟可靠,可实现较高分离精度及近场安全性。

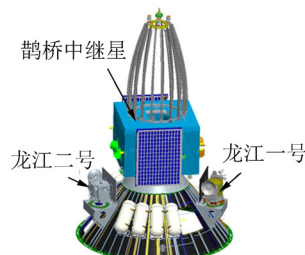


图5 中继星及搭载星在运载火箭中的布局

Fig.5 Layout of Relay Satellite and Piggyback Satellites in Launch Vehicle

2.2.2 载荷舱搭载构型

在侧壁搭载构型中,搭载星的可用包络受主星星箭接口和底部突出物的影响,对搭载星造成诸多不利约束。为了适应微纳卫星灵活多变的特点,提高运载火箭的任务适应性,CZ-4系列运载火箭从双主星串联发射构型衍生出了载荷舱搭载方案。在三级共底贮箱前短壳与主星支承舱间增加2个过渡舱,并可根据搭载星的要求设计过渡舱的实际高度,构型布局如图6所示。搭载星和适配器最大可用包络如图6中阴影部分所示,该构型的应用避免了搭载星与主星包络的相互影响,提供微纳卫星相对独立的搭载空间,该构型已在2019年末成功首飞。

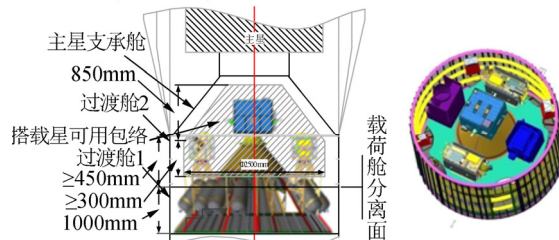


图6 载荷舱典型布局形式

Fig.6 Typical Layout of Auxiliary Payload Cabin

2.2.3 立方星舱壁挂载

立方星作为近年来被国际航天界在深空探测辅助任务中广泛采用的一种低成本卫星平台,得到了众多高校及企业的青睐,将来还可能大规模应用于学生教学实践。为适应这一革新变化,CZ-4系列运载火箭新设计了过渡舱内壁挂载布局,且立方星分离机构支架与过渡舱内壁呈一定角度安装,如图7所示,以确保分离时的近场安全性。

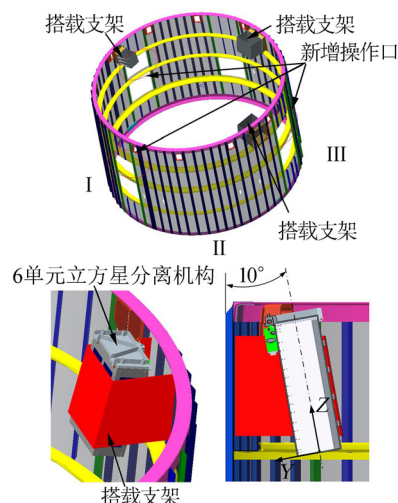


图7 立方星过渡舱内壁挂载布局

Fig.7 Cubesats Transition Cabin Inner Wall Mounting Layout

3 结束语

嫦娥四号中继星任务是 CZ-4 系列运载火箭首次用于发射月球探测器,也标志着中国进入了低成本深空探测时代,可为国内外探月小卫星提供发射服务。另一方面,采用一箭多星发射不仅是运载火箭技术水平的体现,也是降低卫星发射成本的重要途径,CZ-4C 运载火箭在这方面已经积累了丰富的成功经验,未来还有较大发展空间。随着中国月球与深空探测领域的不断发展以及低成本航天活动理念的持续推广,CZ-4C 运载火箭将迎来新的发展机遇,持续焕发其生命力。

参 考 文 献

- [1] 于登云,吴学英,吴伟仁.我国探月工程技术发展综述[J].深空探测学报,2016,3(4):307-314.
Yu Dengyun, Wu Xueying, Wu Weiren. Review of technology development for Chinese lunar exploration program[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2016, 3(4): 307-314.
- [2] Burns O J, et al. A lunar L2-farside exploration and science mission concept with the orion multi-purpose crew vehicle and a teleoperated lander/rover[J]. Advances in Space Research, 2013, 52(2): 306-320.
- [3] Basart J P, Burns J O. A very low frequency array for the lunar far-side[C]. Crystal City: Proceedings of an International Low Frequency Astrophysics from Space Workshop, 1990.
- [4] Melton G R, et al. Project ECHO electronic communications from Halo orbit[R]. NASA-CR-197190, 1995.
- [5] Oleson S R, Mcguire M L. COMPASS final report: lunar relay satellite(LRS)[R]. NASA/TM-2012-217140, 2012.

- [6] Hamera K, et al. An evolvable lunar communication and navigation constellation concept[C]. San Diego: IEEE Aerospace Conference, 2008.
- [7] Mimoun D, et al. Farside explorer: unique science from a mission to the farside of the Moon[J]. Experimental Astronomy, 2012, 33(2-3): 529-585.
- [8] Hardgrove C, et al. The lunar polar hydrogen mapper (lunah-map) mission: mapping hydrogen distributions in permanently shadowed regions of the moon's south pole[C]. Columbia: Annu. Meet, 2015.
- [9] Cohen B A, et al. Lunar flashlight: mapping lunar surface volatiles using a cubesat[C]. Maryland: Annual Meeting of the Lunar Exploration Analysis Group, 2014.
- [10] Folta D, et al. The lunar icecube mission challenge: attaining science orbit parameters from a constrained approach trajectory[C]. San Antonio: AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting, 2017.
- [11] Allegrini F, et al. Cuspp: cubesat mission to study solar particles over the earth's poles[C]. San Francisco: American Geophysical Union, Fall Meeting, 2014.
- [12] David H, Kimberly F R, Stephen D C. NASA's space launch system: a new opportunity for cubesats[C]. Oxford: 5th Interplanetary CubeSat Workshop, 2016.
- [13] Walker R, Cross M. The European Student Moon Orbiter(ESMO): a lunar mission for education, outreach and science[J]. Acta Astronautica, 2010, 66(7): 1177-1188.
- [14] 吴伟仁,等.嫦娥4号月球背面软着陆任务设计[J].深空探测学报, 2017,4(2): 111-117.
Wu Weiren, et al. Design of Chang'e-4 lunar farside soft-landing mission[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2017, 4(2): 111-117.
- [15] 张锦绣,等.月球轨道编队超长波天文观测微卫星任务[J].深空探测学报, 2017,4(2): 158-165.
Zhang Jinxiu, et al. Formation flying around lunar for ultra-long wave radio interferometer mission[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2017, 4(2): 158-165.

作 者 简 介

李懿德(1995-),男,助理工程师,主要研究方向为运载火箭总体设计及相关领域的研究。

陈振知(1985-),男,高级工程师,主要研究方向为运载火箭总体设计及相关领域的研究。

梁艳迁(1983-),男,高级工程师,主要研究方向为运载火箭总体设计及相关领域的研究。

古艳峰(1974-),女,研究员,主要研究方向为运载火箭总体设计及相关领域的研究。

汪轶俊(1977-),男,研究员,主要研究方向为运载火箭总体设计及相关领域的研究。