

长征二号丙系列运载火箭构型演变与技术创新

杨建民¹, 崔照云¹, 李 君²

(1. 中国运载火箭技术研究院, 北京, 100076; 2. 北京宇航系统工程研究所, 北京, 100076)

摘要: 长征二号丙火箭在1982年9月9日的首飞任务中取得圆满成功, 截至2023年3月30日, 先后完成68次宇航发射任务, 将134颗载荷送入预定目标, 其中包括铱星、探索一号/二号卫星、中法海洋卫星、遥感三十号10组卫星等中外合作、科学研究及应用卫星。为满足发射任务需求, 先后研制了四型上面级、三型整流罩。长征二号丙火箭持续技术创新, 不断提升运载能力、可靠性和任务适应性, 达到国内外中型火箭的领先水平。

关键词: 构型演变; 技术创新; 运载能力; 上面级; 整流罩

中图分类号: V42

文献标识码: A

The Configuration Evolution and Technology Innovation of Long March 2C Rockets

YANG Jianmin¹, CUI Zhaoyun¹, LI Jun²

(1. China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing, 100076;
2. Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing, 100076)

Abstract: The LM-2C makes its maiden flight at September 9th 1982 and completes 68 space missions sending 134 payloads into their orbits to the date of March 30th 2023 including international cooperated research and applied satellite IRIDIUM, CFOSAT, TS-1/TS-2 and YG30-01.4 upper stages and 3 fairings are developed to complete its diverse missions. The innovations made on the LM-2C increase its capacity, reliability and versatility continuously. The LM-2C has become one of the most reliable rockets in the world.

Key words: configuration development; technology innovation; carrying capacity; upper stage; rocket fairing

0 引言

1978年1月, 长征二号(CZ-2)火箭成功完成第4颗返回式卫星发射之后, 返回式卫星技术升级, 卫星质量增加到2 500 kg。为满足任务需求, 在长征二号火箭的基础上, 进行运载能力提升和可靠性增长等全方位的升级换代, 命名为长征二号丙(CZ-2C)运载火箭, 长征二号丙火箭于1982年9月9日首飞并取得圆满成功。其后以长征二号丙火箭为基础, 先后研制了长征二号捆、长征三号、长征三号甲系列、长征二号F等火箭。1987年8月5日, 长征二号丙火箭圆满完成第9颗返回式卫星的发射任务, 成功搭载法国马特拉宇航公司研制的微重力试验装置, 这是中国长征系列火箭首次提供对外搭载发射服务, 打开了中国运载火箭服务世界的大门。1998年底, 长征二号丙火箭以17次发射圆满成功的成绩, 被授予中国第一个“金牌火箭”称号。

1 长征二号丙火箭构型

1982年首飞成功以来, 围绕任务需求, 先后研制了CZ-2C/FP、CZ-2C/SM、CZ-2C/SMA和CZ-2C/YZ-1S四型上面级, 研制了3350M、3350L和4200C三型整流罩^[1]。

CZ-2C/FP构型火箭是在两级状态基本型基础上, 增加1台百公斤级装药量的三轴稳定控制固体上面级, 其由固体变轨发动机、姿控发动机、结构、控制和测量等系统组成, 是中国首个固态上面级火箭。700 km SSO运载能力从两级状态的960 kg提高到1 900 kg。1997—1999年, 该构型以一箭双星并联旋转分离形式, 连续成功发射2颗模拟星及12颗美国铱卫星^[2-5]。

CZ-2C/SM构型是在两级状态基本型基础上, 增加1台吨级装药量的大推力固体上面级SM, SM固体上面级发动机工作段采用自旋稳定方式。GTO运载能

力为1 300 kg。2003年和2004年,先后成功发射探测一号、探测二号卫星。

CZ-2C/SMA上面级是在FP上面级基础上改进研制而成,为中国首型内支撑串联结构方案,电气系统也进行了全面升级。2008年9月、2010年10月和2018年7月,先后3次以一箭双星方式成功发射HJ-1A/1B卫星、实践九号A/B卫星和巴基斯坦遥感卫星PRSS-1/PAKTES-1A。

YZ-1上面级在与CZ-3B/3C火箭组合完成多组MEO和IGSO北斗卫星发射之后,针对LEO的任务特点进行适应性调整而形成YZ-1S上面级,与CZ-2C火箭组合形成的CZ-2C/YZ-1S构型火箭700 km SSO轨道运载能力为2 500 kg、GTO轨道运载能力为1 000 kg,具备一箭多星发射及星座部署能力。CZ-2C/YZ-1S构型具有任务适应能力强、运载能力覆盖面广、单机产品化程度高、系统可靠性高的特点,运载能力完全覆盖CZ-2C/SMA构型、基本覆盖CZ-2C/SM构型。当前CZ-2C系列火箭主要提供CZ-2C两级状态基本型和CZ-2C/YZ-1S构型。CZ-2C系列火箭各型上面级见图1。

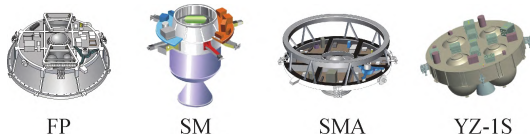


图1 CZ-2C系列火箭各型上面级

Fig.1 LM 2C upper stages

CZ-2C系列火箭在内陆发射场均执行过多次发射任务,与发射场及测控系统的接口成熟且稳定。

CZ-2C系列火箭先后研制了3350M、3350L和4200C三型整流罩,以提供不同的可用包络空间。3350L型整流罩是在3350M型整流罩的基础上,柱段增加一个2 361 mm高度的模块化框段,均为玻璃钢蒙皮材料结构方案,同时增加2组纵向分离爆炸螺栓。4200C整流罩则是组合CZ-3B火箭整流罩的前锥段、柱段和CZ-2F火箭整流罩倒锥段研制而成,柱段5 400 mm高度匹配当前整流罩铁路运输包装箱的最大可用长度状态。还研制了中国首型局部突出的异型整流罩,为特殊卫星量身定做精准的局部扩张空间。CZ-2C系列火箭各构型首飞时间和运载能力见表1,整流罩构型见图2,CZ-2C构型运载能力见图3,CZ-2C/YZ-1S构型运载能力见图4。

表1 CZ-2C系列火箭各构型

Tab.1 LM-2C configurations

序号	构型	首飞时间	运载能力	备注
1	CZ-2C	1982-09-09	2100kg(500km,SSO) 4700kg(LEO)	经过多次改进
2	CZ-2C/FP	1997-09-01	1900kg(700km,SSO)	并联双星
3	CZ-2C/SM	2003-12-30	1300kg(GTO)	大转移轨道
4	CZ-2C/SMA	2008-09-05	1900kg(700km,SSO)	串联双星
5	CZ-2C/YZ-1S	2018-09-10	2500kg(700km,SSO) 1000kg(GTO)	单星或多星 可异轨部署

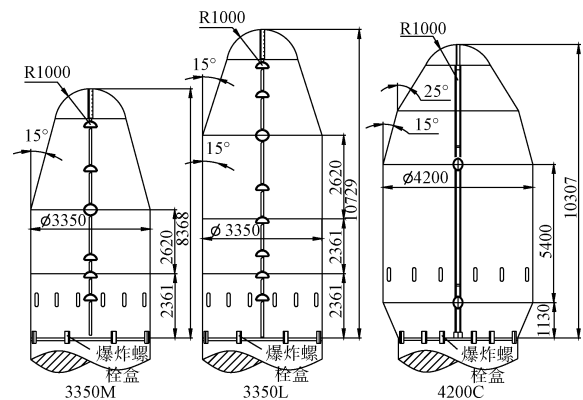


图2 CZ-2C系列火箭整流罩构型(单位: mm)

Fig.2 LM-2C fairings diagram

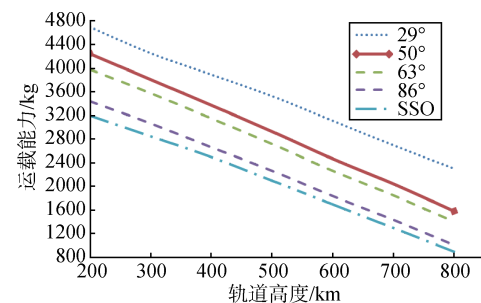


图3 CZ-2C构型运载能力

Fig.3 The capacity of LM-2C basic configuration

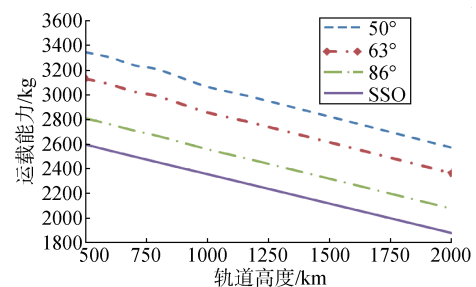


图4 CZ-2C/YZ-1S构型运载能力

Fig.4 The capacity of LM-2C/YZ-1S configuration

2 长征二号丙火箭技术创新

2.1 系统和总体持续改进提升可靠性

随着理论认识的提升和工程实践的深化,系统和

总体设计围绕可靠性增长持续改进优化。发动机系统多个关键部件制造工艺从焊接升级为一体化成型,产品质量均匀性和生产效率得到提升。密封结构及密封材料的持续改进使火箭已具有加注推进剂之后停放60天的能力。控制系统在2013年从气浮平台过渡到双七表激光捷联惯性组合,在2019年则升级为单十表激光捷联惯性组合,故障适应性从单点故障到一度冗余、两度冗余,单机重量及复杂性均大幅下降。随着准实时双向高空风补偿技术、主动减载技术和一级导引控制技术的应用,火箭具备了80 m/s风速发射能力,发射概率和飞行安全性均得到提升。图5为发动机制造工艺升级对比^[6-7]。

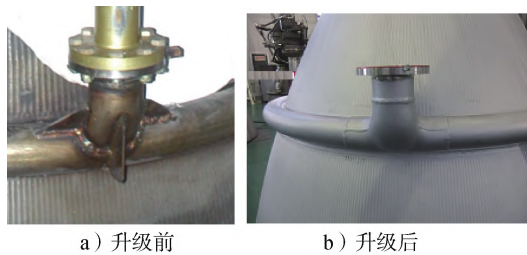


图5 发动机制造工艺升级对比

Fig.5 Comparison of engine manufacturing process upgrades

2.2 基于数据挖掘提升运载能力

除研制不同状态的上面级以提升运载能力外,长征二号丙两级状态基本型火箭还从多个维度持续改进,不断提升运载能力及任务适应性以匹配持续增长的发射任务需求。

对历史飞行数据开展横向一致性比对及设计状态匹配性分析,提取发动机比冲偏差、流量偏差的阶段系统性系统偏移特征。辨识发动机推力线偏斜和全箭质心偏差等影响运载能力的主要原始数据偏差的分布规律及变化历程。结果表明发动机流量及混合比、比冲等参数偏差呈现散布平稳、均值随时域变化的阶段性特征,发动机推力线偏斜、全箭质心横移等参数偏差远低于设计边界。一子级原40%的耗尽关机概率降低到5%以内,一子级落区范围缩小50%,且二级初始轨道偏差亦大幅缩小,综合二级自身飞行段主要偏差的优化,原用于保障各偏差状态的推进剂安全量需求也显著缩小,释放运载潜力超过150 kg。过程中开发了天地一致性仿真分析软件、大子样数据快速分析工具及数据管理平台^[8]。

长征二号丙火箭先后采用弹道准实时双向高空风补偿技术、基于惯组加速度计的主动减载控制技术,实现了4200C整流罩构型火箭SSO轨道发射任务在

60 m/s高空风状况下的气动载荷不超过2 200 Pa·rad,因此大直径整流罩状态全箭结构不需加强。基于攻角、摆角匹配的精细化载荷计算技术,实现了全箭分布载荷的精确预示,贮箱前后短壳等历史结构薄弱环节的剩余强度系数从不足0.98提升到1.05以上。结合机械铣工艺,迭代优化结构设计,实现末子级结构减重超过150 kg。

2023年1月13日,多项技术成果优化组合应用之下,长征二号丙火箭将4 305 kg的亚太6E卫星精确送入200 km×500 km、28.5°轨道,运载能力提升超过300 kg。图6为一级飞行段发动机摆角统计。

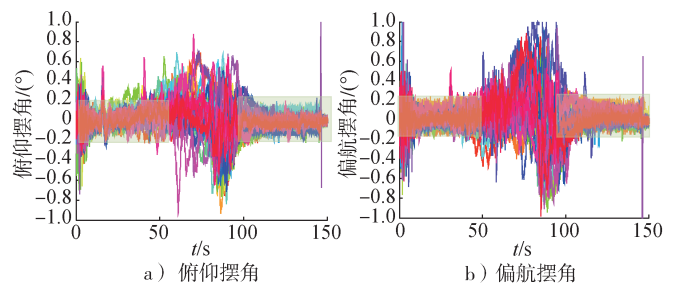
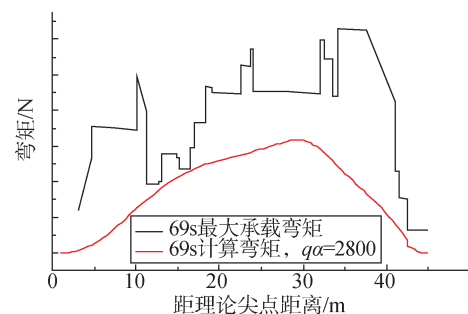


图6 一级飞行段发动机摆角统计

Fig.6 The engine angles statistics of 1st stage flights

2.3 攻克多星快速分离技术

长征二号丙火箭通过组合应用成熟的反推火箭和分离弹簧,实现分离速度差的精确控制,在3 s内完成串联双星和适配器的分离,可确保近场、远场安全。该技术已经过多次飞行考核验证,避免了配套辅助动力系统导致的运载能力下降、测控弧段损失和增加硬件环节导致的系统可靠性降低。精细化载荷分布计算与分时放行条件见图7。串联、并联卫星快速分离见图8。



a) 精细化载荷计算状态全箭载荷分布

图7 精细化载荷分布计算与分时放行条件

Fig.7 The refined load distribution calculation and time-based release conditions

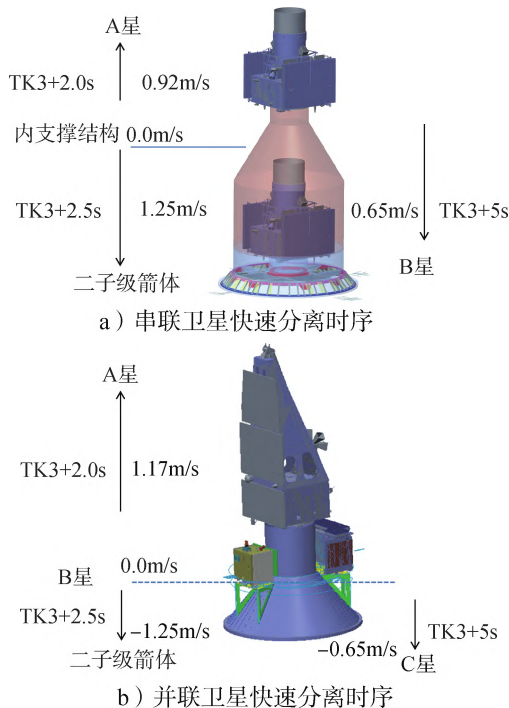
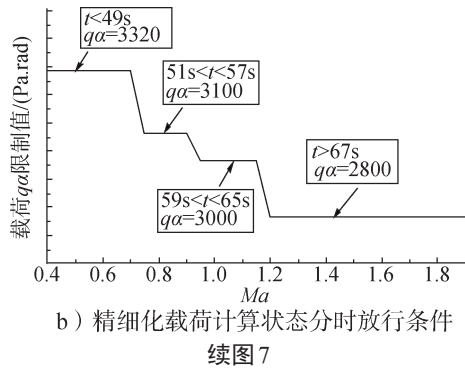


图8 串联、并联卫星快速分离(TK3为游动机关机时序)
Fig.8 The rapid separation of series-connected and parallel-connected satellites (TK3 is the vernier engine turning off time)

2.4 搭载验证子级再入安全控制技术

2019年7月,中国首个基于栅格舵的火箭一子级再入落点精确控制在长征二号丙火箭发射任务中成功应用,一级二级分离的栅格舵展开与锁定、再入预定高度后的准确起控与姿态稳定、航程控制等设计流程动作全部有序完成,最终一子级残骸落点与设定落点偏差不超过2 km。宽马赫数复杂包线的栅格舵再入子级气动设计与精确预示技术、高动态强气动耦合条件下的子级再入控制技术等多项关键技术得到突破与验证。一子级再入精确控制技术搭载飞行见图9。

长征二号丙火箭正开展整流罩分离体再入控制技术攻关,先后在不同任务中搭载测量整流罩再入过程中的弹道及姿态、力热环境等关键参数,基本掌握整

流罩分离后再入过程的动力学特征,完成引导伞、减速伞及滑翔翼伞的研制,突破和验证了减速伞超声速条件下的开伞技术,历史性地实现了整流罩再入过程中跨声速段由姿态高速翻转转为平稳飞行。至今为止,各项关键技术已被全面突破并分步通过考核验证,即将进入全系统集成飞行验证阶段^[9-10]。

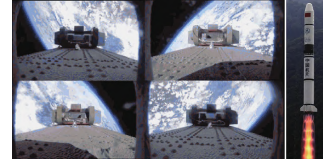


图9 一子级再入精确控制技术搭载飞行

Fig.9 The fine control technology of 1st stage reentry on board test

除直接进行再入体主动控制外,长征二号丙火箭先后完成一子级导引控制技术和整流罩射程分离技术的研究与应用。飞行数据表明,采取一级导引控制技术之后,一二级分离点的速度偏差降低到2 m/s内,位置偏差降到200 m内,对应的残骸落点主动段偏差为极小值。当前一子级及整流罩落区范围已缩小50%以上,提升了落区安全性,提升了任务落区的可选择性,也大幅减少了任务过程中落区人口疏散工作的压力和难度。整流罩再入精确控制技术示意图10。

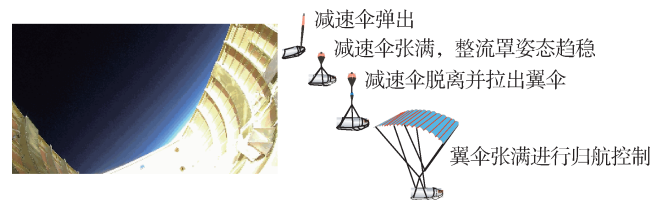


图10 整流罩再入精确控制技术示意

Fig.10 The fine control technology of fairing reentry

为提高末级推进剂燃烧排放的离轨精准性,长征二号丙火箭将原有的定时排放改为在线基于姿态信息决策的半主动控制,实现利用剩余推进剂燃烧排放的精确减速离轨目标,大幅缩短了末级再入时间。

2.5 模块化搭载发射适配器

针对LEO轨道搭载发射需求强烈的状况,长征二号丙火箭在实践过程中先后研制了独立支撑结构、平台化结构、侧挂结构等多种形式的微纳星搭载适配器,并提供与主任务控制系统解耦的分离指令、分离驱动等不同状态的电气接口,支撑卫星便捷设计。

2.6 新技术搭载验证平台

长征二号丙火箭自身的高可靠性和强鲁棒性,成为新技术、新方案、新材料、新工艺的理想搭载验证

平台, 见图11。先后成功搭载验证了在线故障诊断与决策技术, 新型无线温度、无线振动、无线图像技

术, 整流罩降噪技术和颗粒阻尼器降低频振动技术。

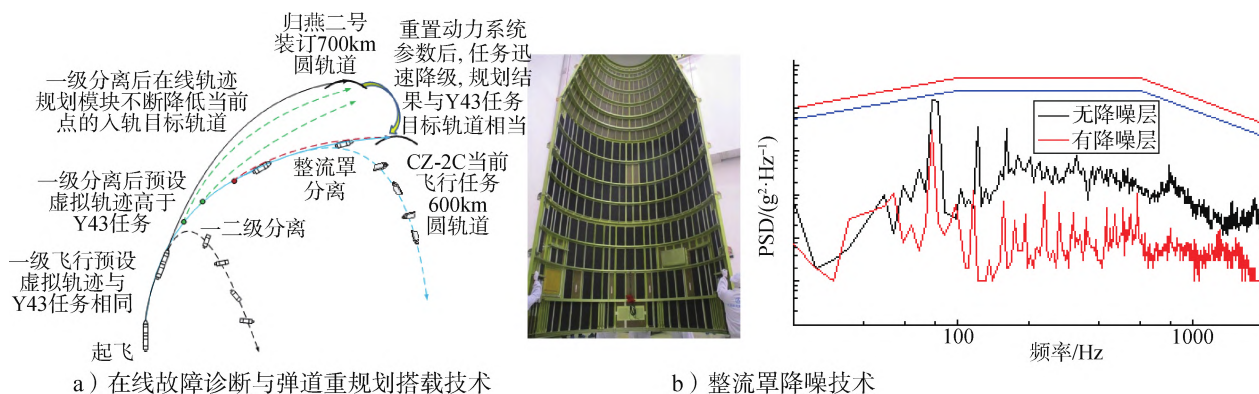


图11 新技术搭载验证

Fig.11 New technology deployment verification

3 总结与展望

自1982年首飞圆满成功以来, 长征二号丙运载火箭在41年的历程中持续推进技术创新和工程实践, 运载能力和可靠性稳步增长, 当前运载系数约1.94%, 飞行可靠性为98.9%, 处于国内外中型火箭的领先水平。

凭借高成熟度、LEO轨道合适的运载能力和可选择的整流罩包络空间, 长征二号丙运载火箭市场需求强劲。后续将围绕结构精细化制造、电气集成化持续提升长征二号丙火箭的能力和任务响应效率。长征二号丙火箭将持续提供可靠、便捷的飞行验证平台, 助推新技术、新材料的技术攻关及飞行验证。

参考文献

- [1] 鲁宇, 龙乐豪. 世界航天运载器大全[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2007.
LU Yu, LONG Lehao. World aerospace launch vehicle compendium[M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 2007.
- [2] 范瑞祥, 雷凯, 徐勤, 等. 长征二号丙运载火箭自旋稳定固体上面级的研制[J]. 导弹与航天运载技术, 2014(3): 1-4+10.
FAN Ruixiang, LEI Kai, XU Qin, et al. Research and development of the spin stabilized solid upper stage of LM 2C[J]. Missiles and Space Vehicles, 2014(3): 1-4+10.
- [3] 杨青, 杨虎军. 长征二号丙改进型运载火箭[J]. 航天, 1999(1): 10-11.
YANG Qing, YANG Hujun. Long March 2C improved carrier rocket[J]. Space Exploration, 1999(1): 10-11.
- [4] 焦开敏. “长征”二号丙火箭研制回忆[J]. 航天工业管理, 2007, 281(6): 12-13.
JIAO Kaimin. Long March 2C rocket development memories[J]. Aerospace Industry Management, 2007, 281(6): 12-13.
- [5] 陆象荣. 中国航天用几种固体火箭发动机简介(六)—FG-47长二

丙改进型火箭变轨发动机[J]. 中国航天(英文版), 1999(9): 20-21.

LU Xiangrong. Introduction of several solid rocket engines of Chinese aerospace (VI)—FG-47 Long March 2C improved rocket orbit engine[J]. Aerospace China, 1999(9): 20-21.

- [6] 李君, 张亦朴, 程博, 等. 大推力发动机关机段干扰辨识及优化姿态控制技术[J]. 导弹与航天运载技术, 2019(4): 80-83.
LI Jun, ZHANG Yipu, CHENG Bo, et al. Disturbance identification and optimization control technology for high-thrust rocket engine shutdown flight[J]. Missiles and Space Vehicles, 2019(4): 80-83.
- [7] 李君, 程兴, 陈宇, 等. 一种提高轨道精度的改进姿态控制技术[J]. 计算机测量与控制, 2017, 25(5): 87-90.
LI Jun, CHENG Xing, CHEN Yu, et al. A new attitude control approach to improve trajectory accuracy[J]. Computer Measurement & Control, 2017, 25(5): 87-90.
- [8] 程兴, 高晨, 贾大玲, 等. 运载火箭动力学天地差异性分析技术[J]. 导弹与航天运载技术, 2019(4): 57-62.
CHENG Xing, GAO Chen, JIA Daling, et al. Differentia analysis between space and ground in launch vehicles dynamics[J]. Missiles and Space Vehicles, 2019(4): 57-62.
- [9] 王国辉, 牟宇, 张然, 等. 超声速降落伞工程应用的关键技术研究进展[J]. 宇航总体技术, 2022, 6(2): 1-16.
WANG Guohui, MOU Yu, ZHANG Ran, et al. Recent progress in key technology of supersonic parachute application in engineering design[J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2022, 6(2): 1-16.
- [10] 张章. 整流罩高空开伞完整回收—迈出整流罩落区控制与精确回收重要一步[J]. 航天返回与遥感, 2021, 42(5): 2.
ZHANG Zhang. Full recovery of the fairing by high altitude parachute opening—an important step of the control and accurate recovery of the fairing drop area[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2021, 42(5): 2.

作者简介

杨建民 (1962-), 男, 研究员, 主要研究方向为运载火箭总体设计。
崔照云 (1972-), 男, 研究员, 主要研究方向为运载火箭总体设计。
李君 (1977-), 男, 研究员, 主要研究方向为运载火箭总体设计。