

# 长征七号甲运载火箭总体方案及发展展望

徐利杰<sup>1</sup>, 范瑞祥<sup>2</sup>, 王旭<sup>1</sup>

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

**摘要:** 长征七号甲运载火箭是中国新一代中型高轨运载火箭, 采用长征七号运载火箭和长征三号甲运载火箭三子级优化组合而成, 标准地球同步转移轨道(GTO)运载能力达到7.0t, 将成为中国未来高轨大中型有效载荷发射的主力火箭。通过对长征七号甲运载火箭总体方案及技术特征的介绍, 对火箭与有效载荷的接口及多任务适应性进行分析, 对后续发展进行展望。

**关键词:** 运载火箭; 总体方案; 长征七号甲

**中图分类号:** V42 **文献标识码:** A

## General Scheme and Development Prospects of Long March 7A Launch Vehicle

Xu Li-jie<sup>1</sup>, Fan Rui-xiang<sup>2</sup>, Wang Xu<sup>1</sup>

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

**Abstract:** The Long March 7A rocket is a new generation of medium and high orbit launch vehicle in China. It adopts the optimized combination of the Long March 7 rocket and the Long March 3A rocket. The standard geosynchronous transfer orbit (GTO) carrying capacity is up to 7.0t, and it will become the main rocket of China's medium, large and high orbit payload launch in the future. The general scheme and technical characteristics of the Long March 7A rocket are introduced, the interface between the rocket and the payload and the adaptability of multi-mission are analyzed, and the future development is prospected.

**Key words:** launch vehicle; general scheme; Long March 7A

## 0 引言

世界范围内, 新理念、新技术不断涌现, 各航天大国积极布局下一代主力运载火箭研制, 如美国火神火箭、俄罗斯的安加拉系列火箭、欧洲的阿里安6火箭、日本的H-3火箭等<sup>[1]</sup>, 均通过模块化和组合化设计提升生产制造效率、严控产品质量、降低进入空间成本、抢占发射市场。通过国外发展可以看出“通用化、系列化、组合化”设计思路符合航天领域的发展趋势, 采用子级模块复用技术, 能够确保较少构型火箭对运载能力更大的覆盖, 最大程度地降低火箭研制费用, 减少产品生产设备数量和规模, 提升产品配套能力、缩短任务准备周期, 简化发射场的使用操作流程, 并最终提升火箭产品市场竞争力<sup>[2,3]</sup>。

在中大型高轨卫星高密度发射急需的背景下, 中国长征七号甲运载火箭(以下简称CZ-7A)在长征七号运载火箭和长征三号甲系列火箭三子级基础上通过组合化设计形成了中国新一代中型高轨三级液体捆绑式运载火箭。作为新一代无毒无污染航天运输主力装备,

经过两发飞行试验验证, CZ-7A火箭地球同步转移轨道运载能力可达7t, 填补了中国地球同步转移轨道5.5~7t之间运载能力的空白, 具备一箭一星和一箭双主星发射能力。本文介绍了CZ-7A火箭总体及系统技术方案, 并对后续研制改进进行展望<sup>[4-6]</sup>。

## 1 总体方案及关键技术

### 1.1 总体方案及参数

CZ-7A火箭为三级构型中型运载火箭, 全箭总长为60.1m(4.2m整流罩状态), 起飞质量约570t, 起飞推力为727t。火箭一子级直径为3.35m, 安装2台YF-100发动机, 发动机固定。一级捆绑4个2.25m直径的助推器, 分别安装1台YF-100发动机, 发动机单摆。火箭二子级采用3.35m直径, 安装4台YF-115发动机, 两机固定、两机双摆。火箭三子级采用3.0m直径, 安装两台YF-75发动机, 发动机双摆, 具备两次启动能力。可适配直径4.2m和3.7m(双星状态)两种整流罩, 在发射场完成整流罩与有效载荷整体垂

直运输、吊装。

图 1 为 CZ-7A 火箭构型示意，表 1 为火箭主要总体参数。

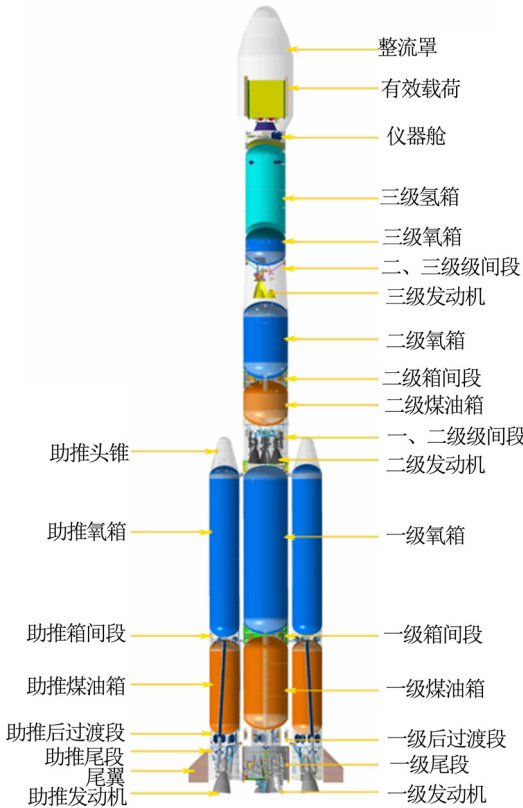


图 1 CZ-7A 火箭构型示意

Fig.1 Configuration Diagram of LM-7A Rocket

表 1 CZ-7A 火箭总体参数

Tab.1 General Parameters of LM-7A Rocket

项目	助推器	芯一级	芯二级	芯三级
最大直径/m	2.25	3.35	3.35	3.0
推进剂质量/t	72	143	61.5	18.5
推进剂	液氧/煤油	液氧/煤油	液氧/煤油	液氢/液氧
发动机	YF-100	YF-100×2	YF-115	YF-75
发动机推力/kN	1188	1188	180	82.705
发动机比冲/(m·s <sup>-1</sup> )	2942.0	2942.0	3349	4295.3
助推器数量/台	4			
起飞质量/t	570			
总长度/m	60.1/60.7			
整流罩直径/m	4.2/3.7			
GTO 运载能力/t	7.0/6.0			

1.2 运载能力及入轨精度

CZ-7A 火箭在文昌发射场发射近地点 200 km、远地点 35 991 km、轨道倾角 19.6° 的标准 GTO 轨道，运载能力不小于 7.0 t，具备压低轨道倾角的能力。不同的卫星质量、轨道倾角的火箭运载能力如图 2、表 2 所示。

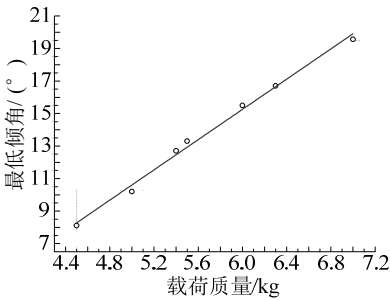


图 2 运载能力、轨道倾角对照

Fig.2 Plot of Carrying Capacity Versus Orbital Inclination

表 2 CZ-7A 不同轨道对应运载能力

Tab.2 The Carrying Capacity of the LM-7A Rocket  
Corresponding to Different Orbits Rocket

卫星质量/kg	轨道倾角/(°)	对应轨道高度/km
7000	19.6	200×35991
6300	17.0	200×35991
6200	16.5	200×35991
5800	15.0	200×35991
5500	12.9	200×35991
5400	12.3	200×35991

CZ-7A 火箭采用“惯性测量+卫星导航”的组合导航方案，采用“摄动+迭代”制导方案。箭上计算机完成导航计算，将惯性测量装置测到的视加速度转换为瞬时速度、位置，按弹道设计要求为火箭飞行提供必要的俯仰、偏航程序，控制火箭按预定轨道飞行，并发出发动机关机指令，火箭入轨精度如表 3 所示。

表 3 CZ-7A 运载火箭入轨精度

Tab.3 Orbit Accuracy of the LM-7A

偏差绝对值	指标
半长轴 Δa /km	≤120.0
轨道倾角 Δi /(°)	≤0.21
近地点幅角 Δω /(°)	≤0.6
升交点经度 ΔΩ /(°)	≤0.6
近地点高度 ΔH <sub>p</sub>  /km	≤30

1.3 飞行弹道

CZ-7A 火箭采用近距离水平光学瞄准方案。起飞后滚转对准射向，经历助推器和芯一级工作段、二级工作段、三级一次工作段、滑行段、三级二次工作段、星箭分离前的调姿段，最后星箭分离。全程飞行时间约 1800 s。

1.4 分系统方案

全箭由箭体结构系统、发动机、增压输送系统、控制系统、测量系统、动力测控及总控网系统和发射支持系统组成。

### 1.4.1 结构系统

箭体结构由贮箱结构和壳段结构组成,各推进剂贮箱均采用独立贮箱,选用2219铝合金作为贮箱主承力结构材料,采用搅拌摩擦焊接工艺、平板网格机械铣及滚弯成型工艺。液氧贮箱的绝热结构设置缓冲层、泡沫层和防护层。壳段结构采用由框、桁条、蒙皮构成的半硬壳式铆接结构方案。所有部段对接面及舱口盖均采用防雨密封设计,具备中雨发射能力。

### 1.4.2 发动机

助推器、芯一级、芯二级均采用新一代高压补燃液氧/煤油发动机,助推器和芯一级采用推力为1200 kN的YF-100发动机,芯二级采用4台并联的、推力为180 kN的YF-115发动机。芯三级采用2台YF-75液氧/液氢发动机,三级辅助动力系统采用单组元催化分解恒压挤压式液体动力系统,推进剂为DT-3。各级主发动机在交付总体之前均进行工艺校验试车,以保证发动机的启动和工作可靠性,以及性能的可测试性。

### 1.4.3 增压输送系统

助推器、一级贮箱和二级燃箱采用氦气瓶增压方案,二级氧箱采用开式自生增压方案。三级氧箱采用冷氦加温增压和常温氦气补压方案。三级氢箱采用开式自生增压和常温氦气补压方案。控制系统通过压力传感器敏感贮箱压力,控制多路电磁阀实现对贮箱增压压力的闭环控制。箭上助推和一级、二级设置56 L和130 L两种规格的35 MPa常温氦气瓶提供增压用氦气,三级设置56 L的35 MPa常温氦气补压气瓶和20 L的21 MPa冷氦增压气瓶提供增压用氦气。为了提高增压系统的可靠性采用了冗余设计,当其中一路电磁阀出现打不开故障时,备保冗余增压路可确保飞行任务顺利完成。氧系统采用自然循环预冷结合氦气引射加强的循环预冷方案。

### 1.4.4 控制系统

控制系统基于3套1553B总线的数字控制体制,采用“双套光学惯组(卫星导航信息)+横法向加表+速率陀螺+箭载计算机+时序控制+增压控制+伺服控制+姿控发动机调姿+二级推力调节控制”的控制方案。二三级采用接续迭代制导,提高入轨精度并具有一定故障适应能力。

### 1.4.5 测量系统

测量系统主要包含遥测、外测、安全控制、天基测控、图像测量、供配电、附加监测、推进剂利用等功能。遥测采用PCM-FM体制、2个S波段点频完成全箭参数测量与传输,采用Ka频段天基测控子系统完成6 Mbit/s遥测数据中继传输。外弹道测量采用“卫星导航+地面

雷达”两种测量模式。卫星导航测量兼容BD、GPS、GLONASS。地面雷达测控采用“单脉冲雷达测量+光学测量”模式。无线安全控制采用多音组合调频体制。地面测控子系统实现整个系统的供电、配电控制、系统状态测试、流程控制、地面测控的一体化。

### 1.4.6 动力测控及总控网系统

总控网系统采用网络冗余及前后端通信技术实现地面测发控设备的远距离通信、各系统之间信息共享通信。

动力测控系统采用远距离测控模式,在后端测控大厅完成动力系统单元测试、分系统测试、总检查、发射阶段的相关测控任务。

### 1.4.7 发射支持系统

发射支持系统主要包括活动发射平台、大流量喷水降温降噪系统、气液连接器、地面供气系统、连接器测控系统、运输设备、地面瞄准系统、远控系统、吊装及辅助设备。喷水降温系统在火箭发射时按时序两级喷水,实现对发射台的防热保护及降噪。

## 2 关键技术

长征七号甲运载火箭按照深化模块化、组合化、系列化设计思想,大量继承在飞型号的成熟技术,同时突破了4项关键技术。

a) 准实时双向风修正弹道技术。CZ-7A火箭相对CZ-7长度增加7 m,为了确保高结构效率的前提下提升发射概率,CZ-7A火箭在传统风修正弹道基础上采用准实时、双向风补偿的高空风修正弹道设计技术,在确保较高发射概率的同时,降低了飞行攻摆角和飞行载荷。

b) 二三级接续迭代制导设计。在CZ-7火箭成熟六表光学惯组的基础上,CZ-7A火箭通过基于双捷联惯测信息的系统级容错技术、关机时间实时在线估计技术和燃料最优的大范围转移接续迭代制导攻关,提高了有效载荷的入轨精度和三级发动机预冷对典型故障的适应能力。

c) 大长细比姿态控制设计技术。CZ-7A火箭是中国当前长细比最大的火箭,长细比达到18。针对大长细比带来弹性频率低、弹性与晃动交联耦合严重等一系列技术难题,通过姿态动力学模型参数及偏差优化设计,以及定向频段幅值修正、系统动静态增益精调等技术,解决了刚体、弹性、晃动的稳定控制问题。

d) 6 Mbit/s Ka频段天基测控技术。CZ-7A火箭首次具备高码率6 Mbit/s Ka频段天基测量能力,通过中继星传输链路,将箭上二三级全部遥测数据和重要的一级数据传输至地面,解决了火箭上升段地基测量不能完全覆盖的问题。

### 3 星箭接口

#### 3.1 机械接口

卫星通过卫星支架安装在运载火箭上。卫星支架下端面与火箭仪器舱通过螺栓连接,上端面为通用机械接口,其与卫星下端面通过包带连接在一起,采用“包带+2个无污染爆炸螺栓连接解锁”方案。在卫星支架上安装有星箭分离系统、火箭分离信号遥测装置和卫星供电用的电缆及插头。CZ-7A 火箭可向用户提供 1194A、1666 等卫星支架接口,也可根据卫星机械接口的要求,新研或选用成熟的星箭接口。

#### 3.2 整流罩包络

整流罩包络是火箭整流罩对卫星最大外廓尺寸的限制,火箭在确定整流罩包络时考虑了火箭飞行中各种干扰对整流罩动态和静态变形的影响。CZ-7A 火箭为卫星提供了良好的整流罩包络空间。4.2 m 直径整流罩内包络为 $\Phi 3850$  mm,3.7 m 直径整流罩内包络为 $\Phi 3350$  mm。

### 4 未来展望

#### a) 研制 5.2 m 直径整流罩,提高任务适应性。

根据高轨卫星未来整体发展态势,当前卫星平台主要包括 DFH-4 (E)、DFH-5、SAST5000 等,主流单星质量约 5500 kg,未来卫星质量将拓展至 6200 kg 以上,同时,高轨卫星配置大尺寸天线的需求较为迫切<sup>[7]</sup>。当前新一代中型火箭 4.2 m 整流罩已无法满足后续任务发展需求,需要加快 5.2 m 整流罩的研制。

#### b) 研制先进氢氧末级,提升综合性能。

目前的 CZ-7A 火箭末级主要继承了 CZ-3B 火箭氢氧三子级,虽然电气系统继承了 CZ-7 等新一代运载火箭技术,箭体结构、发动机系统、增压输送系统等仍是 20 世纪 90 年代初研发出来的产品<sup>[8]</sup>。特别是 YF-75D 发动机的成功研制和应用,其本质可靠性相比 CZ-7A 当前使用的 YF-75 发动机,在发动机复杂度和本质可靠性上都有了进一步提升。同时,CZ-7A 火箭末级直径为 3.0 m,对于大直径整流罩的适配能力差。迫切需要研制 3.35 m 氢氧末级,通过先进动力、先进结构、新型材料攻关,支撑型号综合性能的提升。

#### c) 实施落区控制,适应多发发射场发射需求。

CZ-7A 火箭具备在文昌和西昌发射的条件,在西昌发射,需要解决内陆发射场落区可控问题。通过增加导引、可控翼伞或栅格舵主动控制运载火箭残骸落点,大幅缩小残骸落区范围,改善落区安全环境,减少发射任务中残骸落区的人员大规模疏散、撤离,避免对高速公路、铁路、电站等重要设施的损坏,提升落区安全性。

路、铁路、电站等重要设施的损坏,提升落区安全性。

### 5 结束语

CZ-7A 火箭于 2021 年 3 月 12 日、12 月 23 日圆满完成遥 2 和遥 3 任务,具备“一箭一星”和“一箭双主星”发射任务,火箭通过了性能试验的考核,具备投入应用发射的条件。CZ-7A 火箭的成功研制,对于填补中国 GTO 轨道 5.5~7.0 t 的运载能力空白,加快中国现役运载火箭的更新换代,都将具有重要的意义。

#### 参 考 文 献

- [1] 鲁宇,等.世界航天运载器大全[M].北京:中国宇航出版社,2007.  
Lu Yu, et al. Space vehicles of the world[M]. Beijing: Areospace Press, 2007.
- [2] 王小军,徐利杰.我国新一代中型高轨运载火箭发展研究[J].宇航总体技术,2019,3(5):1-9.  
Wang Xiaojun, Xu Lijie. China academy of launch vehicle technology[J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2019, 3(5): 1-9.
- [3] 范瑞祥,等.中国新一代中型运载火箭总体方案及发展展望[J].导弹与航天运载技术,2016,1(4):1-4.  
Fan Ruixiang, et al. Overall plan and development prospect of China's new generation of medium launch vehicles[J]. Missiles and Space Vehicles, 2016(4): 1-4.
- [4] 秦旭东,龙乐豪,容易.我国航天运输系统成就与展望[J].深空探测学报,2016,3(4):315-322.  
Qin Xudong, Long Lehao, Rong Yi. The achievement and future of China space transportation system[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2016, 3(4): 315-322.
- [5] 龙乐豪,等.我国航天运输系统周年发展回顾[J].宇航总体技术,2018,2(3):1-6.  
Long Lehao, et al. Review of the development of China's space transportation system in 60 years[J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2018, 2(3): 1-6.
- [6] 鲁宇,等.中国运载火箭技术发展[J].宇航总体技术,2017,1(3):1-8.  
Lu Yu, et al. Development of launch vehicle technology in China[J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2017, 1(3): 1-8.
- [7] 范瑞祥,容易.我国新一代中型运载火箭的发展展望[J].载人航天,2013,1(1):1-4.  
Fan Ruixiang, Rong Yi. Development prospect of China's new generation of medium launch vehicles[J]. Manned Spaceflight, 2013, 1(1): 1-4.
- [8] 鲁昌鑑,赵人谦,陈振官.总体设计[M].北京:宇航出版社,1991.  
Lu Changjian, Zhao Renlian, Chen Zhenguan. System design[M]. Beijing: Areospace Press, 1991.

#### 作 者 简 介

徐利杰(1981-),男,研究员,主要研究方向为运载火箭总体设计。

范瑞祥(1965-),男,研究员,主要研究方向为运载火箭总体设计。

王旭(1983-),男,高级工程师,主要研究方向为运载火箭总体设计。