

# 我国新一代中型高轨运载火箭发展研究

王小军<sup>1</sup>, 徐利杰<sup>2</sup>

(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:** 新一代火箭 CZ-5、CZ-6 和 CZ-7 陆续首飞成功, 拉开了我国运载火箭更新换代的序幕。新一代中型运载火箭 CZ-7 于 2016 年 6 月和 2017 年 4 月圆满完成了两次飞行任务, 为中型运载火箭的研制奠定了坚实的基础。在 CZ-7 火箭基础上, 增加 CZ-3A 氢氧三子级, 在海南文昌发射 GTO 轨道卫星, 运载能力不低于 7.0t, 可快速形成更新换代能力, 填补我国 GTO 轨道该吨位的运载能力的空白。为了进一步提升我国运载火箭的竞争力, 对标国际先进水平, 针对新一代中型高轨运载火箭开展构型优化研究, 以提高火箭性能, 降低火箭成本, 提升火箭的使用维护性能, 满足后续 GTO 发射任务需求。

**关键词:** 新一代中型高轨运载火箭; 构型优化; 性能提升

中图分类号: V42

文献标志码: A

文章编号: 2096-4080 (2019) 05-0001-09

## Research on the Development of New Generation Medium High-Orbit Launch Vehicle in China

WANG Xiaojun<sup>1</sup>, XU Lijie<sup>2</sup>

(1. China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China;

2. Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076, China)

**Abstract:** As the new generation launch vehicles (CZ-5, CZ-6 and CZ-7) have made their maiden flights, it reveals the Chinese launch vehicles begin to upgrade. CZ-7, the new generation medium launch vehicle, has successfully completed two flight missions on June 2016 and April 2017 separately, which provides firm foundations for developing the next generation medium launch vehicle. Based on CZ-7 and adding the third stage of CZ-3A, it may build up a new type of medium launch vehicle, with 7.0t capacity for GTO in Wenchang, Hainan. This type of launch vehicle can fill the gap of 7.0t GTO capacity in China. To enhance the competitiveness of Chinese launch vehicle and match the top level of the international launch vehicle, this paper studied the launch vehicle configuration optimization for new generation medium high-orbit launch vehicle. The research could benefit to increase the performance, save the cost and enhance the maintainability and satisfy the GTO launch missions in the future.

**Key words:** New generation medium high-orbit launch vehicle; Configuration optimization; Increase performance

收稿日期: 2019-04-18; 修订日期: 2019-08-13

作者简介: 王小军 (1969-), 男, 博士, 研究员, 主要研究方向为运载火箭总体设计。

## 0 引言

我国长征系列运载火箭历经了从最初的艰苦创业、走向世界,到21世纪初的载人飞行、圆梦奔月,再到近些年的高密度发射、产业化发展等多个发展阶段,实现了从无到有,从串联到捆绑,从一箭一星到一箭多星,从发射卫星到发射载人飞船和月球探测器,从现役运载火箭到新一代运载火箭等一系列重大跨越;逐步发展成为由多种型号组成的运载火箭系列,具备进入低、中、高等多种轨道的能力,入轨精度达到国际先进水平<sup>[1-2]</sup>。特别是以CZ-6、CZ-7和CZ-5为代表的新一代运载火箭相继成功首飞和应用发射,使我国运载火箭综合能力进入国际先进行列。为了尽快形成更新换代能力,填补我国GTO轨道7.0t的运载能力空白,我国开展了新一代高轨运载火箭CZ-7A的论证和研制,即在CZ-7基础上,增加CZ-3A氢氧三子级,在海南文昌发射GTO轨道卫星,运载能力不低于7.0t<sup>[3-5]</sup>。

由于CZ-7A火箭基于现有模块构建,设计有待进一步优化,主要体现在以下几个方面:1)整流罩直径采用4.2m,不能适应大型卫星包络的需求;2)运载系数低于国外先进水平,火箭性能还有进一步提升的空间;3)尚未形成合理的运载能力梯度。因此,结合国外运载火箭发展趋势、我国运载火箭领域的最新技术发展以及建设航天强国和世界一流企业的要求,需要持续完善我国新一代运载火箭构型,以更少的火箭级数、模块和发动级台数,减少分离次数,简化系统,满足后续GTO轨道有效载荷的发射任务需求,从而降低火箭成本,提升市场竞争力。

本文在对国内外运载火箭发展趋势进行研判的基础上,结合我国卫星发射需求,开展了我国中型高轨运载火箭的发展研究,提出了构型优化方案,为后续新一代高轨火箭的优化和发展提供参考。

## 1 国内外运载火箭发展趋势研判

通过对世界各国运载火箭发展趋势的研判,各航天国家的主要发展趋势体现为:

(1) 世界各国正在开展下一代运载火箭的研制,成本因素成为主要驱动力

近年来,SpaceX公司在法尔肯9火箭的研制

和发射中大放异彩,并且逐步进入和占领商业航天,乃至政府和军事航天发射领域。为了应对SpaceX公司在主流发射市场上的不断挑战,美国发射联盟(ULA)正在研制火神下一代运载火箭(NGLS),取代德尔塔4和宇宙神5两型改进型一次性运载火箭(EELV),通过构型的精简、产品性能的提升,增强市场竞争力;同时,美国空军还支持蓝色起源公司的新格伦(New Glenn)以及诺格创新公司的欧米伽(Omega)火箭的研制,这三型火箭均预计于2021年首飞。

俄罗斯在完成安加拉火箭首飞后,又提出联盟5火箭的研制计划;欧洲则将阿里安6火箭作为其下一代运载器(NGL),目的是满足欧洲持续的科学和商业市场发展需求,同时降低发射成本,预计2020年首飞;日本正在研制H3新一代主力火箭,预计GTO轨道运载能力为6.5t,是H2A运载能力的1.6倍,但成本仅为H2A火箭的一半,且发射准备时间由H2A火箭的2年缩减至1年,预计2020年前后首飞。

通过对国外运载火箭研制趋势的分析,预计2021年前后,世界各主要航天国家将推出以低成本、高可靠为代表的下一代运载火箭。

(2) 采用“模块化、组合化、系列化”设计思路,提高市场竞争力

面对主流发射市场激烈竞争的局面,各国研制火箭均采用了“模块化、组合化、系列化”的设计思路,采用更少的模块组合形成满足不同运载能力需求的构型,采用标准化、模块化的卫星适配器、整流罩,继承前期成熟火箭构型模块的研制基础,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,并最终提升了火箭产品市场竞争力。

(3) 采用创新技术,不断提高火箭性能和可靠性、降低发射成本

伴随着航天全球化的发展趋势,运载技术发展速度明显加快,以美国为代表的航天大国已由单纯追求更大运载能力向“快速、经济、可靠、安全”等方向转变。其中,减少火箭模块、子级模块或重要部段采用重复使用技术是提升火箭市场竞争力的有力手段,如法尔肯9系列火箭、火神系列和阿里安6系列火箭等。此外,采用一体化设计、铝锂合金、复合材料、智慧控制等先进技术,

利用在线故障诊断与控制律重构,通过渐近式发展和技术的迭代,在提高火箭运载系数和飞行可靠性的同时,降低单位有效载荷的发射成本。

#### (4) 采用绿色环保推进剂,减少环境污染

有毒推进剂的生产、运输、储存、使用、试验、销毁到残骸内剩余推进剂的处理等环节均对环境危害大,且需要付出巨大成本代价,不符合绿色环保的国际发展潮流。目前,除了俄罗斯质子号运载火箭外,国外主流国家、主流运载火箭均采用绿色环保推进剂。

#### (5) 采用先进测发技术,缩短发射周期,实现加注无人值守

国外大中型运载火箭在发射场测试的流程一般20天左右,发射场人员几十人,火箭到发射台后基本实现无人自动操作;具备在多处不同地点进行协同远程发射控制、辅助支持工作的能力。与其他航天强国相比,我国航天发射任务在射前准备过程中自动化程度较低,发射区操作特别是在火箭推进剂开始加注后,仍无法做到前端无人值守,存在一定的安全风险;其次,新一代运载火箭测试发射时间长,发射场测试流程一般在40天左右。因此,还需要采用先进测发技术,进一步缩短我国新一代运载火箭的发射周期,应用零秒连接器、自动对接等先进技术,实现加注后前端无人值守,降低安全风险。

## 2 需求分析

### 2.1 卫星发射需求分析

按照初步统计分析,从2018—2035年我国预计发射航天器1600余颗,年度发射趋势与2017年10月欧洲咨询公司发布的《卫星制造与发射全球市场分析报告》所披露的国际发射趋势大体相同。其中,GEO轨道卫星预计120余颗,2025年前,年均都在10颗以上;单星质量5000kg~6000kg的卫星数量最多,约为60颗,占高轨发射的50%,未来5500kg以上的高轨卫星将开始逐步发展;8000kg左右的卫星30余颗,约占30%。另外,针对GTO卫星质量增加,卫星对整流罩直径也提出了更高要求,要求具备5.2m整流罩的发射能力。

结合我国高轨卫星的发射需求,我国新一代中型高轨卫星需要覆盖GTO 7000kg以下及8000kg左右两个区间的市场需求。火箭整流罩可

选4.2m或5.2m。

### 2.2 技术发展需求分析

新一代中型运载火箭于2006年开始启动研制,经10年的攻关研制,于2016年首飞并取得圆满成功,为我国新一代中型系列构型火箭的发展奠定了坚实的基础。

随着研制的逐步深入和运载火箭的技术进步,新一代液氧煤油发动机YF-100性能进一步提升,新材料、新工艺、电气一体化、YF-75D发动机、子级可重复使用等先进技术也取得了突破<sup>[6-8]</sup>。因此,需要推进新技术的应用,持续开展运载火箭构型优化和能力提升,提高市场竞争力。本文重点针对我国新一代中型高轨火箭的构型开展优化论证,主要考虑在西昌发射,后续用于实现对CZ-3A系列火箭的更新换代,同时内陆发射场的落区安全可控也作为重要的指标予以考虑。

## 3 我国中型高轨运载火箭发展研究

### 3.1 基础构型

新一代中型高轨火箭基础构型是在CZ-7火箭基础上,与CZ-3A系列火箭三子级组合化形成三级半构型运载火箭,芯一级采用3.35m直径,安装两台YF-100,芯二级并联安装4台单机推力180kN的YF-115液氧煤油发动机,采用两机固定、两机双摆实现控制;芯三级采用两台YF-75发动机,采用双机双摆;捆绑4个2.25m直径的助推器,分别安装一台YF-100,发动机单摆;整流罩直径4.2m,在发射场整流罩与有效载荷整体垂直运输、吊装,火箭整体示意图如图1所示。

基于当前我国新一代中型高轨运载火箭的构型方案,从优化末级、二级推力、采用两级半构型等方案开展构型优化论证分析。

### 3.2 氢氧末级构型优化

#### 3.2.1 末级主动力选择

氢氧末级具有高比冲性能的特点,国外主流运载火箭,如宇宙神5火箭的通用半人马座末级、德尔塔IV火箭的末级、火神火箭的ACES末级、阿里安5火箭的ESC-A/B末级、H2A/H2B火箭的末级等均采用氢氧动力。我国的CZ-3A、CZ-5火箭也均采用氢氧推进剂作为末级的主动力。

新一代中型高轨运载火箭建议采用氢氧末级作为主动力,立足现有成熟发动机,当前可选方

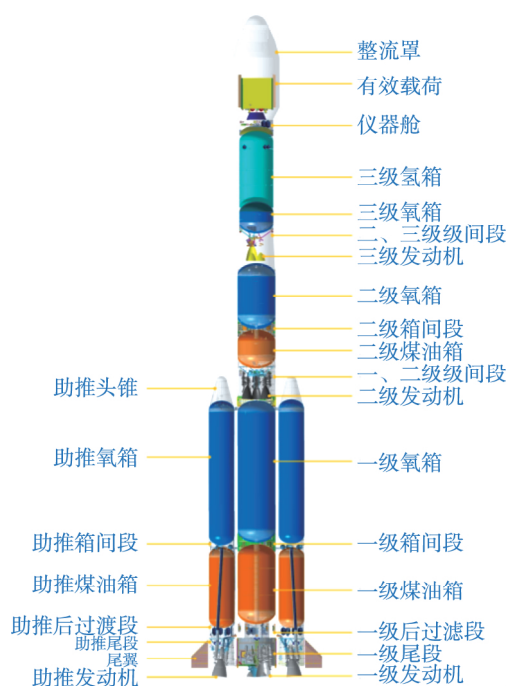


图 1 三级半高轨基础构型整体示意图

Fig 1 The sketch of a three and half stages basic launch vehicle for GTO mission

案为 YF-75 和 YF-75D 两型，分别为 CZ-3A 系列火箭和 CZ-5 火箭末级主发动机。YF-75D 是在 YF-75 燃气发生器循环基础上进行改进而成的闭式膨胀循环发动机，在推力、比冲等关键参数上有所提升。这两型发动机从技术先进性、经济性、发动机适应性、系统固有可靠性、验证可靠性和使用维护性等方面对比见表 1。YF-75D 采用闭式膨胀循环，混合比高，整体结构效率更好，系统方案优于采用燃气发生器循环的 YF-75，后续拓展性强，故优先选用 YF-75D 发动机。

表 1 YF-75 与 YF-75D 分析比较

Tab 1 The comparison between YF-75 and YF-75D engines

序号	项目	YF-75	YF-75D
1	技术先进性及可拓展性	—	+
2	经济性	+	—
3	发动机适应性	—	+
4	系统固有可靠性	—	+
5	使用维护性	O	O
6	综合对比情况	—	+

注：“+”代表优于，“—”代表相比较差，“O”代表各有优劣。

针对三级半构型和两级半构型，末级采用两台 YF-75、两台 YF-75D、单台 YF-75D、单台 YF-75E（比 YF-75D 增大喷口面积，比冲大约增加 10s）等 4 种状态进行运载能力分析，包括两级半和三级半两个构型，主要结论如下：

1) 末级采用两台 YF-75 发动机状态与采用单台 YF-75D 状态运载能力相当；

2) 末级采用单台 YF-75E 发动机，即加大喷管状态，运载能力相比不加大喷管状态大约提高 200kg；

3) 末级采用两台 YF-75D 发动机状态运载能力最大，相比单台 YF-75D 构型，能力大约提高 400kg~600kg。

通过对发动机性能、火箭成本、不同构型运载能力、系统复杂度及后续拓展性等方面进行综合考虑，建议末级优先选用单台 YF-75D 状态，后续可进一步加大喷口面积，提升运载能力。

### 3.2.2 末级直径选择

当前 CZ-3A 火箭氢氧三子级采用 3.0m 直径，相比 3.35m 直径存在如下问题：

1) 模块高度较高，导致全箭较长，对全箭载荷、弹性控制等方面均有不利影响；

2) 二三级级间段需要从 3.35m 过渡到 3.0m，级间分离间隙较小；

3) 由于整流罩倒锥角限制，末级 3.0m 直径很难过渡到 5.2m，限制了大直径整流罩的使用。

结合卫星需求、结构效率及全箭控制等方面，建议末级采用 3.35m 直径，加注规模 20t 级。

### 3.3 助推器和芯一级主动力优化

YF-100 液氧煤油高压补燃发动机是为新一代运载火箭配套研制的无毒、无污染、高性能、高可靠的基本动力装置，是我国首个采用补燃循环、自身起动、变工况调节技术的液体火箭发动机，经过了 CZ-5、CZ-6、CZ-7 等新一代运载火箭的飞行验证。

YF-100K 发动机是以 YF-100 发动机为基础，发动机喷管改为泵后摆动。发动机摇摆部分质量大幅减少，发动机推力和比冲性能略有提升，对发动机多机并联布局摇摆间隙和伺服机构功率需求降低，可采用电动伺服进行摇摆控制。

针对三级半构型和两级半构型，助推器和芯

一级均采用 YF-100K 和均采用 YF-100 发动机的 GTO 运载能力进行对比,采用 YF-100K 发动机的 GTO 运载能力大约超出 500kg。因此,综合考虑发动机的发展,建议新一代中型高轨运载火箭后续构型助推器和芯一级发动机由 YF-100 更换为 YF-100K 发动机。

### 3.4 三级半构型优化

#### 3.4.1 二级推力优化

对于发射近地点高度约 200km 左右的 LEO 和 GTO,火箭入轨点通常在近地点附近(高度较低),火箭在较短的时间内即可进入轨道。通常情况下,火箭起飞并完成垂直段飞行后,迅速转弯,至一二级分离时通常俯仰程序角约为  $20^\circ$ 。火箭过载越大,加速越明显,地球重力转弯效果越弱;相反,加速能力越弱,地球重力转弯效果越强。从图 2 可知,火箭在飞行过程中弹道逐步转弯,若能利用地球重力的转弯作用,可以使火箭飞行攻角一直控制在较小的水平(推力均用来加速),节省火箭飞行能量,从而提高运载能力。因此,火箭各级飞行推力太小和太大都不合理,原因分析如下:

1) 推力太大,火箭必须以较大的负攻角飞行,提供一指向地球的推力分量来提供火箭转弯所需的向心力;

2) 推力太小,火箭必须以较大的正攻角飞行,提供一指向地球引力反方向的分量来克服重力的转弯效果;

3) 对于某特定的轨道,在推力、级间比可调的条件下,通过弹道优化,可求得满足运载能力要求的最优推力和级间比。

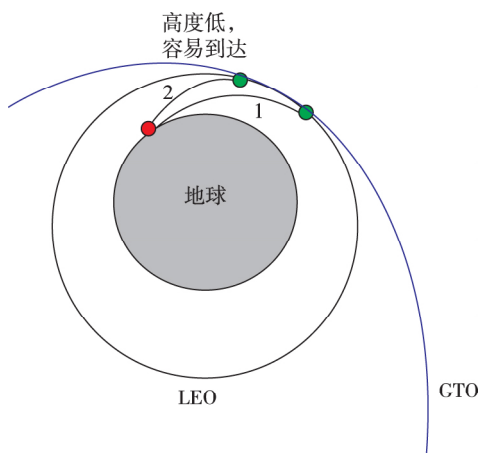


图 2 火箭发射不同轨道示意图

Fig 2 The sketch of different orbits of launch vehicles

在二级采用 4 台 YF-115 的情况下,推力仅为 72t,火箭加速性能偏弱,在地球重力作用下,弹道下坠较快,火箭为抵抗重力作用,飞行攻角大(产生推力分量来抵消重力的作用),损失运载能力。因此,增大二级推力,有助于改善火箭飞行的弹道特性,提高运载性能。

针对三级半构型发射 GTO 轨道任务,随着二级推力逐步增加,火箭的 GTO 运载能力逐步增加,对应的最优二级加注量也逐步增加,如图 3 所示。因此,二级推力增加有助于 GTO 运载能力提高,针对最优运载能力需要增加二级推进剂加注量。

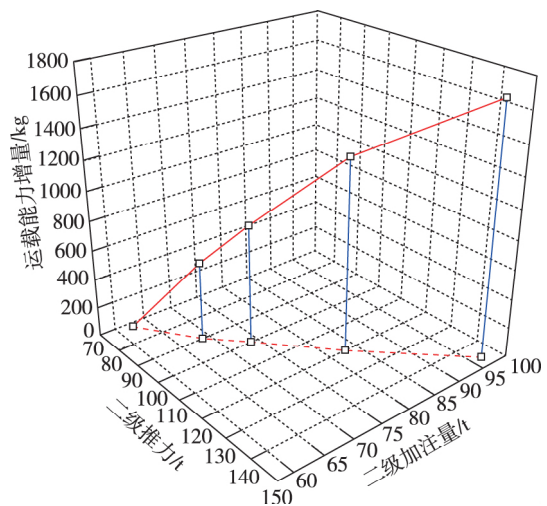


图 3 CZ-734 构型二级推力、加注量与最优运载能力的关系 (GTO)

Fig 3 The relationship of capacity with thrust and propellants of the second stage of CZ-734

结合当前我国发动机的发展情况,对于三级半构型,二级建议采用单台 YF-100M 发动机替代当前的 4 台 YF-115 发动机,总推力由 72t 提高到 146t。从理论上分析,三级半构型在最优加注量的情况下,GTO 运载能力将可提升 1600kg 左右,同时可减少二级发动机台数,对火箭成本和可靠性均有好处。

#### 3.4.2 助推器不分离

我国目前共有 4 个发射场,除了海南文昌发射场建设在沿海之外,其他 3 个发射场均位于内陆,包括酒泉卫星发射中心、太原卫星发射中心、西昌卫星发射中心。在大多数发射方向上,航区均大范围跨越我国内陆地区,尤其是东射向和南射向,涵盖了我国广阔的人口稠密区,安全性问题



突出, 内陆发射场主要发射射向如图4所示。

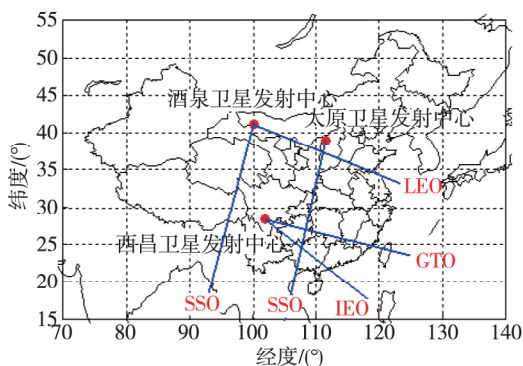


图4 我国内陆发射场主要发射射向

Fig. 4 The main launch direction of China's inland launch center

减小火箭残骸对落区造成的影响, 一方面可通过减少火箭残骸数量, 减少落点分布; 另一方面可通过伞降或基于栅格舵实现残骸落区定点控制。

对于三级半的基础构型, 由于受落区限制, 在西昌发射场需要通过弹道设计调整落区, 相比火箭的最优性能约损失运载能力 1200kg。针对二级采用 YF-100M 发动机的三级半改进构型, 在西昌发射 GTO 任务, 考虑助推器和芯一级不分离, 通过弹道分析, 助推器和芯一级可落于 CZ-3B 一级落区, 二级落区位于台湾海峡以东、北马里亚纳群岛以西的太平洋海域, 落区安全较好。同时, 后续考虑在助推器和芯一级组合体上增加可控翼伞或栅格舵, 实施残骸落点的可控回收, 进一步缩小落区范围, 降低对落区的影响。

通过助推器不分离, 可将三级半构型的残骸由 7 个减少为 3 个, 特别是落在内陆的残骸由 5 个减少为 1 个, 最大程度减小火箭残骸多落区的影响。采用助推器不分离方案, 简化了级间捆绑和分离结构的设计, 提高了全箭分离系统的可靠性。

#### 3.4.3 构型状态

通过优化, 未来优化的三级半构型基本方案为: 芯一级直径 3.35m, 安装两台 YF-100K 发动机; 芯二级直径 3.35m, 采用单台 YF-100M 发动机; 芯三级直径 3.35m, 采用单台 YF-75D 发动机; 捆绑 4 枚 2.25m 助推器, 每个助推器安装 1 台 YF-100K 发动机, 助推器与芯一级不分离; 可采用 4.2m 或 5.2m 整流罩。与基础构型相比, 主要状态变化如图 5 所示。

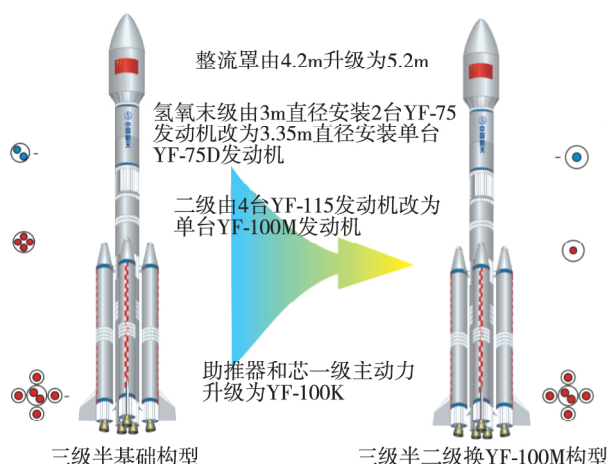


图5 三级半二级换 YF-100M 构型与基本构型对比

Fig. 5 The comparison between a basic type and a second stage with YF-100M type of a three and a half stages launch vehicle

相比基础构型, 该构型的主要特点如下:

- 1) 全箭包含 7 个主要模块, 8 台发动机, 相比基础构型, 少了 4 台发动机;
- 2) 四助推构型在西昌发射, GTO 运载能力为 8.2t, 去掉两个助推器后 GTO 运载能力为 5.5t, 具有一定的运载能力梯度, 可覆盖我国主要卫星发射需求;
- 3) 助推器和芯一级模块可以与我国新一代中型火箭实现通用化;
- 4) 助推器与芯一级不分离, 在西昌发射, 助推器和芯一级的组合体可选择在 CZ-3A 系列火箭的芯一级落区, 后续通过可控翼伞等进一步缩小落区, 减少对落区造成的影响。

#### 3.5 两级半构型优化

采用两级半构型发射 GTO 轨道, 需要取消二子级, 原二级提供的速度增量需要由芯一级或助推器承担, 由于原构型 2.25m 助推器长细比已接近 12, 不宜进一步加长。因此, 两级半构型的主要方案有两个方向:

- 1) 取消液氧煤油二级, 加长一子级, 即将原二级的加注量全部加到一级;
- 2) 取消液氧煤油二级, 采用 3 个 3.35m 通用芯级捆绑方案, 即将原二级的加注量平均分配到 3 个通用模块中。

以下分别对两种状态的构型开展分析。

##### 3.5.1 加长芯一级状态

采用加长状态的芯一级, 直径 3.35m, 安装

两台 YF-100K 发动机, 总加注量接近 240t, 总长接近 34m; 芯二级直径 3.35m, 采用单台 YF-75D 发动机; 捆绑 4 枚 2.25m 助推器, 每个助推器安装 1 台 YF-100K 发动机, 可采用 4.2m 或 5.2m 整流罩。与基础构型相比, 主要状态变化如图 6 所示。

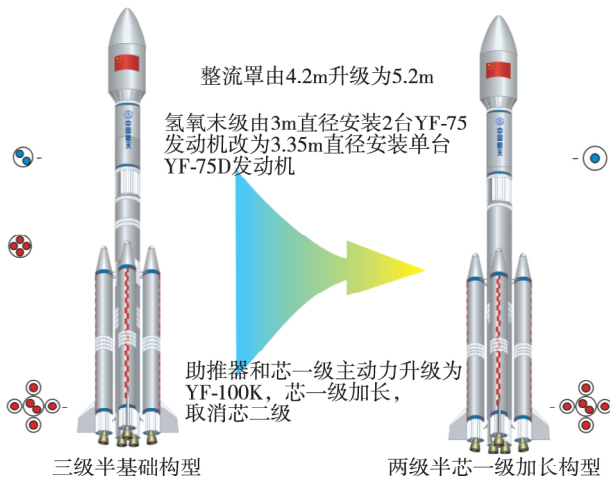


图6 两级半构型一级加长状态与基本构型对比

Fig. 6 The comparison between a basic type and a longer first stage of a two and half stages launch vehicle

相比基础构型, 该构型的主要特点如下:

- 1) 全箭包含 6 个主要模块, 7 台发动机, 相比基础构型, 少了 5 台发动机;
- 2) 两级半芯一级加长构型, 在西昌发射 GTO 轨道的运载能力为 7.2t, 去掉两个助推器 GTO 运载能力为 5.0t, 具备一定的运载能力梯度覆盖;
- 3) 芯一级总长接近 34m, 在内陆发射场的运输比较困难, 初步分析只能分段运输, 在发射场进行总装;
- 4) 由于芯级加长, 助推器不加长, 因此助推器前捆绑点和中捆绑点需要分别捆绑在芯一级的氧箱和燃箱筒段上, 贮箱捆绑点局部需要加强;
- 5) 由于芯一级加长, 工作时间较长, 无法实现助推器与芯级不分离, 在西昌发射, 4 助推器落区可选择在 CZ-3A 系列火箭的芯一级落区, 后续通过可控翼伞等进一步缩小落区, 减少对落区造成的影响。

### 3.5.2 通用芯级并联状态

采用 3.35m 通用芯级, 芯一级直径 3.35m, 安装两台 YF-100K 发动机, 总加注量 180t 级, 总长接近 32m; 芯二级直径 3.35m, 采用单台 YF-75D 发动机; 捆绑 2 枚 3.35m 通用芯一级, 可采

用 4.2m 或 5.2m 整流罩。与基础构型相比, 主要状态变化如图 7 所示。

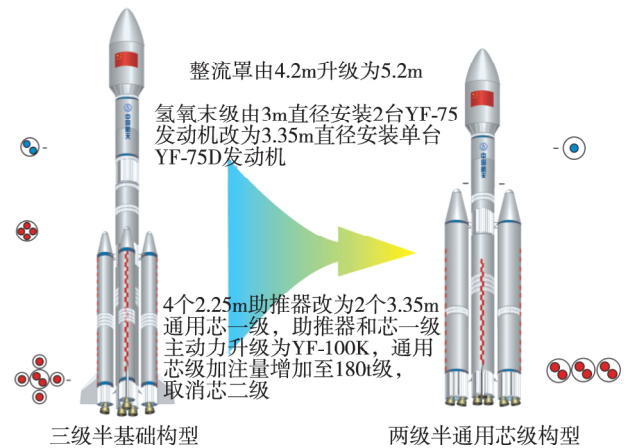


图7 两级半通用芯级构型与基本构型对比

Fig. 7 The comparison between a basic type and a common core stage type of a two and half stages launch vehicle

相比基本型, 该构型的主要特点如下:

- 1) 全箭包含 2 种状态 4 个主要模块, 7 台发动机, 相比基础构型, 少了 5 台发动机;
- 2) 两级半通用芯级并联构型, 在西昌发射 GTO 轨道的运载能力为 6.5t;
- 3) 芯一级总长接近 32m, 在内陆发射场的铁路运输基本可行;
- 4) 为了实现运载能力最优, 同时控制飞行过载, 需要对芯一级进行节流, 助推器耗尽后先分离, 芯一级再推力调节到正常工况, 继续工作;
- 5) 无法实现助推器与芯级不分离, 在西昌发射, 2 助推器落区可选择在 CZ-3A 系列火箭的芯一级落区, 后续通过可控翼伞等进一步缩小落区, 减少对落区造成的影响;
- 6) 该构型运载能力偏低, 需采用新型材料提高运载能力, 且构型相对单一, 难以实现运载能力梯度覆盖。

### 3.6 小结

通过对氢氧末级、基础级的主动力的改进和优化分析, 末级采用 3.35m 安装单台 YF-75D 及基础级采用 YF-100K 发动机, 对各构型的运载能力、可靠性、成本等方面均具有一定的优势, 因此不管后续采用哪个构型, 这两个改进和优化的方向都是确定的。

针对三级半和两级半等不同构型的特点对比分析如表 2 所示, 通过分析可知:

1) 目前的三级半基础构型二级推力偏小, 二级换用单台 YF-100M 发机构型可显著提升 GTO 运载能力;

2) 三级半构型的运载能力要大于两级半构型, 采用两枚 2.25m 助推器和 4 枚 2.25m 助推器

状态, 可实现 5.5t~8.2t 的能力梯度;

3) 两级半通用芯级并联构型, 当前运载能力为 6.5t, 后续需要采用新材料进一步提升结构效率才能满足 GTO 不低于 7.0t 的要求。

表 2 两级半和三级半构型对比分析表

Tab 2 The comparison analyses between a two and half, and a three and half stages launch vehicles

项目/构型	三级半基础构型	三级半二级换 YF-100M 构型	两级半一级加长构型	两级半通用芯级并联构型
GTO 轨道 运载能力	四助推: 6.6t (西昌) 两助推: 4.4t (西昌)	四助推: 8.2t (西昌) 两助推: 5.5t (西昌)	四助推: 7.2t (西昌) 两助推: 4.3t (西昌)	6.5t (西昌)
模块种类及数量	4 种 7 个模块	4 种 7 个模块	3 种 6 个模块	2 种 4 个模块
发动机类型及数量	6 台 YF-100 4 台 YF-115 2 台 YF-75	6 台 YF-100K 1 台 YF-100M 1 台 YF-75D	6 台 YF-100K 1 台 YF-75D	6 台 YF-100K 1 台 YF-75D
分离次数及 内陆残骸数量	助推器不分离, 5 次 分离, 内陆 1 个落点	助推器不分离, 4 次分 离, 内陆 1 个落点	助推器分离, 4 次分 离, 内陆 4 个落点	助推器分离, 4 次分离, 内 陆 2 个落点
优点	继承性好, 可最短时 间内形成能力, 填补型 谱空白, 仅 1 个落点, 落区控制压力较小, 有 利于实施集束式回收; 方便与其他中型火箭实 现模块通用	能力最大, 可覆盖大部 分高轨卫星发射需求, 去 掉两个助推器可覆盖主 流卫星需求, 仅 1 个落 点, 落区控制压力较小, 有利于实施集束式回收; 方便与其他中型火箭实 现模块通用	继承性较好, 发动机 数量较少	模块种类和数量最少, 容 易组织批量生产
缺点	模块种类和数量多, 去掉两助推构型能力偏 小, 无法覆盖主流卫星 需求	模块种类和数量多	芯一级长度接近 34m, 初步考虑只能分部段运 输; 助推器上、中支点 需要捆绑在芯一级贮箱 上; 内陆 4 个落点, 落 区控制压力大	芯一级需要节流, 助推器 分离, 两个落点, 落区 控制压力偏大; 第一阶 段无法覆盖 7.0t 的运 载能力需求, 后续需要 进一步提升结构效率

#### 4 结论

本文在对国外运载火箭发展现状及趋势分析的基础上, 结合我国高轨卫星的发射需求, 开展了我国新一代中型高轨运载火箭的构型优化分析, 确定了氢氧末级和基础级动力系统的状态, 针对两级半和三级半两种构型开展构型优化分析和论证, 初步分析结论如下:

1) 保持目前三级半构型不变, 将一级和助推器动力换用 YF-100K, 助推器不分离, 二级发动机换用 YF-100M, 三级动力换用 YF-75D, 三级直径换用 3.35m, 并采用 5.2m 整流罩, 在西昌发射, 四助推状态 GTO 运载能力不低于 8.2t, 两助

推状态运载能力不低于 5.5t, 可覆盖绝大部分 GTO 轨道卫星的发射需求, 其经济性优于目前的基础构型;

2) 从模块种类和模块数量最少、组织生产和成本优化角度出发, 后续高轨构型也可选择两级半通用芯级并联构型, 在西昌发射, GTO 运载能力不低于 6.5t, 后续通过子级结构效率的提升, 可进一步提高运载能力, 满足 GTO 轨道运载能力不低于 7.0t 的要求。

#### 参考文献

- [1] 龙乐豪, 李平岐, 秦旭东, 等. 我国航天运输系统 60 周年发展回顾 [J]. 宇航总体技术, 2018, 2 (3):



- 1-6.
- [2] 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.
- [3] 范瑞祥, 王小军, 程堂明, 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 (4): 1-4.
- [4] 王小军, 范瑞祥, 徐利杰, 等. 长征-7 运载火箭首次飞行任务圆满成功 [J]. 国际太空, 2016 (8): 29-33.
- [5] 秦旭东, 容易, 王小军, 等. 基于划代研究的中国运载火箭未来发展趋势分析 [J]. 导弹与航天运载技术, 2014 (1): 1-4.
- [6] 李洪. 智慧火箭发展路线思考 [J]. 宇航总体技术, 2017, 1 (1): 1-7.
- [7] 鲁宇, 秦旭东, 魏远明, 等. 中国运载火箭技术发展 [J]. 宇航总体技术, 2017, 1 (3): 1-8.
- [8] 徐大富, 张哲, 吴克, 等. 垂直起降重复使用运载火箭发展趋势与关键技术研究进展 [J]. 科学通报, 2016, 61 (32): 3453-3463.

引用格式: 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.

**Citation:** Wang X J, Xu L J. Research on the development of new generation medium high-orbit launch vehicle in China [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2019, 3 (5): 1-9.