

新一代中型系列运载火箭长征八号的发展及其关键技术

宋征宇¹, 刘立东², 陈晓飞², 徐珊姝², 吴义田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: 回顾长征八号系列运载火箭的发展, 其研制定位填补中国太阳同步轨道 3 t 至 4.5 t 运载能力空白, 并衍生出对 3 t 以下运载能力覆盖的无助推器构型, 从而构成中国新一代主力中型火箭。在此基础上开展了长征八号改进型火箭的研制工作, 进一步提升运载能力和缩短发射周期。文中介绍了长征八号基本型所突破的关键技术, 以及探讨了改进型研制中在氢箱闭式自生增压、3.35 m 直径 PMI 夹层氢氧共底贮箱设计等关键技术上的创新; 并结合文昌商业发射工位的建设, 对未来长征八号系列运载火箭的发展进行了展望。

关键词: 长征八号; 中型火箭; 关键技术; 改进研制

中图分类号: V416 文献标识码: A 文章编号: 1000-1328(2023)04-0476-10

DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2023.04.002

Development and Key Technologies of Long March 8 Family: China's Next-generation Medium-lift Launchers

SONG Zhengyu¹, LIU Lidong², CHEN Xiaofei², XU Shanshu², WU Yitian²

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

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

Abstract: The development of the Long March 8 (LM-8) series of launch vehicles is reviewed, which is designed to fill the gap of the payload capability of 3 to 4.5 tons to the sun-synchronous orbits (SSO), and to derive the no-side-booster configuration covering the payload capability of less than 3 tons, thus taking the main role of the medium-lift launchers in the launch market to constitute China's next-generation of launch vehicles. On this basis, research and development of the LM-8 variants is being carried out to further improve the performance and shorten the launch period. The key technologies of the LM-8 with fundamental configurations are introduced, and the innovations of the upgraded version being developed are discussed, including the closed-loop self-pressurization for the hydrogen tank, the hydrogen and oxygen common bottom tank with a diameter of 3.35 meter and PMI sandwiches, etc. In line with the construction of the Wenchang commercial launch site, the future development of Long March 8 series is prospected.

Key words: Long March 8; Medium-lift launcher; Key technologies; Upgrading.

0 引 言

中国航天的可持续发展, 需要研制与需求相匹配的运载火箭。“十三五”初期, 中国可执行中低轨及太阳同步轨道(SSO)载荷的现役常规火箭有 CZ-2 系列、CZ-4 系列等, 仅能承担 1~3 t 区间的发射任

务。新一代火箭中只有 CZ-41、CZ-6 火箭覆盖 SSO 轨道 1 t 以下的载荷, CZ-5、CZ-7 火箭面向空间站及高轨卫星发射任务, 导致在 SSO 领域 1~5 t 的能力区间存在空白, 如图 1 所示。

根据“十四五”预示, 中低轨市场军、民、商高密度组网等发射任务爆发式增长。其中, SSO 轨道 1~

5 t 的载荷需求占比高达 73% ,同时低轨组网、重大载荷、拼车发射等任务需求非常迫切 ,中低轨发射任务呈爆发式增长^[1-2]。

以中国 SSO 轨道任务为例,“十四五”期间的任务预示如图 2 所示。

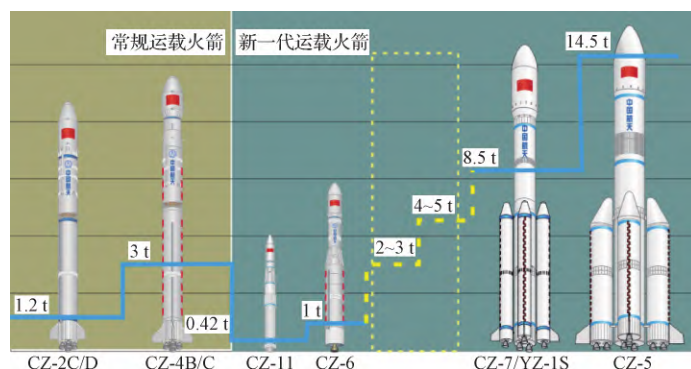


图1 中国新一代运载火箭能力空白

Fig. 1 Performance gap within China's next-generation launch vehicles

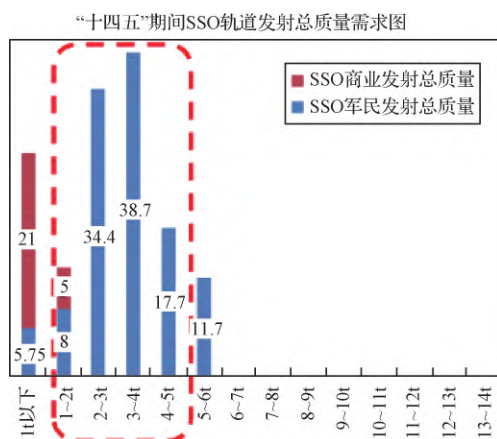


图2 中国“十四五”期间 SSO 轨道任务预示

Fig. 2 The task foreshadowed for China's SSO missions during the 14th Five-Year Plan period

针对上述需求,长征八号(CZ-8)运载火箭定位为填补中国新一代运载火箭 700 km SSO 3 ~ 4.5 t 卫星发射的能力空白,兼顾近地轨道和地球同步转移轨道发射能力,同时面向商业卫星发射市场积极参与竞争。CZ-8 及其无助推器构型分别于 2020 年和 2022 年完成了首飞,逐渐成为新一代主力中型火箭。

本文介绍 CZ-8 系列运载火箭的构型及其技术特点,总结已突破的各项关键技术。在外部市场需求的驱动下,为进一步提高 CZ-8 火箭的运载能力和市场竞争力,缩短发射响应时间,CZ-8 正在开展改进型的研制工作,同时配套的商业发射工位也在建设之中,本文对这一进展及其关键技术也进行

了介绍。

1 CZ-8 系列火箭的组成

CZ-8 系列运载火箭的研制按照“模块化、通用化、系列化、产品化、商业化”的总体思路,首先研制 CZ-8 基本型火箭,迅速投向发射服务市场,填补运载能力空白。在不增加研制内容和经费的情况下,衍生出无助推器构型,实现新一代运载火箭 SSO 3 t 以下运载能力的覆盖^[3-4]。为应对更大运载能力的需求,研制 3.35 m 通用氢氧末级^[3]及 5.2 m 直径整流罩,形成 CZ-8 改进型火箭。整个系列构型梯度合理、模块通用强、性价比高。

1.1 CZ-8 基本型火箭

长征八号基本型全箭总长约 50.3 m,起飞质量约 358 t,起飞推力约 480 t。700 km SSO 运载能力最大可达 5.5 t,运载效率为国内同等级别火箭最高水平。在基本型火箭基础上去掉两个助推器,700 km SSO 运载能力约 3 t。基本型两种构型的主要特点如图 3 所示。

两型火箭可满足中国航天后续 90% 以上的中低轨发射任务需求。

1.2 CZ-8 改进型火箭

CZ-8 改进型(CZ-8G)运载火箭换装通用氢氧末级和更大直径的整流罩,可满足有效载荷增重、使用包络及入轨高度等要求,进一步提升中低轨有效载荷发射能力,满足中国未来通信、导航及遥感等低轨巨型星座组网发射的迫切需求。CZ-8 基本型与

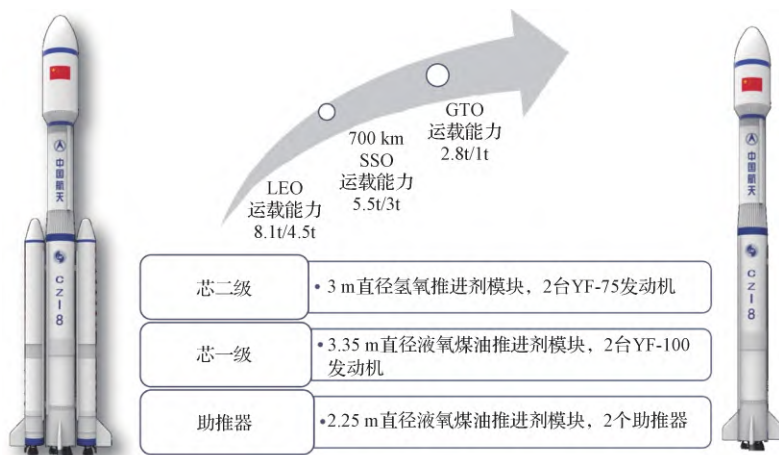


图 3 CZ-8 基本型火箭(含无助推器构型)

Fig. 3 Basic LM-8 configurations (including no-side-booster configuration)

改进型的比对如图 4 所示。

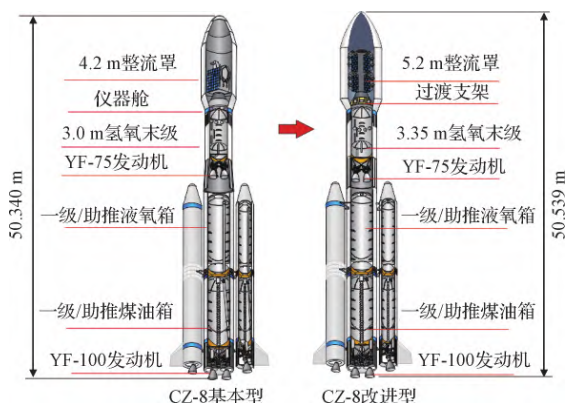


图 4 CZ-8 改进型与基础型的对比

Fig. 4 Comparison of the upgraded version and the basic version of LM-8

CZ-8G 同样为两级半火箭: 芯一级为直径 3.35 m 的液氧煤油推进剂模块, 采用 2 台 YF-100 发动机, 发动机具备推力调节能力, 与 CZ-8 基本型相同; 芯二级为新研的 3.35 m 直径氢氧末级, 采用 2 台 YF-75H 发动机; 捆绑 2 个 2.25 m 直径液体助推器, 采用 1 台 YF-100 发动机, 与 CZ-8 基本型状态一致; 采用 5.2 m 直径整体吊整流罩。全箭总长约 50.5 m, 起飞质量约 371 t, 起飞推力约 480 t, 700 km SSO 任务运载能力不低于 6400 kg。

2 CZ-8 基本型火箭关键技术

CZ-8 基本型采用模块化组合的研制理念, 但模块跨系列组合后面面临全剖面的适应性问题, 包括总体设计的适应性、实时飞行的适应性、地面设施的适

应性等。总体设计中, 面临低成本快速获取全箭动特性的需求, 同时深低温模块需适应浅箱二次启动的新剖面, 面向市场需解决大量异构卫星的快速布局与安全性分析问题。实时飞行中, 载荷条件超出模块承载能力, 如何有效降低载荷成为挑战。而为解决发射工位短缺的瓶颈, 需开展地面设施快速兼容性设计。综上, 解决了如下关键技术。

2.1 全箭模态虚实融合精细化预示技术

针对动特性低成本精准量化需求, CZ-8 取消了全箭模态试验, 提出基于连接刚度敏感度的模态分析、局部三维精细化建模的振型斜率预示等方法, 解决动力学模型准确性量化评估和试验数据缺失下传统梁模型难以预示局部振型斜率的难题^[5-6]。全箭模态模型虚拟组装采用“五步走”的工作流程, 如图 5 所示。

全箭动特性参数预示误差小于 2%, 研制周期缩短 12 个月, 并节省了大量的试验经费。

准确预测动力学模型由于无法应对连接部位和界面的力学特性而受到阻碍^[7], 因此模态实验曾被认为是火箭研制过程中必不可少的重大试验项目, 历史上未曾开展模态试验的火箭均发生了重大故障^[8]。CZ-8 成为首个未开展全箭模态试验并首飞成功的中型捆绑火箭, 其第二次飞行在取消助推器和更换整流罩后, 同样采用了仿真预示的方法获取动力学参数并飞行成功。上述实践为重型运载火箭、新一代载人登月等大型运载火箭取消全箭模态试验提供借鉴意义。

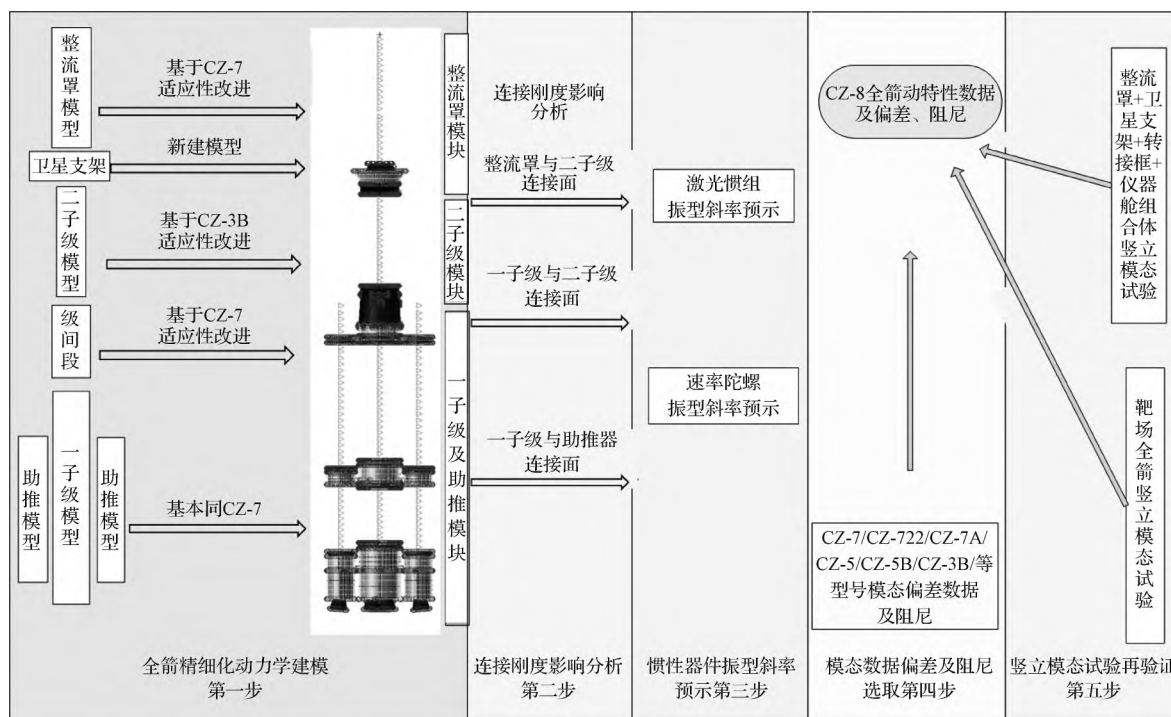


图5 全箭模态虚实融合精细化预示技术

Fig. 5 Modal prediction technologies with virtual-real fusion

2.2 微重力下深冷推进剂“刚体/两相流体”耦合特性预示技术

CZ-8 基本型的氢氧末级主要用于发射地球同步转移轨道 (GTO) 在面临 SSO 发射任务的新飞行剖面时,需采用“末级滑行+二次短时工作”的模式以提高运载能力,由此带来大气枕、微重力环境下深低温推进剂气液两相流场精确预示与控制的迫切需求。其中,发动机入口压力需求高、补压系统相对于大气枕条件的增压能力不足,对微重力下低温贮箱压力变化、推进剂运动特性的预示精度和控制均提出了更高要求,是决定发动机二次起动成败的关键难题。

CZ-8 攻克了“六自由度刚弹动力学-流体动力学”跨专业联合贮箱压力预示这一关键技术,建立了跨专业联合仿真平台,如图6所示^[9]。本技术大幅降低深低温推进剂箱压等指标预示偏差,提高了微重力环境下低温贮箱压力设计水平,有效提升 SSO 运载能力达 10%。

2.3 异构群星快速布局及近远场联合仿真技术

随着卫星种类及数量的急剧增加,异构卫星如何布局、在狭小的空间下如何操作,已成为影响共享发射效率的重要因素。并且,卫星数量大幅增多后,

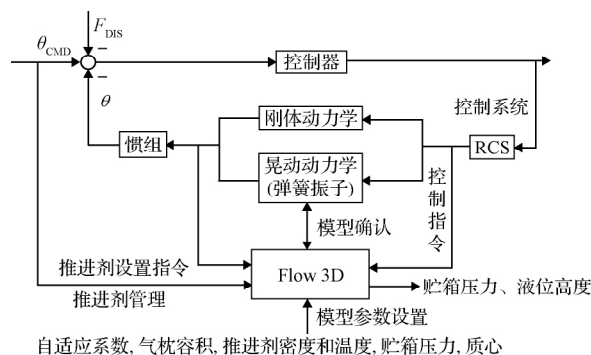


图6 多专业联合贮箱压力预示仿真

Fig. 6 Joint multi-disciplinary simulation of the tank pressure

近远场分离安全性设计等涉及的优化参数呈指数增长。CZ-8 为了加快多星发射的论证实施过程,研制了上下游专业联动设计的集成开发平台。

该技术通过禁忌搜索与差分进化相结合的降阶优化和智能算法,解决多源卫星在复杂约束下快速布局与近场安全性的动静联合优化问题,压缩偏差传递带来的设计余量 30%。该技术将迭代速度由周级缩减至分钟级,任务论证及产品响应速度从 18 个月压缩至 3 个月。

2.4 基于主动力调节的飞行剖面减载优化方法

CZ-8 通过模块组合后发现,其二级结构的承载

不能满足飞行剖面的需求,特别是弯矩指标,已大于结构的承受能力,如图 7 所示。

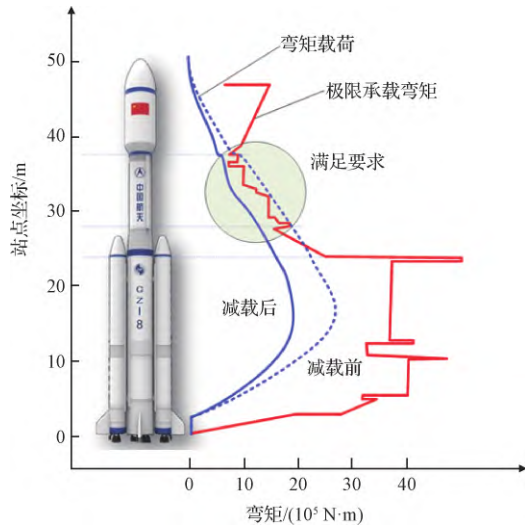


图 7 弯矩载荷

Fig. 7 Bending moment load

CZ-8 提出以箭体承载为约束、发射概率为目标、多种载荷控制技术联合为手段的逆向设计方法,将准实时弹道风修正、主动减载、载荷精细化等方法首次在液体火箭中集成应用,减载效果达 44.9%。有关此方面的详细讨论可参考文献[10-12]。

2.5 基于流量调节的大推力液体发动机推力调节技术

为了减小飞行中的动压,在大气层内飞行时采用了主动节流技术,将发动机推力降低至 75%。采用高精度流量调节器,通过步进电机精确调节控制调节器流量实现发动机飞行中实时、精确大范围连续推力调节^[13-14]。

发动机推力大范围调节时泵后煤油压力显著变化^[15]。为了确保伺服机构在推力下降的工况下仍可靠工作并满足控制特性的要求,提出伺服机构液动机能源匹配方法和恒速流量调节装置设计方法,实现引流能源功率与液压能源功率合理匹配、发动机引流压力大范围变化下的恒速稳定控制。飞行结果如图 8 所示。

2.6 强自主性的上升段飞行控制方法

CZ-8 基本型火箭提出了一种跨滑行段的迭代制导控制方法:在二级一次飞行段以亚轨道为终端目标,在滑行段自主控制滑行时序,在二级二次飞行段以最终目标轨道为终端目标。首次实现了大气层

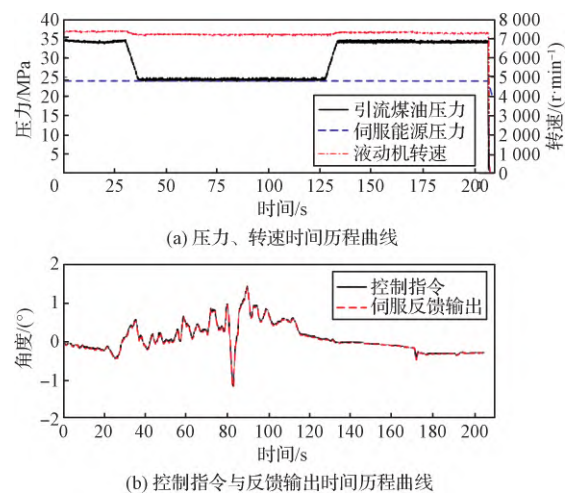


图 8 伺服机构在推力调节过程中的工作情况

Fig. 8 Working conditions of the servo mechanism during throttling

外“动力-滑行-动力”全程优化,提升偏差适应能力。

在 CZ-8/Y2 任务中提出了一种滑行段姿态变化率主动抑制的自主补偿制导方法,其工作原理如图 9 所示^[16]。在二级一次关机前插入以主动力为控制力的姿态调整过程,满足滑行起始时刻的姿态精度,并预测和补偿由此带来的关机状态误差。该方法降低了滑行段因晃动带来的换热换质对箱压和温度的影响,支撑了浅箱启动的设计。

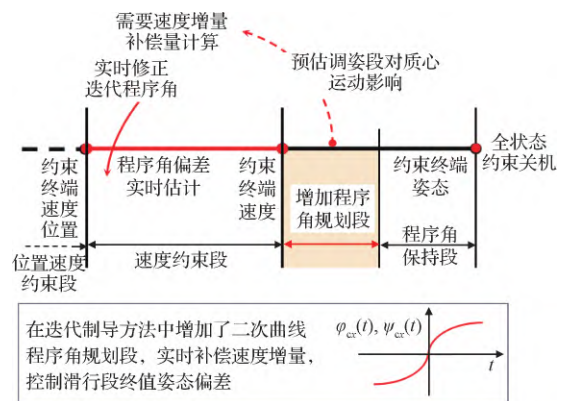


图 9 考虑终端姿态约束的自主补偿制导方法

Fig. 9 An autonomous compensation guidance method considering terminal attitude constraints

在二级二次飞行段提出了一种速度补偿的变目标解析制导方法,实时补偿迭代程序角偏差导致的后效冲量偏差,并将其转换为新的制导关机量,从而将制导终端目标由关机点拓展至入轨点。该方法将

半长轴偏差降低了一个数量级。

针对取消全箭模态试验后箭体动力学特性可能存在较大偏差的可能性,提出了自适应增广控制方法,引入弹性能量在线获取模块,实时提取飞行中的弹性能量信号,设计自适应律为弹性能量的函数。当控制指令中含有较强的弹性运动信息时,在线减小增益、调整网络参数以增强滤波,减弱弹性振动影响^[17]。其原理框图如图10所示。

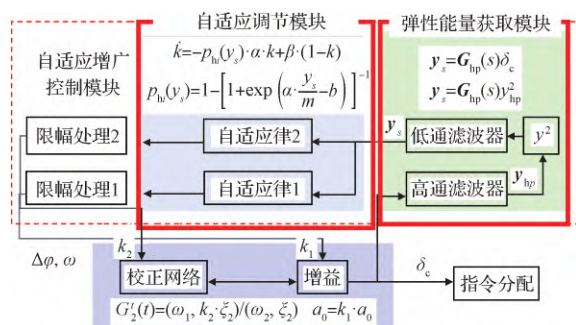


图10 弹性自适应增广控制

Fig. 10 Elastic adaptive augmented control

2.7 高可靠自主诊断和容错控制技术

为降低成本简化系统配置,CZ-8不再采用三冗余惯组配置,而是简化为双惯组,因此无法实现故障下的“三取二”表决。提出了利用GPS信息辅助以及滑行段基于哥氏加速度的故障诊断技术,解决了惯性测量系统故障定位、隔离与系统重构的难题。

针对速率陀螺振型斜率极性在飞行中随着推进剂消耗而反转(受可安装位置的限制)的问题,提出了基于在线加权融合的虚拟测量方法,确保振型斜率在飞行全程不变,实现一阶弹性稳定控制。

针对姿控喷管极性错误(长征系列火箭曾经发生的故障之一)引发的失利,提出了基于状态观测器辨识总力矩从而对极性错误进行确认和重构的方法,可在极性故障下自主挽救任务。具备各控制通道喷管极性错误、安装错误、软件接口错误等故障情况下的应急处理能力,提高了飞行可靠性和智能化水平。

更为详细的讨论可参考文献[18]。

2.8 空间与结构强约束下地面支持系统重构优化

CZ-8首次采用了模块化“Z”字型摆杆结构,可根据不同型号需求进行整体快速更换,解决了长轴联动、大跨度异型摆杆快速摆开难题,达到了同一套

摆杆系统适应四型运载火箭的使用要求。

基于结构约束提出了倒“U”型低温介质加注管路布局方案,解决了在势能快速变化的不利影响下低温介质流动多目标调控与评估难题。

3 CZ-8改进型的研制

改进型火箭面临运载能力提升、整流罩尺寸增大、可靠性提升等需求,需将现有的3 m直径氢氧末级升级为3.35 m直径,并提升发动机性能,开展增压、结构、发动机、电气等关键技术攻关,具体如下。

3.1 氢氧末级闭式增压设计与验证技术

目前现役火箭的氢氧末级氢箱均采用开式自生增压方案,从发动机引出氢经换热器加热后,通过自生增压管进入氢箱进行增压。飞行过程中氢箱压力达到氢保险阀打开压力时氢保险阀打开排气,保证贮箱结构安全。

开式自生增压方案系统简单、技术成熟,但存在保险阀关不上的成败型单点失效环节,对保险阀单机可靠性要求极高。开式自生增压的增压气体利用效率较低,易造成工质和能源的浪费,对提高运载能力不利^[19]。

为避免上述风险以及提高推进剂利用的效率,增压输送系统氢箱采用闭式自生增压。根据设计方案并结合发动机端气氢来流状态和电磁阀动作特性,完成增压电磁阀压力带精细化设计,验证了闭式自生增压设计方案的可靠性。

3.2 大直径氢氧共底贮箱设计与制造技术

针对液氢/液氧介质共底贮箱,目前中国仅有CZ-3A系列3 m直径氢氧双层蜂窝夹层真空共底的研制经验^[20]。由于蜂窝夹层共底结构为非完全密封的空腔,存在回吸空气现象;若出现推进剂紧急泄出情况,共底温度回升会导致回吸的空气膨胀,存在共底结构受到破坏的风险。CZ-8G氢氧末级共底贮箱拟采用PMI(Poly methacrylimide)夹层共底结构^[21],可将旋压金属夹层空腔全部填充高密度PMI泡沫,在保证结构强度刚度的同时,无需靶场抽真空流程。

为了完成PMI夹层共底结构设计,首先应获取PMI夹层的基础力学性能和失效模式进行综合评估,以确定夹层共底是否满足不同温度工况下的内

压、外压载荷条件,并对共底进行结构设计和有限元分析校核,同时针对连接结构进行设计。相关试验及仿真结果如图 11 所示。

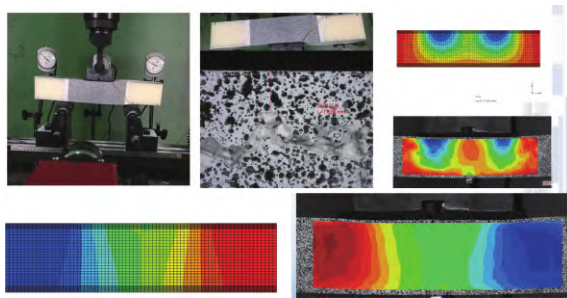


图 11 PMI 夹层结构弯曲试验及仿真

Fig. 11 Bending test and simulation of PMI sandwich structure

3.3 发动机推力提升及验证技术

为提高全箭的运载能力,在保证工作可靠性的前提下,需在现有膨胀循环发动机 YF-75D 的基础上将单机真空推力提升 $1\text{ t}^{[22]}$ 。这使得发动机组件压力水平和涡轮泵转速普遍升高,各组件需开展仿真分析及验证试验,并重新评估工作适应性和工作裕度,必要时开展设计优化改进。

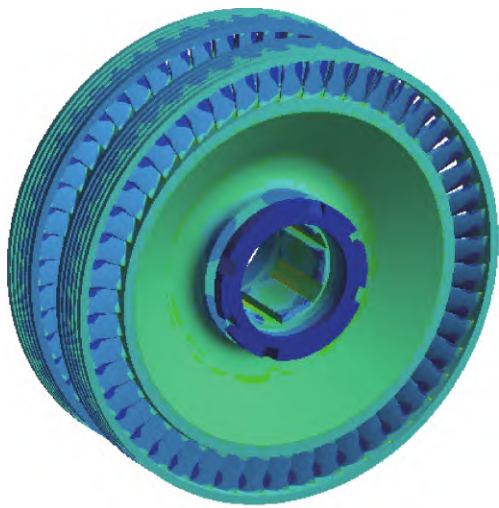


图 12 涡轮应力云图

Fig. 12 Stress nephogram of the turbo-pump

发动机涡轮泵转速提升后,存在工作转速与临界转速裕度不足的风险^[23]。通过开展临界转速影响因素分析并采取相应措施,提升临界转速裕度。同时开展发动机整机拉偏试验、整机级研制及鉴定试车、全系统试车等,确保发动机的适应性并具有一定的工作裕度。

3.4 电静压伺服机构设计与制造技术

与传统电液伺服机构相比,电静压伺服机构(EHA)的元组件更少、配套简化,取消了以伺服阀为主的复杂液压元件,有利于满足大批量生产、验收、交付的需求。另外,电静压伺服机构还具有使用维护便捷、重量轻的优点。样机如图 13 所示。

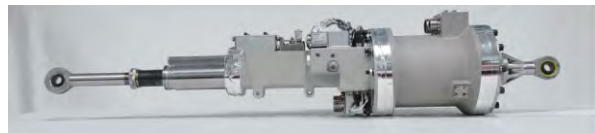


图 13 双余度电静压伺服系统样机

Fig. 13 Prototype of the duplex EHA system

双余度电静压伺服机构采用高集成一体化的模块化设计方案,实现了整体化自足式设计^[24]。双伺服电机泵并联设计实现最大功率输出,单伺服电机泵工作时亦可满足基本摇摆功能需求,从而具备了一度故障容错能力,具有较高的可靠性和安全性^[25]。

3.5 VPX 架构测控与通信设计技术

VPX 架构测控与通信设计技术应用于 CZ-8G 火箭测量系统,按照功能集中式规划、信息集中式管理、设备分布式组合的“集中-分布”式原则,实现统一数据传输与管理、统一供配电,完成遥测参数的采集、处理及传输功能。VPX 架构综合电子技术通过统一化机械接口和电气接口通用化设计,实现舱段级不同产品、不同功能模块的高可重用性,形成标准化产品,缩减型号产品规模和数量,降低成本,适合大规模生产。

分布式模块化综合电子数据综合技术具备任意功能模块“即插即用”能力。全箭采用三级数据综合方式,依次为模块级数据综合、单机级数据综合、系统级数据综合,逐级完成全箭分布式采集数据的汇集综合处理,形成地基遥测和天基测控下行链路 PCM 数据流。系统采用标准化设计方案,集成了传统的数据采集设备、变换设备、基带设备等多个设备,将其以 VPX 背板的形式进行集成化处理,替代传统复杂的系统电缆网络。典型的系统组成如图 14 所示^[26]。

4 CZ-8 系列火箭未来发展展望

CZ-8 系列火箭通过持续不断的技术创新和可靠性成果的工程应用,提升火箭的综合技术性能。

后续结合商业发射工位的应用, 将开展快速测发、面

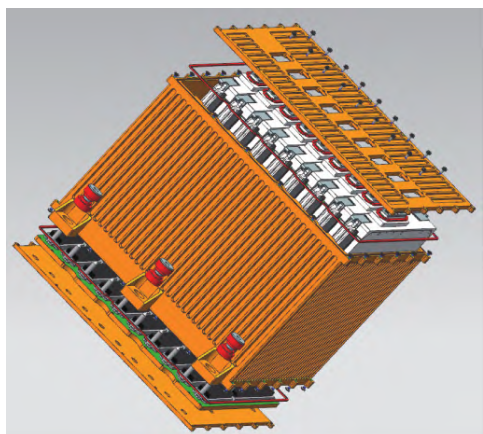


图 14 综合电子设备机箱三维爆炸图

Fig. 14 Three-dimensional explosive view of the integrated electronic equipment

向商业市场改进等工作, 进一步提高火箭的市场竞争力。

4.1 改进型“三垂”测发模式

CZ-8 系列火箭在商业发射工位将采用改进型三垂快速测发模式, 既能满足 7 ~ 10 天快速测发需求, 也可与其他中型火箭(如 CZ-7A 等) 实现兼容, 增大了商业工位适应不同火箭发射需求的能力。测发模式的示意如图 15 所示。

该测发模式充分吸收“三垂”测发模式的优点, 缩减发射区的测试项目, 并尽量保证了火箭在总测区和发射区的测试状态基本一致。同时, 吸收“一平两垂”测发模式地面设备简单和恢复周期短的优点, 采用公路运输车运输 3 个子级模块, 发射区建设固定勤务塔进行吊装。

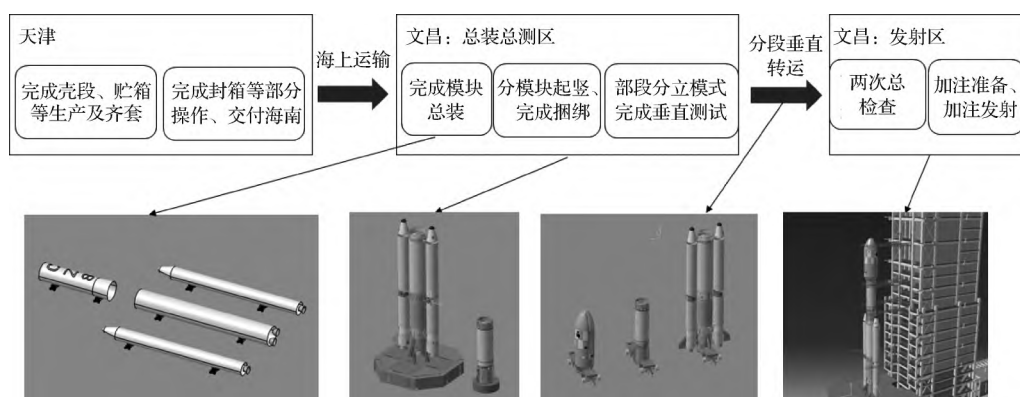


图 15 改进型“三垂”测发模式

Fig. 15 The improved launch mode of vertical assembly, test and transfer

火箭在总测区垂直状态测试完成后, 可以多发火箭垂直状态存储, 处于“待发”状态, 可随时转场至发射区进行测试发射, 实现转场后快速发射, 降低发射区建设规模, 缩短发射准备时间^[27], 进一步提高了高密度发射和快速响应发射的能力。

4.2 面向商业市场的设计方案

CZ-8 在零组部件大规模高效生产的基础上, 将大力推进脉动装配生产线(Pulse assembly lines)。这也是复杂大型装配提高效率和产品发展的必然趋势。图 16 是文昌总装总测厂房年产 50 枚 CZ-8 运载火箭的脉动生产线布局示意图。

在结构设计和制造方面, 新一代运载火箭为追求性能极限, 在贮箱筒段中均采用机械铣实现筒段壁板上网格加筋的精细化生产, 但加工周期较长、对设备要求高。如改用光筒壳方案, 加工周期显著

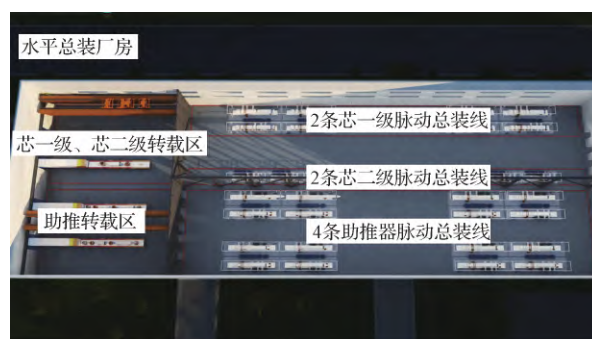


图 16 CZ-8 系列火箭脉动生产线

Fig. 16 Pulse assembly lines of LM-8 family

缩短。箱底传统上采用瓜瓣拼焊制造工艺, 该工艺周期长、焊接要求高。如改用箱底整体成型工艺, 产品一致性好, 加工周期缩短近 80%。

在综合电子方面, 通过电气系统的功能融合和

资源整合,可以进一步降低产品成本。有关这方面的讨论内容可参考 CZ-8 融合型的设计方案^[4 28]。

5 结束语

CZ-8 基本型火箭在三年内完成了研制,并圆满实现了两个构型的首飞,成功将 27 颗民、商卫星精确送入轨道。CZ-8 火箭 700 km 太阳同步轨道运载能力达 5.5 t,改进型的运载能力不低于 6.4 t,应用前景广阔,并具备太阳同步轨道、近地轨道、地球同步转移轨道、地月转移轨道的发射能力,对中国空间基础设施的建设、满足中低轨卫星发射爆发式增长需求具有重要意义。以满足 CZ-8 等中型运载火箭发射低轨巨型星座为牵引,商业发射工位和火箭总装脉动线等也开始建设,开创了中国航天发展的新模式。CZ-8 系列火箭将持续承担以国家航天重大工程为代表的各类载荷发射任务,支撑航天强国建设。

参 考 文 献

- [1] 郝雅楠,祝彬,朱华桥. 全球卫星导航系统发展现状与特点分析[J]. 国防科技工业, 2020(7): 20-24.
HAO Yanan, ZHU Bin, ZHU Huaqiao. Analysis of the development status and characteristics of global satellite navigation system[J]. Defense science and technology industry, 2020 (7): 20-24.
- [2] 唐亮,刘鸿鹏,何慧东. 全球小卫星现状及发展[J]. 国际太空, 2019(6): 36-41.
TANG Liang, LIU Hongpeng, HE Huidong. Status and development of global small satellites[J]. International Space, 2019(6): 36-41.
- [3] CHEN X F, YU L, YUAN H, et al. The new generation of cryogenic liquid-fueled medium-lift launch vehicle [J]. Aerospace China, 2021, 22(2): 3-13.
- [4] 宋征宇,吴义田,徐珊妹,等. 长征八号: 长征火箭系列商业化与智慧化的先行者[J]. 深空探测学报, 2021, 8(1): 3-16.
SONG Zhengyu, WU Yitian, XU Shanshu, et al. LM-8: The pioneer of long march rocket series on the innovations of commercialization and intelligence [J]. Journal of Deep Space Exploration, 2021, 8(1): 3-16.
- [5] SONG Z Y, ZHANG Q S, WANG C, et al. Engine startup with a reduced level of cryogenic propellants under microgravity conditions[J]. Acta Astronautica, 2023, 205: 1-11.
- [6] YANG S T, YUAN H, XU S S, et al. Acquisition of launch vehicle dynamic characteristics based on numerical simulation [J]. Aerospace China, 2021, 22(2): 50-54.
- [7] DOHNER J L. White paper: On the development of methodologies for constructing predictive models of structures with joints and interfaces [R]. Livermore, USA: Sandia National Laboratories, 2006.
- [8] TUMA M L, CHENEVERT D J. Integrated vehicle ground vibration testing in support of launch vehicle loads and controls analysis [C]. The 55th Joint Army-Navy-NASA-Air Force (JANNAF) Conference, Newton, USA, December 8-12, 2008.
- [9] 王夕,王珏,容易,等. 微重力下低温贮箱内推进剂相变仿真模型研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2018(1): 36-40.
WANG Xi, WANG Jue, RONG Yi, et al. Computational research on phase change model for cryogenic propellant in microgravity[J]. Missiles and Space Vehicles, 2018(1): 36-40.
- [10] 袁赫,李静琳,宋征宇. 运载火箭飞行载荷联合优化控制技术[J]. 宇航学报, 2022, 43(10): 1291-1301.
YUAN He, LI Jinglin, SONG Zhengyu, et al. Joint optimal control technology of launch vehicle flight load [J]. Journal of Astronautics, 2022, 43(10): 1291-1301.
- [11] SONG Z Y, PAN H, XU S S, et al. Comprehensive load relief of launch vehicle with the constraints of legacy stages [J]. AIAA Journal, 2022, 60(8): 4991-5003.
- [12] 赵永志,王紫扬,宋征宇,等. 运载火箭加速度计反馈主动减载实施效果评价[J]. 宇航学报, 2022, 43(4): 393-402.
ZHAO Yongzhi, WANG Ziyang, SONG Zhengyu, et al. Assessment on accelerometer based load relief control for launch vehicle [J]. Journal of Astronautics, 2022, 43(4): 393-402.
- [13] LI B, ZHANG R W, ZHANG M, et al. A review of throttling technology development for large-thrust liquid rocket engines [J]. Aerospace China, 2021, 2: 14-24.
- [14] 宋征宇,黄兵,汪小卫,等. 重复使用航天运载器的发展及其关键技术[J]. 前瞻科技, 2022, 1(1): 62-74.
SONG Zhengyu, HUANG Bing, WANG Xiaowei, et al. Development and key technologies of reusable launch vehicle [J]. Science and Technology Foresight, 2022, 1(1): 62-74.
- [15] 李斌. 液体火箭主发动机技术现状与发展建议[J]. 前瞻科技, 2022, 1(1): 75-85.
LI Bin. Technical status and development proposals of liquid rocket engine for space launch vehicle [J]. Science and Technology Foresight, 2022, 1(1): 75-85.
- [16] 何勇,王健,宋征宇,等. 自适应预测补偿的迭代制导方法及其应用研究[J]. 宇航学报, 2022, 43(6): 762-771.
HE Yong, WANG Jian, SONG Zhengyu, et al. Study and application of iterative guidance algorithm with adaptive prediction and compensation [J]. Journal of Astronautics, 2022, 43(6): 762-771.
- [17] SHAO M H, PAN H, WANG G H, et al. Elastic adaptive stability control technology of launch vehicle [C]. International

- Conference on Guidance, Navigation and Control (ICGNC), Virtual Event, August 5–7, 2022.
- [18] SONG Z Y, PAN H, ZHAO Y X, et al. Reviews and challenges in reliability design of long march launcher control systems [J]. AIAA Journal, 2022, 60(2): 537–550.
- [19] 范瑞祥, 田玉蓉, 黄兵. 新一代运载火箭增压技术研究[J]. 火箭推进, 2012, 38(4): 9–16.
FAN Ruixiang, TIAN Yurong, HUANG Bing. Study on pressurization of new generation launch vehicle [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2012, 38(4): 9–16.
- [20] 龙乐豪. CZ-3A 系列运载火箭[J]. 导弹与航天运载技术, 1999(3): 1–6.
LONG Lehao. LM 3A launch vehicle series [J]. Missiles and Space Vehicles, 1999(3): 1–6.
- [21] 胡正根, 吴会强, 王会平, 等. 运载火箭贮箱结构产品化研究与实践[J]. 中国航天, 2022(Z1): 81–86.
HU Zhenggen, WU Huiqiang, WANG Huiping, et al. Research and practice on productization of launch vehicle tank structure [J]. Aerospace China, 2022(Z1): 81–86.
- [22] 陈士强, 黄辉, 张青松, 等. 中国运载火箭液体动力系统发展方向研究[J]. 宇航总体技术, 2020, 4(2): 1–12.
CHEN Shiqiang, HUANG Hui, ZHANG Qingsong, et al. Research on the development directions of Chinese launch vehicle liquid propulsion system [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2020, 4(2): 1–12.
- [23] 窦唯, 刘占生. 液体火箭发动机涡轮泵轴承支撑刚度及轴向位置对转子系统临界转速的影响[J]. 导弹与航天运载技术, 2013(3): 18–22.
DOU Wei, LIU Zhansheng. Effect of turbo-pump bearing supporting stiffness and axial position on critical speed of rotor system in liquid rocket engine [J]. Missiles and Space Vehicles, 2013(3): 18–22.
- [24] ZHANG P, LIU L, ZHAO S J. The dynamics of a high power dual electro-hydrostatic actuator [J]. IEEE International Conference on Aircraft Utility Systems, Guiyang, China, June 12–15, 2018.
- [25] 陈克勤, 赵守军, 刘会祥, 等. 运载火箭大功率多余度电静压伺服机构技术研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2020(4): 79–84.
CHEN Keqin, ZHAO Shoujun, LIU Huixiang, et al. The study on the high power redundant electro-hydrostatic actuator for launch vehicles [J]. Missiles and Space Vehicles, 2020(4): 79–84.
- [26] 赵宏方, 章思严, 夏成竹, 等. 基于 VPX 总线架构的一体化综合测量系统实现[J]. 宇航总体技术, 2021, 5(4): 14–21.
ZHAO Hongfang, ZHANG Siyan, XIA Chengzhu, et al. Realization of novel integrated telemetry system based on vpx bus architecture [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2021, 5(4): 14–21.
- [27] 肖士利, 何巍, 秦旭东. 中国运载火箭测试发射模式发展思路研究[J]. 宇航总体技术, 2021, 5(1): 65–72.
XIAO Shili, HE Wei, QIN Xudong. Research on the development of test and launch mode of chinese launch vehicle [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2021, 5(1): 65–72.
- [28] 周涛, 徐洋, 胡海峰, 等. “长征八号”运载火箭电气系统一体化设计技术[J]. 深空探测学报, 2021, 8(1): 17–26.
ZHOU Tao, XU Yang, HU Haifeng, et al. Integrated design technology of electrical system for the Long March 8 launch vehicle [J]. Journal of Deep Space Exploration, 2021, 8(1): 17–26.

作者简介:

宋征宇(1970–), 男, 研究员, 博士生导师。长征八号系列运载火箭总设计师, 主要从事新一代中型运载火箭和自主制导技术等方面的研究。

通信地址: 北京 9200 信箱 1 分箱(100076)

E-mail: zycalt12@sina.com