

长征五号运载火箭动力系统总体技术分析*

李东¹, 王珏¹, 陈士强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: 简要回顾长征五号运载火箭研制历程, 结合国外运载火箭动力系统发展态势, 系统梳理了长征五号运载火箭动力系统的设计准则和总体方案, 详细介绍了与长征五号有关的新型大推力发动机、循环预冷、低温火箭 POGO (液体运载火箭结构系统与动力系统动特性相互耦合而产生的纵向不稳定低频振动) 抑制、高可靠增压输送、直径 5m 液氧/液氢模块动力系统试车、无人值守测试发射等一系列具有完全自主知识产权的动力系统关键技术。以长征五号运载火箭技术发展为牵引, 提出了低温火箭发动机、全流程自动化测试发射、动力系统故障诊断、先进 POGO 抑制等技术发展建议, 对火箭的长期停放及在轨的使用维护提出了改进建议。

关键词: 运载火箭; 推进系统; 总体设计; 动力技术; 低温火箭发动机; 关键技术

中图分类号: V475.1 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2021) 07-1441-08

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.200666

Key Technology Analysis of CZ-5 Launch Vehicle Propulsion System

LI Dong¹, WANG Jue¹, CHEN Shi-qiang²

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

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

Abstract: The development history of CZ-5 launch vehicle has been briefly reviewed. Combining with the development situation of the launch vehicle propulsion system abroad, the design criteria and overall scheme of the propulsion system of CZ-5 launch vehicle have been summarized. Details of a series of new technologies of propulsion system with independent intellectual property rights during the development led by CZ-5 have been deeply included, including new generation powerful rocket engines, circulation precooling, cryogenic rocket POGO (the longitudinal instability and low frequency vibration caused by the coupling of the dynamic characteristics of the liquid launch vehicle structure system and propulsion system) restriction, high reliability of pressurization transportation system, test run of 5m diameter LOX/LH₂ propulsion system and unattended on-site operation during test and launch stage. At the same time, the new expectations for the future requirements of CZ-5 propulsion technology and maintenance improvement have been suggested, such as continuous improvement of cryogenic rocket engines, whole process automatic test and launch, propulsion system fault diagnosis, advanced POGO restriction and long-termed on standby and on orbit.

Key words: Launch vehicle; Propulsion system; System design; Propulsion technology; Cryogenic rocket engine; Key technology

* 收稿日期: 2020-09-01; 修订日期: 2021-05-05。

通讯作者: 李东, 博士, 研究员, 研究领域为运载火箭总体设计。E-mail: lid_calt@163.com

引用格式: 李东, 王珏, 陈士强. 长征五号运载火箭动力系统总体技术分析[J]. 推进技术, 2021, 42(7):1441-1448.
(LI Dong, WANG Jue, CHEN Shi-qiang. Key Technology Analysis of CZ-5 Launch Vehicle Propulsion System[J].
Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(7):1441-1448.)

1 引言

2020年7月23日12时41分,长征五号运载火箭(CZ-5)在海南文昌航天发射场点火起飞,成功将“天问一号”火星探测器送入预定轨道,此次发射是长征五号运载火箭首次应用性发射;11月24日,又成功发射了“嫦娥五号”月球探测器。2021年4月29日11时23分,长征五号B运载火箭(CZ-5B)将“天和”核心舱发射升空,准确送入预定轨道,标志着我国载人航天工程空间站建造进入全面实施阶段。

长征五号运载火箭于2006年正式立项,经过10年工程研制,型号突破了12类200多项关键技术,开展了各类地面试验2100余项、7000余次。2016年11月3日,首飞并取得圆满成功^[1-2]。其一级半构型长征五号B运载火箭也于2020年5月5日首飞圆满成功。长征五号系列运载火箭是我国运载火箭升级换代的重大工程项目,以大幅提高我国自主进入空间能力为目标,GTO轨道运载能力达14t级,LEO轨道运载能力达25t级,比上一代运载火箭提高2.5倍,位于世界前列,是我国由航天大国迈向航天强国的显著标志。

2 总体构型及动力系统设计

长征五号运载火箭总体构型采用“系列化、组化、模块化”的设计思路,以“一个系列、两种发动机、三个模块”为技术途径,即基于液氧/煤油、液氧/液氢两种低温发动机,箭体直径为5m、3.35m和2.25m三个模块,构建出一个系列6种构型,如图1所示。

在构型论证中,对1000多种总体方案进行了对

比,包括助推采用液氧/煤油+芯级采用液氧/液氢、助推和芯级全液氧/液氢、助推和芯级全液氧/煤油等推进剂组合方案。经过优化设计,确定了助推采用液氧/煤油+芯级采用液氧/液氢的基础构型。该构型能够充分发挥液氧/煤油发动机高密度比冲、液氧/液氢发动机高性能的优点,以及直径5m芯级箭体结构的优势,实现箭体直径、火箭级数、发动机台数及推力组合的工程最优。目前,型谱系列中运载能力最大的两级半构型(CZ-5)、一级半构型(CZ-5B)均已完成首飞验证。

运载火箭的发展不断牵引着动力系统的技术进步,无毒、无污染、全低温主动力技术的大规模应用是长征五号运载火箭的重要技术特点之一。为满足长征五号运载火箭的总体性能要求,并提高火箭的可靠性、安全性和使用维护性,长征五号运载火箭动力系统的研制遵循如下理念和准则:

(1)发展性和继承性相结合:对标国际液体运载火箭动力系统先进技术,不断牵引我国运载火箭技术的发展,同时充分借鉴和利用国内现有的技术基础。

(2)高可靠性设计:基于系统级、单机级、组件内部级三个维度的冗余、容错、容差设计,以及单机组件的高可靠设计,全面提高动力系统的可靠性、鲁棒性。

(3)高安全性设计:实现动力系统在发射场技术中心、发射中心的自动化测试操作,以及发射准备、逆流程等各阶段近端和远端的自动测试发射;在液氢推进剂加注开始后、泄出完成前,满足发射中心无人值守。

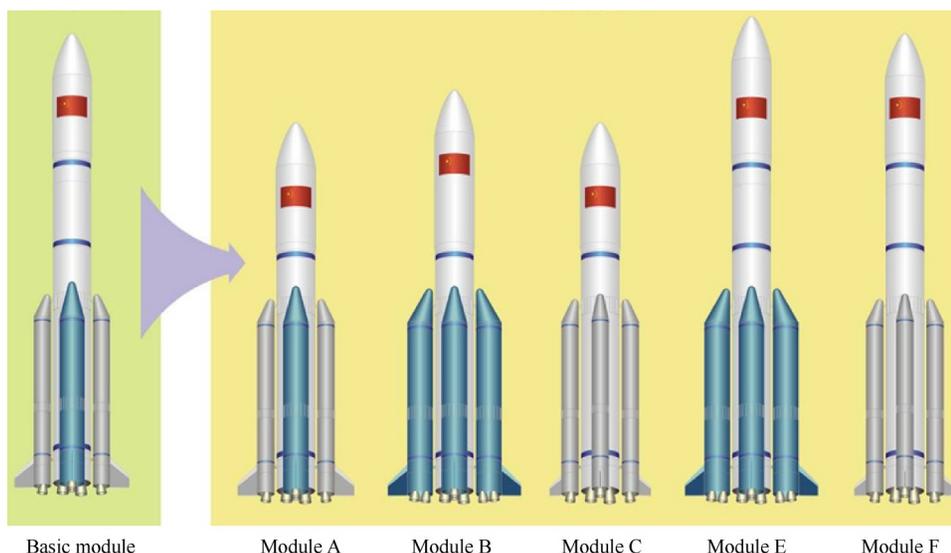


Fig. 1 CZ-5 launch vehicle family

(4)高适应性设计:基于0s脱落气液连接器、统一供配气、循环预冷等方案实现推进剂加注泄出、推进剂输送、供配气系统的一体化设计,降低箭地连接难度、简化测试发射工作程序;大幅提高全箭的任务适应性,具备加注前任意阶段推迟等待,以及液氧、液氢加注后长时间推迟发射能力。

(5)高使用维护性设计:动力系统方案设计以使用维护简单、可靠为目标,满足自动化测试操作的需求,利用实时故障判别、自动冗余切换等措施将对人员的依赖降至最低;减少对火箭最低发射条件的制约,放宽最低发射条件指标。

按照上述构型和动力系统设计准则,长征五号运载火箭芯一级采用直径5m液氧液氢箱自生增压、循环预冷和0s脱落气液连接器方案,设置两台地面推力50t级的YF-77液氧/液氢发动机。助推器采用直径3.35m煤油箱常温氮增压、液氧箱氮加温闭式增压与循环预冷和0s脱落插拔供气连接器方案,设置2台地面推力120t的YF-100液氧/煤油发动机。芯二级采用直径5m液氢箱自生增压、直径3.35m悬挂液氧箱冷氮加温增压、一二级统一供配气和0s脱落紧急排氢连接器方案,设置两台真空推力9t级的YF-75D发动机,可两次起动。芯二级同时设置一套常规辅助动力系统用于滑行段姿态控制与推进剂管理、末速修正和箭体钝化。

3 低温动力系统关键技术

动力系统以发动机为核心,为满足发动机预冷段、起动段、稳态工作段和关机段的供配气、推进剂连续供应、最小泵入口压力(NPSH)等需求,设置增压输送系统。为避免动力系统与结构系统的纵向耦合振动,需要开展POGO(液体运载火箭结构系统与动力系统动特性相互耦合而产生的纵向不稳定低频振动)抑制设计。动力系统试车是系统性考核动力系统内部及与外系统间接口匹配性、参数合理性的重

要试验。动力系统测试是运载火箭执行飞行任务前必不可少的系统状态确定手段。

国外大中型运载火箭普遍采用高性能的低温动力系统,并持续开展技术改进,典型发动机包括航天飞机的SSME发动机、SLS的RS-25E^[3]、Delta 4的RS-68^[4]、通用型末级发动机RL10系列^[5]、阿里安5的Vulcain 2^[6]、H-2A的LE-7A^[7]等液氧/液氢发动机和联盟号的RD-107系列、Atlas 5的RD-180^[8]、Falcon9的Merlin-1D+^[9]、安加拉的RD-191等液氧/煤油发动机。相应的增压输送系统也呈现出简洁可靠、轻质高效、使用维护性友好等特点,加注及发射测试技术自动化程度高。文献[10]对相关内容进行了较为深入、详尽的介绍、研究和总结。

我国低温动力系统研制始于长征三号运载火箭(CZ-3),其改进型长征三号甲系列运载火箭(CZ-3A,CZ-3B,CZ-3C)进一步突破了8t级YF-75发动机、冷氮增压技术等关键技术。长征五号运载火箭的研制突破了大推力发动机、循环预冷、低温火箭POGO抑制等一系列关键技术(如图2所示),推动了低温动力系统设计技术、关键单机研制、地面试验验证、测试发射等方面的进步。图3给出了长征五号运载火箭的主要组成。

3.1 新型大推力发动机技术

3.1.1 120t级液氧/煤油发动机技术

120t级液氧/煤油发动机YF-100以双机构型用于直径3.35m助推器模块,是中国首型自主研发的采用高压补燃循环方式的大推力液体火箭发动机,采用单推力室、同轴泵压式整体结构布局,依靠高压煤油自身起动,化学点火,系统组成见图4^[11]。

YF-100发动机技术跨度大、创新性强,先后突破了73项设计、工艺和试验技术,新研制了50余种材料,关键技术主要包括:大推力液氧/煤油发动机总体结构及布局技术,双机并联发动机起动、关机控制技术,吹除气源装置一体化设计技术,高压大流量推力

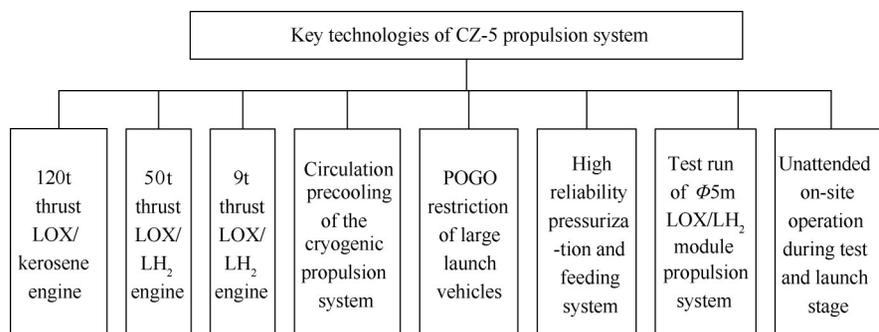
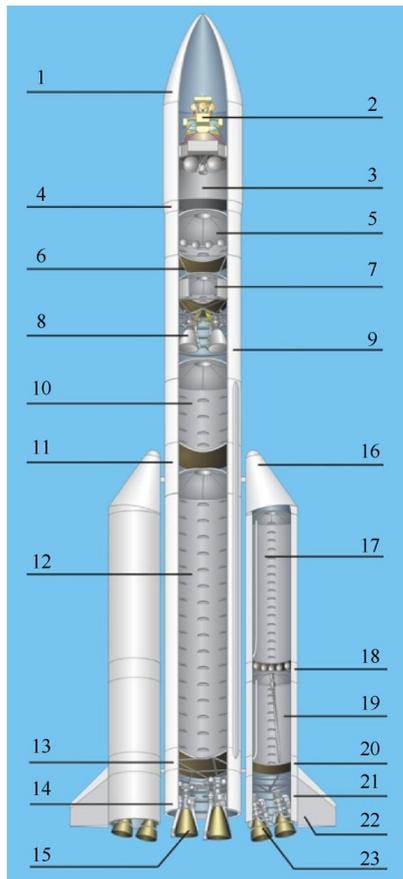


Fig. 2 Propulsion system key technologies of CZ-5



1) Firing; 2) Payload; 3) Payload support; 4) Instrument compartment; 5) LH₂ tank of the second stage; 6) Inter-tank section of the second stage; 7) LOX tank of the second stage; 8) YF-75D LOX/LH₂ engine; 9) Interstage section; 10) LOX tank of the core stage; 11) Inter-tank section of the core stage; 12) LH₂ tank of the core stage; 13) Post transition section of the core stage; 14) Final segment of the core stage; 15) YF-77 LOX/LH₂ engine; 16) Oblique nose cone of the booster; 17) LOX tank of the booster; 18) Inter-tank section of the booster; 19) Kerosene tank of the booster; 20) Post transition section of the booster; 21) Final segment of the booster; 22) Empennage; 23) YF-100 LOX/kerosene engine

Fig. 3 Section view of CZ-5

室冷却及稳定燃烧技术,重复使用后处理技术,大功率同轴涡轮泵技术,富氧燃气发生器技术,高精度混合比、推力调节与控制组件技术等^[11-13]。截至长征五号运载火箭首飞,发动机整机热试车超过 5.7×10^4 s。YF-100 是我国当前单机推力最大的液体火箭发动机,它的研制成功,使中国成为第二个掌握高压补燃液氧/煤油发动机全部核心技术的国家。

3.1.2 50t级大推力液氧/液氢发动机技术

50t级液氧/液氢发动机 YF-77 以双机构型用于直径 5m 芯一级模块,是中国首型自主研发的地面起动型液氢/液氧火箭发动机,真空推力 70t、比冲 430s,采用单推力室、并联双涡轮泵整体结构布局,系统组成见图 5^[14]。相比 YF-75(此前我国最大推力液氧/液氢发动机)^[15],YF-77 真空推力提高了 8 倍,外廓尺寸扩大了 4 倍,推力室室压提高了 2 倍,氧涡轮泵功率提高了 19 倍,氢涡轮泵功率提高了 14 倍,工作过程经历从海平面到真空的严酷飞行力热环境和高过载条件。

YF-77 发动机技术攻关难度大,在研制过程中先后突破了 10 大类 43 项设计、工艺和试验关键技术^[15],主要包括高性能稳定燃烧喷注器技术;高压、大热流推力室热防护技术;整机动力学特性分析与优化设计技术;高压大尺寸燃烧室高频不稳定燃烧和冷却技术;高压、高速介质软管疲劳分析技术;氢氧高压动密封技术;高压、高效液氧/液氢多级泵技术;高可靠、大口径低温阀门技术等。截至长征五号运载火箭首飞,发动机整机热试车超过 3.8×10^4 s。

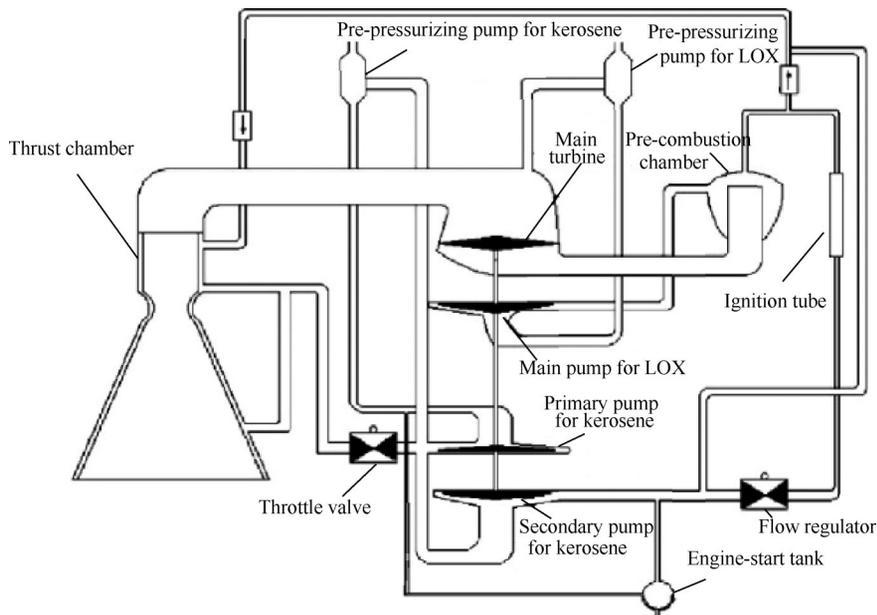


Fig. 4 System compositions of 120t thrust LOX/kerosene high pressure staged combustion engine

3.1.3 9t级膨胀循环液氧/液氢发动机技术

9t级液氧/液氢发动机 YF-75D 以双机构型用于直径 5m 芯二级模块,是中国首款闭式膨胀循环发动机,采用单推力室、串联双涡轮泵整体结构布局,真空比冲超过 443s。YF-75D 充分继承了 YF-75 成熟技术,取消燃气发生器系统以大幅简化系统,提升发动机固有可靠性,具备二次起动和混合比调节功能,系统组成见图 6。

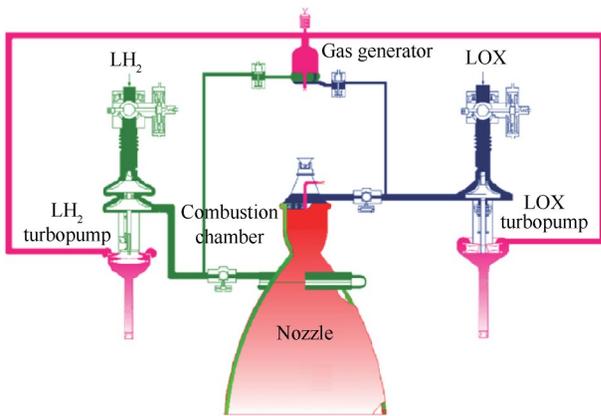


Fig. 5 System diagram of 50t thrust LOX/LH₂ engine

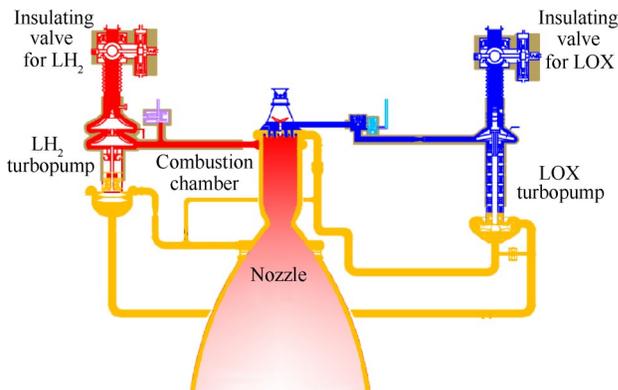


Fig. 6 System diagram of 9t thrust LOX/LH₂ engine

YF-75D 研制过程中突破了以膨胀循环发动机高空二次起动技术,高空环境模拟试验技术,大转速、高效率、长寿命氢涡轮泵技术,低流阻、高换热、长寿命推力室冷却通道设计技术,小通径叶轮粉末冶金成型技术等为代表的设计、工艺、试验关键技术。截至长征五号运载火箭首飞,YF-75D 发动机连续无故障整机热试车超过 3×10^4 s。

3.2 低温动力系统循环预冷技术

为保证低温动力系统正常起动工作,必须对发动机及其增压输送系统进行充分预冷,使其达到设计的起动温度范围(即“预冷好”),避免因不预冷或预冷不充分导致推进剂以气相或气液两相流状态进

入管路和泵等组件,引起泵的气蚀、飞转,压力和流量的波动,失速运行等现象。

长征五号起飞前涉及 2 种、3 型、12 台低温发动机,预冷需求极大,总消耗量达到 10t,为克服多台发动机同时“预冷好”且可靠维持的难题,以及排放预冷带来的地面处理难度大、测发流程复杂、推迟发射适应性差等不足,助推器氧系统、芯一级液氧/液氢系统均采用循环预冷方案,其中助推器和芯一级氧系统为自然循环预冷+氦引射循环预冷,芯一级氢系统为自然循环预冷+电动循环泵预冷;突破了大流量引射循环预冷气液两相耦合、20K 深低温电动循环泵等关键技术,大幅提升了低温动力系统的使用维护性和任务适应性^[16-17]。自然循环预冷、电动循环泵预冷和氦引射循环预冷系统原理如图 7 所示。

3.3 大型低温火箭 POGO 抑制技术

POGO 振动是液体运载火箭最为典型的流固耦合振动,长征五号运载火箭 POGO 抑制设计面临全低温动力系统、两型新发动机、大尺寸结构低频模态密集、安全频率窗口较窄等新问题,为此构建了基于状态空间法的高压补燃液氧/煤油发动机动力学模型和全箭 POGO 抑制仿真分析模型(如图 8 所示),创新性地 将模拟打靶、小波分析等工具应用于系统设计和数据挖掘中^[18];进一步开展了 YF-100 和 YF-77 发动机氧泵动态水力试验,助推器和芯一级氧管路低温动态特性试验,YF-100 氧泵间管路两相流原理性验证试验,助推器、芯一级模块动力系统试车等地面试验,突破了结构-控制-动力强耦合的大型低温液体运载火箭 POGO 抑制设计技术,确保 POGO 抑制设计的可靠性。

3.4 高可靠增压输送系统及新型阀门技术

长征五号运载火箭助推器煤油系统和氧系统、芯一级氢系统、芯二级氧系统飞行过程增压和所有模块射前增压均采用了高可靠的闭式增压方案,通过基于三通道信息融合、增压气路多路冗余的增压控制方法,使增压系统具备二度非共因故障下正常工作、极端故障下控制模式可重构的能力,提升全任务剖面增压系统可靠性和故障吸收能力。芯一级氧系统、芯二级氢系统则采用了简单可靠的开式自生增压方案。

为适应直径 5m 贮箱推进剂出流消漩防塌需求和最大程度减少推进剂不可用量,新研了出流装置,并通过系统级仿真和全尺寸出流试验进行充分考核;为满足全箭“可靠性高、适应性强、安全性好”的研制要求,动力系统解决了大口径高精度阀门、高可靠冗

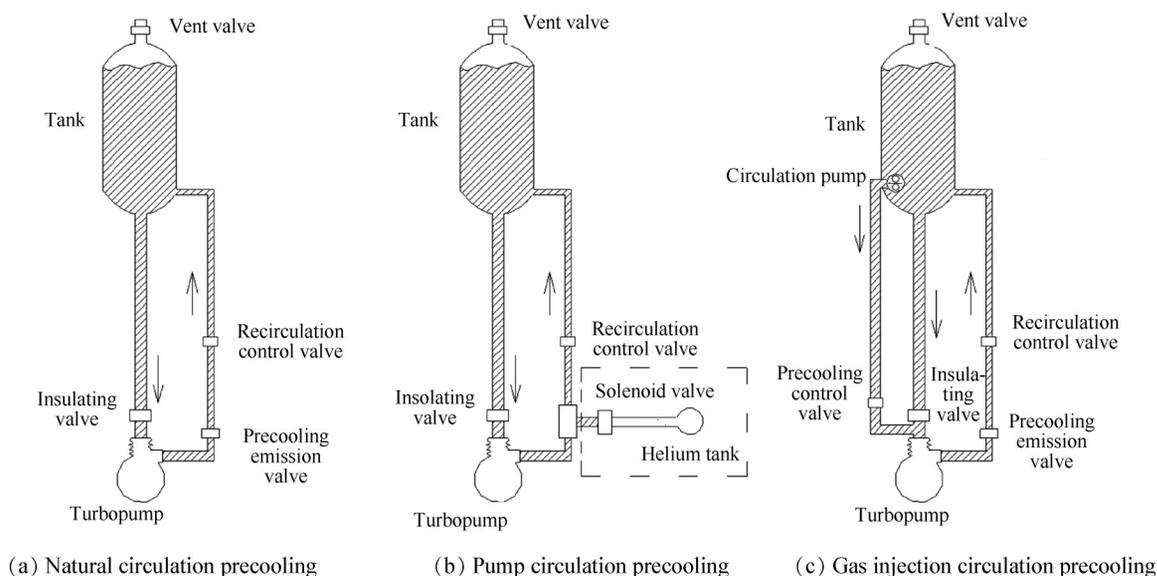


Fig. 7 System diagram of circulation precooling

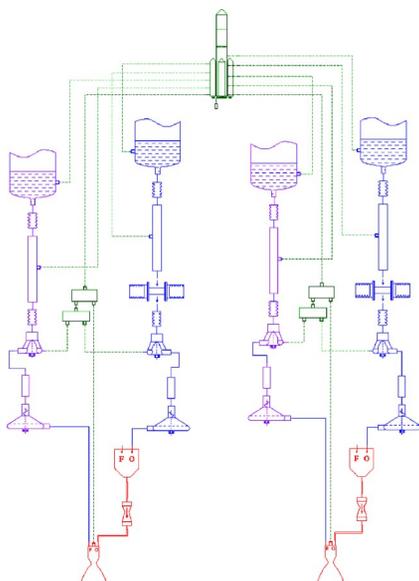


Fig. 8 POGO analysis model based on state-space method

余增压、全箭统一供配气、配气台冗余控制等技术难题。

3.5 5m级液氧/液氢模块动力系统试车技术

在早期运载火箭研制过程中,动力系统试车主要用来验证运载火箭动力系统增压输送与发动机间参数和接口的匹配性、工作协调性,考核多机并联、增压、输送、预冷、排气、射前流程、后处理等一系列关键技术。长征五号研制过程中,动力系统试车技术的内涵获得拓展,参试系统几乎涵盖模块所有的箭上和地面设备(如动力系统、电气系统、结构系统、地面测发控、发射支持系统等),试车流程与射前流程高度匹配,动力系统试车已经成为对模块各系统技术状态验证、充分释放首飞风险的重要试验;同时

动力系统试车积累了箭上力热环境数据,考核箭上设备对真实环境及工作时长的适应性,具备其他试验无法替代的效果。

2015年2月9日至8月17日,长征五号相继圆满完成芯一级、芯二级两个模块、5m级大尺寸液氧/液氢模块四次动力系统试车,是我国时隔20年再次开展液氧/液氢模块动力系统试车,国内最大规模的液氧/液氢低温动力系统地面试验;考核了系统间接口匹配性、低温推进剂加注泄出及后处理方案与操作、系统预案和指挥调度流程^[19]。图9为长征五号芯一级动力系统试车台和试车现场。



Fig. 9 CZ-5 core-one stage test run

3.6 无人值守测试发射技术

长征五号运载火箭全箭液氢加注量超过 430m^3 ,约为现役液氧/液氢模块的10倍。低温液氢加注过程中存在一定的危险性^[20],有可能发生推进剂泄漏等意外情况,对现场操作人员构成安全隐患。

为了提高液氢加注的安全性,低温动力系统突破了液氢自动加注泄出、0s脱落插拔供气连接器、0s脱落液氢和液氧加注连接器、0s脱落紧急排氢连接

器、自动化冗余供配气等关键技术,首次实现我国运载火箭液氧/液氢模块液氢无人值守加注、测试发射,最大限度地确保人员的安全,整体提升了低温动力系统测试发射的自动化水平。

4 低温动力系统后续发展方向

面向未来,长征五号运载火箭将不断推动以低温动力系统为代表的技术改进和使用维护性持续提升,实现从“满足当前任务急需”转化为“形成长远竞争优势”,从“能力的迫切提高”升级为“效率的极致追求”,不断满足国家重大科技工程对运载火箭的需求^[21-22]。

4.1 低温发动机持续改进

长征五号运载火箭三型低温发动机研制过程中突破了大量关键技术,牵引了材料、机械制造、系统仿真、试验等方面的长足进步。对标 RD-180, RS-68, RL10C 等国际一流发动机, YF-100, YF-77, YF-75D 的性能和可靠性验证子样仍显不足,推力较小、推质比低、台数多、系统构成复杂,在支撑更大型火箭研制方面潜力不足。同时,在比冲性能、推力调节、泵入口压力需求、多次起动和使用维护性等方面仍需持续改进,以更好地为全箭任务拓展、性能优化和飞行可靠性提升提供支撑。

4.2 全流程自动化测试发射技术

长征五号运载火箭射前流程为 12h,其中最复杂的为低温动力系统相关项目,主要包括推进剂加注、停放、过冷补加、发动机预冷、气瓶充气等,且需要人员现场干预的项目尚未完全取消。随着机电一体化产品和先进测发控技术的不断发展,低温动力系统全流程自动化测试、加注、发射已成为可能。一方面,需要提高箭地接口的组合化和自动化水平、优化加注流程、减少测发准备时间、推进射前全程无人值守技术的研究和应用;另一方面,需要结合电气一体化最新研究成果,开展地面供气、供液和供电设备小型化、集成化与高可靠研究,有效支撑测发控技术升级。

4.3 动力系统故障诊断技术

动力系统工作过程组件间耦合度高、力热环境复杂、单点失效环节多、动态起动过程复杂、对飞行可靠性影响重大。据不完全统计,世界范围内动力系统是造成运载火箭故障的首要因素,比例超过 50%,是运载火箭实施故障诊断的关键系统。长征五号运载火箭拥有长征系列运载火箭中最为复杂的动力系统,开展动力系统故障诊断技术研究和工程应

用必要性强,研究的重点包括动力系统故障模式、故障判据、处置策略等,同时,应融入全箭故障诊断系统。

4.4 先进 POGO 抑制技术

长征五号运载火箭 POGO 抑制采取了基于膜盒式蓄压器的被动式方案,对膜盒的焊接工艺要求高,空间布局需求大,且当前能量值已几乎达到膜盒式蓄压器的能力上限,存在改进空间。半主动 POGO 抑制方案所用的装置通常是注气式蓄压器,和被动式方案不同,注气式蓄压器有气源供应系统,高压气体经过节流减压后,注入蓄压器维持一定的气液自由面,蓄压器可以按预先设定的规律调节柔度,同时消除了膜盒焊缝,空间布局也更为灵活。而主动 POGO 抑制技术基于消除或衰减振动的思想,可抑制动力系统和多阶结构模态的耦合振动,进一步克服被动式和半主动式 POGO 抑制技术往往只能抑制少数几阶结构模态和推进系统耦合振动的不足。半主动、主动式 POGO 抑制技术是后续改进的重要方向。

4.5 低温动力系统长期停放及在轨技术

长征五号运载火箭具备液氧加注后停放 24h、液氢加注后停放 4h、在轨滑行 1000s 的能力,大幅提升了任务保障能力和适应性。随着窄窗口发射任务及国家重要发射载荷的增加,对地面状态低温运载火箭推迟发射需求已达到一周甚至更多。同时,面对 GEO 直接入轨的巨大优势和深空探测任务需求,有效载荷对运载火箭末级模块长时间在轨滑行提出了更高的要求。低温推进剂沸点低、受热易蒸发、引发箭体极低温环境等,是低温动力系统长期停放及在轨的重大技术难题,有必要尽早开展低温动力系统长时间推迟发射、长期在轨关键技术攻关工作,提升运载火箭的发射适应能力、入轨和深空探测能力。

5 结论

通过本文研究,得出以下结论:

(1) 长征五号运载火箭基于液氧/煤油、液氧/液氢两种低温发动机,箭体直径为 5m, 3.35m 和 2.25m 的三个模块,构建出一个系列 6 种构型, GTO 轨道运载能力达 14t 级, LEO 轨道运载能力达 25t 级。

(2) 长征五号运载火箭动力系统研制过程遵循发展性和继承性相结合、高可靠性、高安全性、高适应性设计、高使用维护性等设计理念和准则,突破了以新型大推力发动机技术、低温动力系统循环预冷技术、大型低温火箭 POGO 抑制技术等为代表的一系列核心关键技术。

(3)长征五号运载火箭将牵引动力系统在低温发动机性能改进、自动化测试、故障诊断、先进 POGO 抑制、长期停放及在轨等技术方向的持续发展。

参考文献

- [1] 龙乐豪, 李平岐, 秦旭东. 我国航天运输系统 60 年发展回顾[J]. 宇航总体技术, 2018, 2(2): 1-6.
- [2] 李 东, 王 珏, 李平岐, 等. 我国新一代大型运载火箭长征-5 首飞大捷[J]. 国际太空, 2016(11): 1-7.
- [3] 张绿云. 2019 年美国 SLS 重型运载火箭研制进展[J]. 国际太空, 2020(3): 30-36.
- [4] United Launch Alliance. Delta IV Payload Planners Guide[Z]. USA: Centennial Co., 2013.
- [5] Joseph F. Baumeister. RL10 Engine Ability to Transition from Atlas to Shuttle/Centaur Program [R]. NASA/TM-2015-218736.
- [6] Edouard Perez. Ariane 5 User's Manual Issue 4 [Z]. France: Evry-Courcouronnes Cedex-France: Ariane-space, 2004.
- [7] National Space Development Agency of Japan. H-IIA User's Manual (Second Edition) [Z]. Japan: Minato-ku Tokyo, 2001.
- [8] Mark Wilkins, George Sowers. Atlas V Launch Service User's S Guide [Z]. USA: United Launch Alliance, Lockheed Martin, 2010.
- [9] Space Exploration Technologies Corp. (SpaceX). Falcon User's S Guide [Z]. USA: Hawthorne CA, 2020.
- [10] 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.
- [11] 谭永华, 杜飞平, 陈建华, 等. 液氧煤油高压补燃循环发动机深度变推力系统方案研究[J]. 推进技术, 2018, 39(6): 1201-1209. (TAN Yong-hua, DU Fei-ping, CHEN Jian-hua, et al. Study on Deep Variable Thrust System of LOX/Kerosene High Pressure Staged Combustion Engine [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(6): 1201-1209.)
- [12] 刘红军. 液氧/煤油发动机稳态参数分布特性的仿真[J]. 推进技术, 2004, 25(5): 385-387. (LIU Hong-jun. Monte Carlo Simulation on Static Characteristics of a Liquid Oxygen/Kerosene Staged Combustion Cycle Engine [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2004, 25(5): 385-387.)
- [13] 王 枫, 李龙飞, 张贵田. 液氧煤油补燃发动机喷注器高频燃烧不稳定性的试验研究[J]. 宇航学报, 2012, 33(2): 260-264.
- [14] 许 健, 赵 莹. 50 吨氢氧火箭发动机阀门研制技术 [C]. 大连: 中国航天第三专业信息网第三十八届技术交流会暨第二届空天动力联合会议, 2017.
- [15] 郑大勇, 陶瑞峰, 张 玺, 等. 大推力氢氧发动机关键技术及解决途径[J]. 火箭推进, 2014, 40(2): 22-27.
- [16] 陈士强, 范瑞祥, 张曙辉, 等. 引射循环预冷回流低温贮箱流动与传热特性研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2017, (3): 36-40.
- [17] 黄 兵, 陈士强, 李 东, 等. 低温运载火箭液氢自流预冷系统特性研究[J]. 载人航天, 2016(3): 334-337.
- [18] 王庆伟, 谭述君, 吴志刚, 等. 大型液体火箭结构纵横扭振动与推进系统耦合 (POGO) 稳定性分析[J]. 振动与冲击, 2016, 35(10): 167-173.
- [19] 刘瑞敏, 卜 玉, 孙 德, 等. 新一代运载火箭动力系统试车总体试验技术研究[J]. 火箭推进, 2017, 43(1): 72-77.
- [20] 黄 兵, 陈士强, 李 东, 等. 低温推进剂地面加注停放阶段蒸发量分析[J]. 低温工程, 2016(2): 54-59.
- [21] 鲁 宇. 中国运载火箭技术发展[J]. 宇航总体技术, 2017, 1(3): 1-8.
- [22] 陈士强, 黄 辉, 邵业涛, 等. 航天动力系统未来需求方向及发展建议的思考[J]. 宇航总体技术, 2019, 3(1): 62-70.

(编辑: 史亚红)