

新一代固液捆绑运载火箭研制及创新

洪 刚¹, 李红兵², 范 鑫¹, 杨 帆², 杨 赟²

(1. 上海航天技术研究院, 上海 201109; 2. 上海宇航系统工程研究所, 上海 201109)

摘 要: 长征六号甲运载火箭是我国首款固液捆绑运载火箭, 相比固体捆绑运载火箭, 其总体优化设计、力热环境预示、联合摇摆控制、无人值守等一系列技术方面有新的突破, 推动了我国运载火箭技术的进一步发展。长征六号甲运载火箭作为我国后续新一代运载火箭的主力构型, 在火箭系统设计、成本管控及数字化应用方面, 进行了技术及管理流程的创新。本文对火箭研制历程、技术特点、流程创新和数字化应用进行了论述, 提出了我国运载火箭的后续发展方向。

关键词: 长征六号甲运载火箭; 固液捆绑; 运载火箭; 火箭系统设计

中图分类号: V 421.4

文献标志码: A

DOI: 10.19328/j.cnki.2096-8655.2022.05.001

Development and Innovation of the First Solid-Liquid Bundled Launch Vehicle in China

HONG Gang¹, LI Hongbing², FAN Xin¹, YANG Fan², YANG Nan²

(1. Shanghai Academy of Spaceflight Technology, Shanghai 201109, China;

2. Shanghai Aerospace Engineering Research Institute, Shanghai 201109, China)

Abstract: The Long March 6A (CZ-6A) launch vehicle is the first solid-liquid bundled launch vehicle in China. A series of new technologies brought by solid bundling, such as overall optimization design, mechanical and thermal environment prediction, joint sway control, and unattended operation, have broken through, which greatly promote the development of rocket technology in China. As the main configuration of the subsequent new generation launch vehicle, the CZ-6A launch vehicle has carried out technological and management innovations in the rocket system design, cost control, and digital application, laying a solid foundation for the success. In this paper, the development history, technical characteristics, process innovation, and digital application of the CZ-6A launch vehicle are summarized, and the future development tendency of the launch vehicle is put forward.

Key words: Long March 6A (CZ-6A) launch vehicle; solid-liquid bundled; launch vehicle; rocket system design

0 引言

长征六号甲(Long March 6A, CZ-6A)运载火箭是我国首款固液捆绑运载火箭, 是长征六号改系列中型运载火箭的基本型和优先发展型火箭, 由上海航天技术研究院抓总研制, 主要用于发射太阳同步轨道及低地球轨道飞行器。长征六号甲运载火箭在新一代液体火箭发展的基础上捆绑固体助推器, 形成了我国首款固液捆绑运载火箭。该火箭技术上充分发挥了固体发动机推力大、液体发动机比冲高的技术优势, 管理上开展了研制流程和数字化

研制的应用与探索, 形成了一款低成本、高可靠固液捆绑运载火箭。

长征六号甲运载火箭于2022年3月29日在太原卫星发射中心成功首飞(如图1所示), 将浦江二号和天鲲二号卫星送入预定轨道, 并精确入轨, 这标志着我国突破了火箭固液捆绑技术难题, 为后续航天器按需发射及航天强国建设奠定了坚实基础。

1 研制背景和历程

增大运载能力、降低发射成本、提高系统可靠

收稿日期: 2022-07-08; 修回日期: 2022-08-25

作者简介: 洪 刚(1976—), 男, 硕士, 研究员, 主要研究方向为运载火箭总体设计。



图 1 长征六号甲火箭发射场景

Fig. 1 Launching of the CZ-6A launch vehicle

性一直是世界运载火箭研制最为关切的要点。采用高性能液体芯级、捆绑固体助推器的构型正是解决这些问题的一个有效途径。由于充分发挥了液体发动机比冲高、工作时间长以及固体助推器推力大、成本低的优势,这种构型配置已逐渐成为当今航天运载火箭的主体模式之一。从 20 世纪 60 年代起,美国就开始致力于在已有的大、中型运载火箭上挖掘潜力,如德尔它和宇宙神系列火箭、航天飞机等,都通过固体助推器捆绑液体芯级的改进途径有效地提高了火箭的运载能力,取得了显著的效益^[1-9];欧洲的阿里安火箭和日本的 H 系列火箭都效仿美国,也都采取了相同的模式。中国航天经过 60 多年的发展,形成了“长征”系列火箭,之前捆绑火箭均使用液体助推器。随着新一代运载火箭的不断发展,CZ-5、CZ-7、CZ-8 系列火箭都使用了液氧煤油助推模块,通过模块的组合形成不同的火箭构型。

为满足我国中大型卫星发射需求及新一代运载火箭型谱建设需要,长征六号改系列运载火箭在新一代液氧煤油动力系统的基础上,采用模块化、组合化、系列化设计,通过不同数量固体助推器和液体芯级组合形成合理运载能力台阶、性价比较高的运载火箭系列。

2018 年,长征六号改系列中型运载火箭正式批复立项,以长六甲运载火箭构型作为型谱系列的基本型开展研制。2022 年 3 月长征六号甲火箭首飞任务取得圆满成功,作为我国第一款固液捆绑运载火箭,标志着我国新一代运载火箭家族再添新成员,

进一步完善了我国新一代运载火箭的型谱,对我国运载火箭的发展意义重大。

2 总体方案及主要技术特点

长征六号甲火箭采用两级半构型,捆绑 4 台固体助推器,其组成如图 2 所示。全箭总长 50 m,起飞推力 720 t,起飞质量 530 t。700 km 高度太阳同步轨道(Sun-Synchronous Orbit, SSO)典型运载能力为 4 t 以上,主要用于近地轨道和太阳同步轨道卫星的发射任务,可提供一箭一星、一箭多星等发射服务。

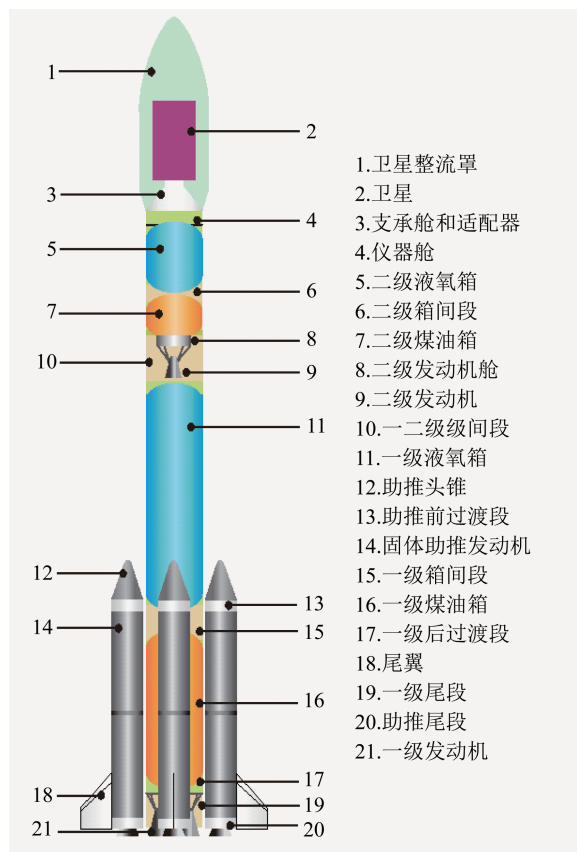


图 2 长征六号甲火箭组成

Fig. 2 Composition of the CZ-6A launch vehicle

一子级直径 3.35 m,采用 2 台推力 120 t 的液氧煤油发动机,发动机可双向摇摆提供控制力矩;二子级直径 3.35 m,采用 1 台推力 18 t 的液氧煤油发动机,发动机可双向摇摆提供控制力矩;捆绑 4 枚直径 2 m 固体助推器,单枚助推器采用 1 台推力 120 t 的固体发动机,发动机可双向摇摆提供控制力矩。通过前、后捆绑连接装置实现与芯级的连接,通过侧推火箭实现与芯级的分离。

标准状态卫星整流罩直径4.2 m,长11 m,由球头、冯卡门段、筒段、倒锥段组成,横向通过爆炸螺栓连接解锁,纵向通过线性装置+爆炸螺栓连接解锁;采用旋转分离方案,分离能源为弹簧推力器。整流罩采用全透波复合材料,可满足卫星测试期间全向远程通信需求。同时根据卫星尺寸,可选择配套不同直径和不同长度的卫星整流罩。

全箭采用“一平两垂”测发模式(水平转运,垂直组装,垂直测试),依托固定发射塔架完成发射。火箭可适应 $-30\sim 40\text{ }^{\circ}\text{C}$ 发射环境温度,在发射场的测发周期短,可实现液氧加注后无人值守。

我国运载火箭前期主要以液体捆绑为主,使用固体发动机后,固体发动机与液体发动机同时工作,带来了需要总体优化、力热环境预示、固液联合摇摆控制等难题。同时,为了适应固体发动机点火后必须耗尽关机的特点,为提高发射安全性,采用了芯级故障诊断技术和无人值守连接器起飞0 s脱落技术等关键技术。

2.1 固液捆绑火箭总体优化

固液捆绑运载火箭的总体设计需要综合考虑各个分系统之间的匹配和优化,形成运载能力最优的总体构型。通过多轮总体各专业间的联合设计,优化了固体发动机工作时间、传力结构特性、固体发动机内弹道曲线形状、发动机喷管膨胀比、飞行弹道、姿态控制策略等,达到运载能力最优的设计目标。

在总体构型论证和分离设计中,针对整流罩气动外形、芯级与助推器相对位置、固体和液体发动机喷流特性、来流与发动机喷流气动干扰下的底部阻力特性、助推分离喷流特性及分离运动特性、芯级羽流与助推器的气动干扰特性等进行了迭代优化,确定了火箭气动布局设计,保证了气动特性数据的正确性。采用基于动网格的多体分离技术,对助推分离喷流特性及分离运动特性进行了研究,保障了助推分离设计的有效性。

由于液体芯级和固体助推在飞行过程中,存在动态耦合现象,因此针对全箭构建了运载火箭纵-横-扭一体化理论分析模型和推进剂贮箱的三维空间板-壳-梁组合模型,通过我国首次单固体发动机助推器状态模态试验及全箭模态试验修正弹性模型,以便正确反映了捆绑火箭全箭复杂空间模态,其典型频率振型如图3所示。

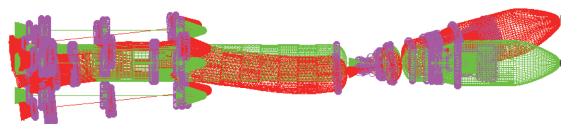


图3 全箭振型模态

Fig. 3 Typical frequency mode of vibration

2.2 固液捆绑火箭力热环境预示

力热环境预示是关系飞行成败的关键因素,条件过于严苛,则相关单机产品研制困难同时成本增加,条件不能有效覆盖,则影响飞行安全。由于缺乏固体捆绑火箭飞行试验数据,因此存在认识不到位的风险。

固体发动机加速性好,但产生的瞬态激励较液体发动机恶劣。从国内外运载的低频正弦振动环境来看,正弦激励主要由运载火箭飞行过程中的瞬态工况引起,增加固液捆绑后由于外激励源增加,通过结构传递引起的振动响应也将有所增大,起飞时刻的力学环境也将更为恶劣。

全箭开展了多轮捆绑火箭全箭力学环境预示分析,同时基于有限元法/统计能量法完成了全箭全频域建模技术研究,建立了箭体全频域仿真模型,开展了全箭声振耦合分析,形成了较为合理的力学环境条件。

由于固体发动机火焰含有大量固体 Al_2O_3 粒子,因此除了高温燃气外,还需要考虑高温粒子的冲刷和辐射热^[10-13]。在研制过程中,针对固-液发动机喷流气固两相流特性,开展了起飞、上升过程不同粒径固体颗粒影响下的干扰流场分布特性研究和干扰激波演变规律研究,揭示了飞行全过程固体颗粒影响下喷流形态分布特性和激波演变机理及其对底部热环境的影响因素,突破了固液捆绑火箭气固两相喷流热环境仿真方法,获得了飞行过程中底部喷流交互反流作用规律和芯级及助推底部热环境分布规律。

针对捆绑火箭产生的扰动气动加热作用,开展了基于数值仿真的助推头锥激波角及干扰区域研究,结合工程算法获得了扰动气动下芯级箭体表面的热环境分布规律。不同颗粒直径喷流流场分布如图4所示,由图可以看出,颗粒直径越大降速增温效果越明显。

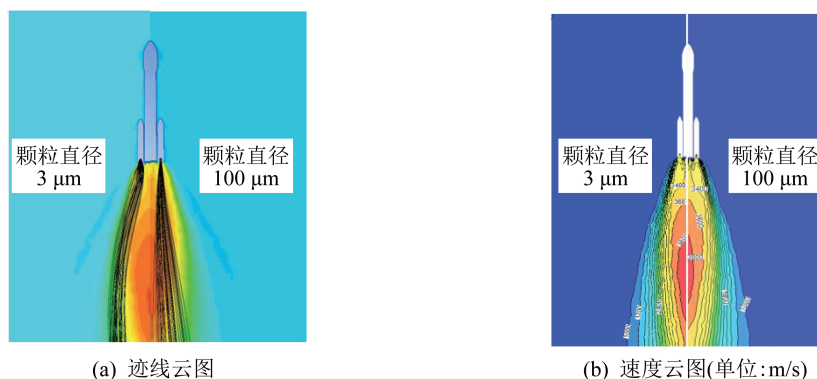


图 4 不同粒径的两相流分布热分析结果

Fig. 4 Thermal analysis results of the two-phase flow distribution with different particle sizes

2.3 固液捆绑联合摇摆控制

火箭飞行姿态稳定是方案设计可行性的重要组成部分。液体芯级捆绑固体助推器后,为确保姿态稳定,要求助推器和芯级同时参与全箭的稳定控制,为此需要建立精确的姿态动力学模型,同时对固体发动机推力不同步、工作时间偏差、关机不同步等情况进行分析,全面评估其对姿控系统的影响,确定合理的发动机摆动方案;需要研究 2 种固液“发动机-伺服系统”回路的动态特性和弹性模态耦合情况下的姿态控制方法,完成控制器及校正网络的设计,最终通过频域、时域仿真,验证方案的可行性。

根据长征六号甲运载火箭特点,开展了固液捆绑火箭联合摇摆姿态控制关键技术攻关工作,主要有三通道耦合性分析和联合摇摆控制分配方案设计。通过多变量频域分析方法完成了三通道耦合性分析,确定三通道对角优势度较好,可以基于主对角元完成姿控设计;提出了合理可行的三通道控制方案,包括芯助分配、伺服机构控制分配。

完成了稳定控制系统设计并通过数学仿真验证。仿真结果表明,联合摇摆控制方案正确,网络设计结果合理;针对 4 台固体发动机推力不同步问题,从起飞漂移、控制能力 2 方面完成姿态控制影响分析,结果显示满足指标要求。

2.4 大功率机电伺服系统技术

固体助推器采用可全向摇摆的潜入式柔性喷管,参与全箭姿态控制。由于摆动力矩较大,需要采用大功率伺服系统,同时固体发动机柔性喷管周围空间狭小、环境恶劣,因此采用伺服电机与传动机构一体化结构设计方案,在确保性能的前提下,

达到小体积及高比功率。

针对 CZ-6A 火箭固体伺服系统大功率、小体积、高精度等技术特点,采用双核 MCU 伺服控制技术;采用 FPGA 芯片实现双路 1553B 通信,DSP 技术实现双路 30 kW 永磁同步电机的精确闭环控制;采用“超前校正+双陷波”控制算法,最终实现固体发动机喷管的高精度和高动态运动控制。采用 270 V 高压大功率锂离子电池给固体伺服系统高可靠供电。

伺服系统产品在研制阶段,完成了伺服系统与锂电池、固体发动机的联合摇摆试验,控制器、伺服机构的可靠性增长试验及可靠性强化试验,对复杂和极限环境工况下的工作能力进行充分验证,产品可靠性评估指标在 0.999 7 以上。

2.5 芯一级发动机健康诊断技术

近几年,国内外对火箭发射安全性提出了很高的要求,尤其是猎鹰 9 火箭在发动机未点火的状态下发生爆炸^[14-16],火箭爆炸后未对在岗人员造成人身安全,值得借鉴和深思。针对火箭发射安全性问题,对燃料加注过程安全性、起飞前点火安全性和故障预案处理进行了关键技术攻关,为确保发射安全,设置了芯一级发动机健康诊断系统。

针对火箭固体发动机点火后不可逆的特点,采用了芯一级液体发动机先点火,点火后由健康诊断系统对发动机状态进行诊断,在确认芯一级发动机状态正常后再进行固体发动机点火的方案,如图 5 所示。当芯一级液体发动机诊断为异常时,则自动实施芯级发动机紧急关机,不再进行固体发动机点火。该方案将固液混合动力有机结合在一起,极大地提高了火箭点火过程的安全性。

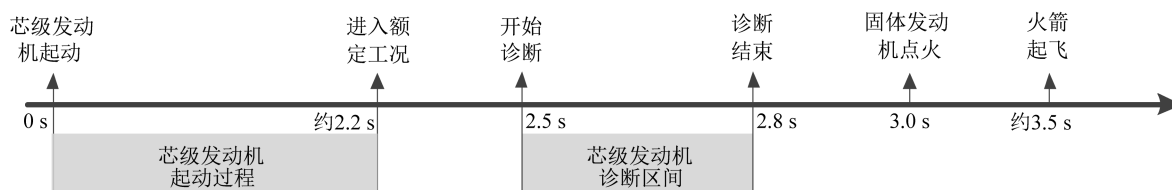


图 5 发动机诊断时序

Fig. 5 Engine diagnostic timing sequence

2.6 火箭发射无人值守技术

为实现无人值守目标,进一步提高火箭发射自动化水平和可靠性,提高故障状态处置的安全性和快速响应能力,从发射流程统筹考虑,开展了液氧加注后前端无人值守的全系统设计。

在国内首次实现芯一级液氧、煤油加泄连接器自动对接、自动脱落技术;芯二级液氧、煤油加泄连接器和整流罩空调送风连接器起飞零秒自动脱落技术,如图 6 所示。全箭在液氧加注前,发射塔架前端无人值守,防止加注过程中出现故障造成人身伤害。同时,一级加泄连接器自动对接、自动脱落,二级加泄连接器起飞零秒自动脱落,即确保推进剂能够正常加注和泄出,还可以根据实际情况灵活调整加注预案,提高发射流程适应性。

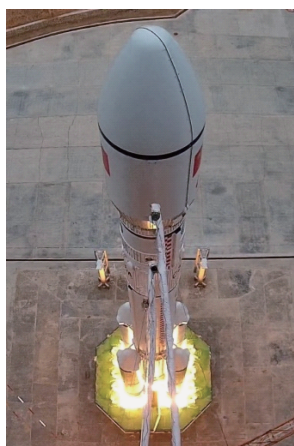


图 6 起飞 0 s 脱落连接器在发动机点火瞬间照片

Fig. 6 Photo of the 0 s takeoff connector at the moment of engine ignition

2.7 分段式固体发动机

与液体助推器相比,固体助推器的优点是起飞推力大、可靠性高、结构简单且成本低,为捆绑式运载火箭的首选^[17-19]。但采用固体发动机时需要根据全箭构型开展迭代优化后,针对发动机开展专项攻关,尤其是作为助推器用发动机,需要在传力结构、

工作时间、内弹道设计等方面进行专项研究。长六甲运载火箭使用 4 台直径 2 m 的分段式固体助推发动机,单台发动机推力 120 t,额定工作时间 115 s。

分段式固体发动机作为助推器,具有与液体芯级捆绑连接、对称 2 台发动机工作同步性要求高的使用特点及难点。该固体助推发动机与液体芯级捆绑连接的主传力点设置在后段壳体筒段部位,为国内外首次,其集中载荷大、受力情况复杂,通过对壳体筒段外部捆绑连接结构优化设计、仿真分析和试验验证,能有效扩散集中载荷,降低对壳体和药柱的影响,实现与液体芯级可靠捆绑与连接。对称 2 台助推发动机采用同批燃料同时混合、同锅药浆一分为二浇注 2 台燃烧室并在相同环境条件下同时固化的工艺措施,并采取同时运输、同地贮存、温度控制等措施有效解决了发动机工作时间偏差难题,实现对称 2 台固体助推发动机工作同步性满足火箭使用要求。这些新技术都在首次试飞中得到了考验。

3 研制创新与探索

CZ-6A 运载火箭 2018 年 10 月立项批复,到 2021 年 7 月合练和试样投产,最终 2022 年 3 月实现首飞。在短短的三年半时间里,在系统设计、研制流程、数字化模式转型等方面进行了创新和探索。

3.1 系统设计与成本控制的结合

低成本火箭是设计出来的,不是省出来的。CZ-6A 运载火箭始终贯彻低成本设计理念,从设计源头奠定降低火箭成本的基础。在项目启动之初即深入贯彻低成本设计理念,广泛进行系列化、通用化、组合化设计,提高火箭系统集成度,充分继承成熟产品和技术,缩短研制周期,降低设计成本。在火箭构型论证时,充分利用固体发动机相比液体发动机结构简单,单机部组件少,可以运用成熟技术的优势,开展了固体助推模块的固液捆绑构型论证工作。采用固体发动机作为助推器,大大地降低

3.2 产品研制流程的优化与创新

1) 针对全周期产品投产策划,创新性地展开了试验产品通用化设计,将模态箭和合练箭合二为一,大大缩短了研制周期,节省了研制费用。研制初期,针对静力试验、模态试验和合练试验的产品投产情况进行了综合评估,对可兼顾产品提出了适应性兼顾需求和系统仿真分析评估,将模态箭适应性改进后,总装成合练箭进行合练试验。将各阶段的产品技术状态控制及改进精确控制到每个组件,在满足模态试验要求的同时,达到了改造后满足合练要求的目的,从而实现产品投产流程的创新简化。

3) 通过全面梳理电气、动力及箭地操作各方面的射前工作项目,简化火箭发射流程。相比常规火箭,射前流程缩短了近3.5 h。通过采用一级加注连接器自动对接和脱落、二级加注连接器和整流罩空调送风连接器起飞零秒脱落、取消二级供气连接器等多项创新性的无人值守技术,最终实现了火箭发射前4.0 h全体工作人员从发射塔架撤离,提高了火箭发射安全性。

3.3 数字火箭的应用与探索

长征六号甲运载火箭从立项伊始就定位为一种数字火箭,充分应用数字化技术与手段,积极探索基于模型的数字化模式转型^[20-22],面向工程总体层面不断探索数字交付与应用新方法^[23-24],实现了一代火箭一代数字化技术的突破。

在研制过程中,深化落实基于模型的型号研制和闭环验证,以设计样机模型-性能样机模型-工艺制造样机模型贯穿型号研制全流程,以虚拟仿真、实物试验实现分层分级的闭环验证,其典型应用层级如图7所示。

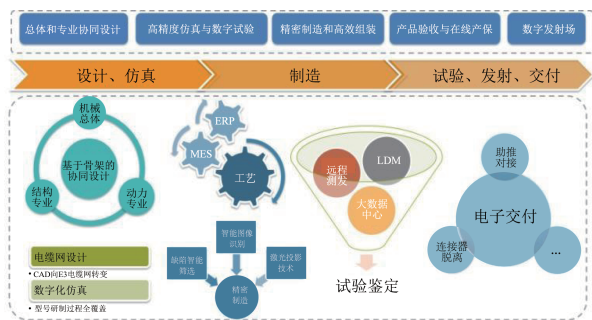


图7 CZ-6A火箭数字化应用层级

Fig. 7 Digital application hierarchy diagram of the CZ-6A launch vehicle

1) 以设计与仿真的闭环验证,提升设计正确性与迭代优化效率。

利用CAD计算机辅助设计手段,基于三维骨架模型,总体、结构、动力专业实现多专业并行协同设计,以贮箱结构快速设计、复材舱体快速设计等8类快速工具有效支撑全箭三维数字样机快速构建。并以三维数字样机为基础,完成了型号研制全流程数字化仿真试验工作,包括全箭气动、晃动、模态、强度、分离、发射场数字化合练等的仿真分析工作,有效提升了设计正确性,提高了迭代优化效率。

2) 基于模型的设计向工艺制造准确传递,提升制造符合性与质量一致性。

以全三维数字模型为统一数据源,基于PDM数据管理平台的统一状态管控,形成数字化设计制造IPT协同模式,开展面向模型的工艺设计和生产转型,实现了研制过程不出一张二维纸质图。构建基于PBOM技术的工艺设计模式,打通“工艺-MES-ERP”数据链路,实现生产过程数字化管理。

3) 以流程化数字化的质量确认,提升总测与飞行试验的操作有效性。

充分利用数字化手段开展试验验证,开展基于各大型试验的试验数据的治理、综合分析与应用工作,围绕数据分析场景,开展数据资产的多维度应用,提升专业数据分析效率。将型号试验数字化平台(LDM)作为数字化平台的重要组成部分(如图7所示),实现总测、发射场的任务流程化、流程表单化、表单结构化,精确指派岗位工作,高效落实质量确认,充分分析多维度数据。构建了前后方互通的数据链路,高效支撑远程测发判读,同步驱动发射场景仿真。

4 结束语

按照我国航天事业发展的统筹规划、分布实施原则,在研制长征六号甲同时,已经在同步研制长征六号改系列其他构型火箭,从总体设计、系统方案、试验验证、产品统型等多维度兼顾其他构型,实现各构型循序渐进,协调发展。同时,采用模块化、组合化、系列化发展路径,通过助推器的调整,可形成单芯级、捆绑2台固体助推器、捆绑4台固体助推器、捆绑通用芯级等多种构型,形成运载能力覆盖范围广、梯度合理、性价比高的运载火箭系列,满足未来卫星多样化的密集发射需求。

长征六号甲运载火箭是我国首次实现的固液捆绑火箭,推动了中国运载火箭技术的进步,实现了中国运载火箭从纯液体火箭到固液捆绑火箭的突破。作为中型运载火箭的主力军,在太阳同步轨道及低轨卫星发射任务中承担重要角色,为我国未来大规模进入太间、开发空间资源提供了坚实基础。

参考文献

- [1] 《中国航天》杂志社. 国外航天器、运载火箭和导弹年表(1987年)[J]. 中国航天, 1987(7): 24-62.
- [2] 王基祥. 苏联航天运载器研究[C]//航天情报研究报告系列文集(7). [出版地不详]: [出版者不详], 1992.
- [3] BROQUERE B, POULIQUEN M, MOAL D L. Liquid and solid propulsion: Comparison and application areas[R]. [S.L.]: AIAA 2004-3899, 2004.
- [4] 刘宝芬, 汤荣芳. 国外运载火箭固体助推器和液体助推器的比较分析[C]//航天发报研究报告系列文集(6). [出版地不详]: [出版者不详], 1991.
- [5] FINGER G W. Launch complex economic factors[R]. [S.L.]: AIAA 1999-4581, 1999.
- [6] 王丹阳. 世界航天运载器大全[M]. 北京: 宇航出版社, 1996.
- [7] 航天部科技情报研究所. 世界导弹与航天[M]. 北京: 北京2813信箱出版发行科, 1987.
- [8] 姿聊. 中国运载火箭技术发展概况[J]. 中国航天, 2003(10): 48-51.
- [9] 李双庆. 各国运载火箭介绍: 德尔它(美国)[J]. 中国航天, 1995(6): 16-20.
- [10] 杨后文, 余永刚, 叶锐. 不同火焰环境下固体火箭发动机烤燃特性数值模拟[J]. 兵工学报, 2015, 36(9): 1640-1646.
- [11] 王启凡, 余陵, 洪松, 等. 典型固体火箭发动机流热耦合数值模拟[J]. 弹箭与制导学报, 2019, 39(2): 11-14, 19.
- [12] 张晓光, 王长辉, 刘宇, 等. 固体火箭发动机喉衬流场及热结构耦合分析[J]. 固体火箭技术, 2011, 34(5): 579-583.
- [13] NEGISHI H, YAMANISHI N, ARITA M, et al. Numerical analysis of plume heating environment for H-IIA launch vehicle during powered ascent[R]. [S.L.]: AIAA 2007-5505, 2007.
- [14] SARAH F. Space X finally knows what caused its Falcon 9 rocket to explode [EB/OL]. (2016-11-08) [2022-06-14]. <https://www.popsci.com/spacex-falcon-9-explosion-reason/>.
- [15] FOUST J. Space X narrows down cause of Falcon 9 pad explosion [EB/OL]. (2016-10-29) [2022-06-14]. <https://www.space.com/34558-spacex-narrows-cause-of-falcon-9-pad-explosion.html>.
- [16] DAVID G. Space X announces cause of Falcon 9 explosion, sets news launch date [EB/OL]. (2017-01-03) [2022-06-14]. <https://www.popularmechanics.com/space/rockets/a24581/spacex-explosion-new-launch-date/>.
- [17] TURNER M J L. Rocket and spacecraft propulsion: principles, practice and new developments [M]. 2nd ed. Germany, Berlin: Praxis Publishing Ltd., 2005.
- [18] CHANG I S, TOMEI E. Solid rocket failures in world space launches[R]. [S.L.]: AIAA 2005-3793, 2005.
- [19] BOURY D, THINAT F X. Space launcher large solid propulsion overview market analysis and general trends [R]. [S.L.]: AIAA 2009-5519, 2009.
- [20] 张晨光, 奚余生, 韩民. 数字火箭工程初步构想[J]. 导弹与航天运载技术, 2003(4): 60-62.
- [21] 韩凤宇, 林益明, 范海涛. 基于模型的系统工程在航天器研制中的研究与实践[J]. 航天器工程, 2014, 23(3): 119-125.
- [22] 李澎, 郭金刚, 张立洲, 等. 运载火箭发射场数字合练技术[J]. 导弹与航天运载技术, 2019(2): 22-26.
- [23] 魏强, 宋建岭, 苏再为, 等. 数字化技术在运载火箭取样导管制造中的应用[J]. 导弹与航天运载技术, 2020(5): 71-74.
- [24] 秦红强, 王猛, 杨亚龙, 等. 液体火箭发动机三维数字化协同设计研究[J]. 火箭推进, 2016, 42(3): 76-80.