



“长征五号”火箭助推器关键技术及方案设计

黄 帅, 丁一凡, 焦 震, 王春林, 张欣耀

General Scheme and Key Technology of Long March 5 Launch Vehicle Booster

HUANG Shuai, DING Yifan, JIAO Zhen, WANG Chunlin, and ZHANG Xinyao

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.15982/j.issn.2096-9287.2021.20210012>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

“长征五号”系列运载火箭总体方案与关键技术

General Scheme and Key Technology of Long March 5 Launch Vehicle

深空探测学报(中英文). 2021, 8(4): 335-343

“长征五号”火箭总体优化与设计

The Overall Optimization and Design of the Long March 5 Launch Vehicle

深空探测学报(中英文). 2021, 8(4): 344-353

“长征八号”运载火箭电气系统一体化设计技术

Integrated Design Technology of Electrical System for the Long March 8 Launch Vehicle

深空探测学报(中英文). 2021, 8(1): 17-26

“长征五号”火箭大容量调频遥测系统研制

Development of Large Capacity FM Telemetry System for Long March 5 Launch Vehicle

深空探测学报(中英文). 2021, 8(4): 372-379

基于贝叶斯理论的小子样运载火箭可靠性评估技术

Research on Launch Vehicle Reliability Assessment of Small Sample Based on Bayes Theory

深空探测学报(中英文). 2021, 8(1): 62-69

“嫦娥五号”任务总体方案权衡设计

Overall Scheme Trade-off Design of Chang' E-5 Mission

深空探测学报(中英文). 2021, 8(3): 215-226



关注微信公众号, 获得更多资讯信息

“长征五号”火箭助推器关键技术及方案设计

黄 帅, 丁一凡, 焦 震, 王春林, 张欣耀

(上海宇航系统工程研究所, 上海 201109)

摘 要: “长征五号”(CZ-5)系列火箭是中国全新研制的新一代大型运载火箭, 承担着中国探月工程、深空探测等国家重点专项工程。“长征五号”火箭助推器是国内最大的助推器, 为“长征五号”火箭提供90%的起飞推力。总结了国内外助推器发展现状及对比指标, 并基于“长征五号”助推器研制过程, 从助推器总体方案、功能与组成、关键技术特点等方面展开论述, 最后展望了助推器的未来发展趋势。“长征五号”助推器的研发为“长征五号”火箭和大型低温火箭的任务实施奠定了坚实的基础, 积累了丰富的经验。截至目前, “长征五号”系列火箭助推器均圆满完成飞行试验, 推动了后续助推器发展及应用拓展。

关键词: 长征五号; 运载火箭; 助推器; 总体方案; 关键技术

中图分类号: V421

文献标识码: A

文章编号: 2096-9287(2021)04-0362-10

DOI: 10.15982/j.issn.2096-9287.2021.20210012

引用格式: 黄帅, 丁一凡, 焦震, 等. “长征五号”火箭助推器关键技术及方案设计[J]. 深空探测学报(中英文), 2021, 8(4): 362-371.

Reference format: HUANG S, DING Y F, JIAO Z, et al. General scheme and key technology of Long March 5 launch vehicle booster[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2021, 8(4): 362-371.

引 言

2020年11月24日, 新一代大型运载火箭“长征五号遥五”(CZ-5 Y5)火箭在中国海南文昌航天发射场托举着“嫦娥五号”探测器, 经过约2 184 s的飞行成功进入预定地月转移轨道, 飞行试验取得圆满成功。截至目前, “长征五号”系列火箭共完成7发飞行试验, 28个助推器均圆满完成飞行试验。

“长征五号”(CZ-5)火箭助推器与国内外主流火箭助推器相比, 在起飞推力、起飞质量、工作时间等方面均达到国际先进水平。在研制过程中, “长征五号”助推器攻克大型低温液体助推器总体优化及试验技术、助推器偏置大集中力结构设计、液氧低温贮箱绝热结构技术、高可靠贮箱全搅拌摩擦焊技术等8项重大关键技术。这些技术的积累, 为后续中国新一代运载火箭的发展奠定了坚实的基础。国内外火箭助推器主要指标对比如表1所示。

1 助推器总体方案

助推器是“长征五号”火箭的重要组成部分, 为全箭提供竖立状态支撑和助推飞行段主要推力, 提供全箭90%以上的起飞推力^[1]。

“长征五号”火箭助推器标称直径为3.35 m, 尾部最大宽度5.85 m, 总长约27.7 m, 头部为斜头锥形式, 尾段带有尾翼结构。助推器与芯级之间采用前捆绑主传力, 后捆绑径向、周向约束的捆绑方案, 前捆绑为中心爆炸螺栓式轴承支座的主传力接头, 后捆绑采用3根连杆式连接解锁装置。全箭采用助推主支撑的方式, 每个助推器尾段设置一主二辅共3个支撑点, 即全箭靠4个助推共12个支撑点竖立停放在发射台上。

每个助推器采用YF-100FHII液氧/煤油发动机(由两台YF-100发动机和双机机架组合而成)为动力, 双机安装角6°(喷管轴线向外侧偏斜), 外侧发动机固定不动, 内侧发动机安装一台伺服机构实现8°切向摇摆, 提供全箭控制力矩。伺服机构采用发动机煤油二级泵后高压煤油作为能源, 伺服控制器安装在芯级, 用于接收控制指令, 控制伺服机构动作。

助推器液氧箱在煤油箱之上, 通过煤油箱中间的隧道管向发动机输送液氧。液氧箱采用常温氦气加温增压方式, 多个气瓶安装在头锥内部, 氦气经发动机氦加温器加温后进入贮箱增压; 煤油箱采用常温氦气增压方式, 多个气瓶安装在箱间段。氧系统采用循环预冷方式对发动机进行预冷, 自低温加注起开始自然循环预冷, 射前采用氦气引射进行强制循环预冷。

表 1 国内外助推器指标对比

Table 1 Comparison of booster indicators at home and abroad

项目	“长征五号” (CZ-5)	“长征二号F” (CZ-2F)	“长征七号” (CZ-7)	“联盟号” (Soyuz)	“安加拉A5” (Angara A5)	“德尔塔4H” (Delta 4H)	技术 水平
研制国家	中国	中国	中国	俄罗斯	俄罗斯	美国	
起飞质量/t	160	44.4	79	43	142	226	国际先进
助推长度/m	27.6	16.1	26.9	19.8	28	38	
助推直径/m	3.35	2.25	2.25	2.68	2.90	5.0	国际先进
起飞推力/kN	2 400	740	1 200	838	2 096	2 891	国际先进
工作时间/s	173	136	171	120	173	150	国际领先
首飞情况	圆满成功	圆满成功	圆满成功	圆满成功	圆满成功	部分成功	国际先进
推进剂	液氧，煤油	偏二甲肼，四氧化二氮	液氧，煤油	液氧，煤油	液氧，煤油	液氢，液氧	
增压方案	Y：常温氮加温增压； R：常温氮增压	偏二甲肼， 四氧化二氮 自生增压	Y：常温氮加温增压； R：常温氮增压	液氮加温增压	冷氮加温增压	Y：液氧加温增压； R：氮气增压	
助推是否摇摆	是	否	是	是	是	是	
支撑传力方式	助推支撑全箭； 前捆绑点主传力，后 捆绑点辅助传力	芯级支撑全箭 后捆绑点主传力，前 捆绑点辅助传力	芯级支撑全箭 后捆绑点主传力，前 捆绑点辅助传力	芯级支撑全箭 前捆绑点主传力，后 捆绑点辅助传力	芯级+助推支撑； 前捆绑点主传力，后 捆绑点辅助传力	芯级+助推支撑； 后捆绑点主传力，前 捆绑点辅助传力	
头锥外形	斜头锥	正头锥	正头锥	圆锥形	正头锥	正头锥	
尾翼尺寸 (mm×mm)	4 000×2 500	2 250×780	2 600×1 500	900×900	无	无	国际领先

助推器采用遥附一体化的测量系统实现发射准备阶段监测和飞行段遥测。助推器由芯级统一供电，并将数据以脉冲编码调制（Pulse Code Modulation，PCM）数据流的方式传给芯级，由芯级进行统一下传。射前测量系统上电采集地面监测参数，单助推有7路射前监测参数，为测发控系统提供液位、气枕压力、点火条件等关键参数信息；起飞后助推测量系统还采集各类飞行环境参数、时序控制等参数信息。

助推器与芯级分离采用横向分离方式。每个助推器上安装10枚分离火箭（头锥安装4枚，后过渡安装6枚），分离火箭接收到芯级发送的点火信号后点火工作，随后前后捆绑装置解锁，助推器在分离火箭短时间、大推力作用下实现分离。助推器示意图如图1所示。

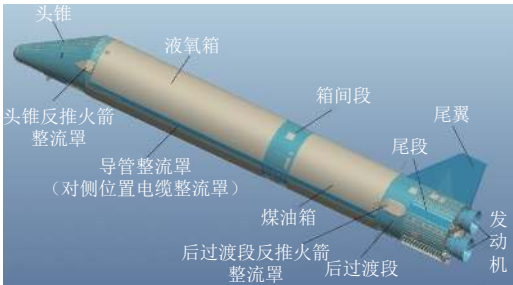


图 1 “长征五号”助推器示意图

Fig. 1 The sketch map of Long March 5 launch vehicle booster

2 助推器研制历程

“长征五号”火箭2006年10月正式批复立项，助推器开始方案阶段研制工作；2008年10月转入初样研制阶段；2012年12月转入试样研制阶段。

方案阶段，助推器完成以低温缩比贮箱绝热结构综合性能验证试验、增压输送系统循环预冷试验、测量系统10 M码率数据传输桌面综合试验等原理性试验为代表的6项关键试验，表明助推总体和分系统的主要设计方案实现闭环，系统方案初步验证合理可行。

初样阶段完成以助推模块热试车、模态试验、（参与）分离试验、结构各舱段静力试验、增压输送系统氧/燃系统的冷流试验、测量系统综合匹配试验等为代表的41项关键地面试验，同时完成一般性研制试验968项，共计1 009项研制试验工作。验证各系统绝大部分舱段、单机、设备设计方案和技术参数的正确性，同时验证助推模块内部各系统间接口，以及与全箭总体的电气、机械接口的协调匹配性。

试验阶段完成以头锥/氧箱常温组合静力试验、后过渡/机架/尾段组合舱段静力试验、头锥整舱级（带设备和气瓶管路）噪声试验、低温管路振动试验、发射场合练等为代表的7项关键地面试验，以及全搅拌摩擦焊贮箱低温内压静力试验为代表的630项一般性研制试验，共计637项试验工作，标志着研制的关键技术全都得到攻关突破，同时进一步验证产品的性能，开展可

靠性增长试验，积累可靠性数据，填补遗留的试验充分性的空白，也提升产品的环境适应性和产品的可靠性，为首飞成功夯实基础。

助推器通过在方案阶段、初样阶段、试样阶段开展的大型试验、专项试验，确保设计可靠、生产严格、试验充分。

3 助推器功能与组成

3.1 助推结构子系统功能与组成

“长征五号”火箭助推器箭体结构系统主要功能是以足够的强度和刚度将助推器的各个系统连接成一个牢固的整体，维持气动外形，承受热环境，同时贮存推进剂，并为箭上各个系统提供安装空间和能够保证其正常工作的内部环境，满足竖立状态为全箭提供支撑、飞行状态将助推发动机推力传递给芯级的载荷要求。

助推结构子系统由以下产品组成：头锥、液氧箱、箱间段、煤油箱、后过渡段、尾段、尾翼、导管/电缆整流罩、底部防热裙，其中头锥上设置1个主传力点，后过渡段设置3个辅助传力点，尾段上设置3个停

放支撑点。

3.2 助推动力子系统功能与组成

助推器增压输送系统在总装测试、发射准备和飞行阶段的用途为：

- 1）提供增压输送系统测试接口，满足测试要求；
- 2）在地面设备配合下实现贮箱加注（或泄出）推进剂，增压气瓶充（或放）气，蓄压器膜盒充（或放）气，满足贮箱推进剂加注量及气瓶、蓄压器压力要求；
- 3）通过预冷系统工作，满足发动机起动氧路温度要求；
- 4）为发动机提供推进剂，满足发动机入口推进剂的温度、压力要求，以保证发动机正常起动和工作；
- 5）维持推进剂贮箱内一定压力，满足贮箱结构强度和刚度要求；
- 6）助推器增压输送系统由贮箱增压系统、推进剂输送系统、预冷系统、加泄与排气系统、供配气系统、箭体纵向耦合振动抑制系统等组成，系统组成如表2所示。

表 2 助推器增压输送系统组成

Table 2 Composition of booster pressurizing transmission system

分系统名称	组成	功能
贮箱增压系统	包括增压气瓶、箭上增压管、预增压管、电磁阀、安全阀等	给贮箱增压，保证发动机涡轮泵前压力，并保证贮箱内压力不超过规定值
推进剂输送系统	包括液氧输送管、四通、煤油输送管等	将推进剂输送到发动机
加泄与排气系统	包括液氧加注管、液氧加注阀、氧排气管、氧排气阀、燃安溢阀、煤油加注阀等	完成贮箱内推进剂的加注和泄出
预冷系统	包括预冷回流管、引射器、引射单向阀等	利用低温推进剂，预冷发动机，满足发动机进出口温度要求。防止液氧主输送管内发生低温不稳定现象
供配气系统	包括箭上气封、吹除及阀门控制气的导管等	完成箭上气封、吹除及阀门控制气的输送和控制
箭体纵向耦合振动抑制系统	主要指蓄压器	抑制输送管路与箭体轴向耦合振动

3.3 助推测量子系统功能与组成

根据总体要求，助推器测量系统测量参数191个和射前监视7个，其中非电量参数154个，电量参数44个。非电量参数包括液位、温度、压力、振动、过载、脉动压力、热流和机械参数。电量参数包括时间指令参数和电压参数。

“长征五号”火箭助推器测量系统主要由采编器、换流器、信号转接器、直流变换器、时间指令变换器、各类传感器和变换器等组成，主要对助推器总体、环境、动力等参数进行采集和编码，数据经汇总后以PCM流形式传送至芯一级测量系统数据综合器，下传到地面后经处理和分析，帮助了解助推器在飞行

试验过程中的有关状态、性能、故障和原因，为完善助推器和火箭的设计提供必要和有效的依据。

助推器测量系统功能框图如图2所示。

4 主要技术特点

“长征五号”火箭助推器研制工作历时10年，研制过程中突破大型低温液体助推器总体优化及试验技术、偏置集中力设计分析与试验技术、液氧低温贮箱绝热结构技术、高可靠贮箱全搅拌摩擦焊技术、大尺寸/高厚度蜂窝结构尾翼设计/制造技术、大推力低温发动机预冷技术、大直径低温输送及试验技术、超高压大流量高精度氢气加温增压技术等重大关键技术为代表的16项关键技术。

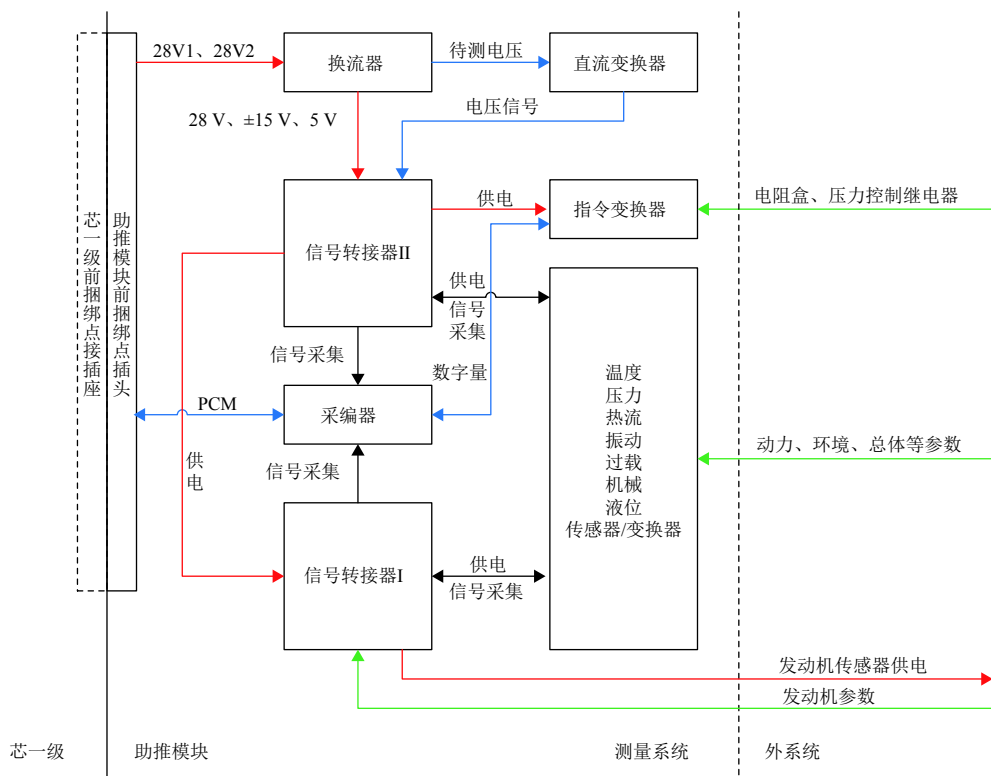


图2 助推器测量系统功能框图

Fig. 2 Functional block diagram of booster measurement system

4.1 大型低温液体助推器总体优化及试验技术

助推模块总体从恶劣环境条件保证、总体结构布局优化设计、材料性能优选、火箭自顶向下协同设计方法、数字化协同研发管理平台建设、基于数字装配的运载火箭总装设计方法等多角度开展助推模块优化设计，全面提高助推模块各项性能^[2-3]。同时，完成国内首个最大推力火箭子级地面热试车试验、非对称结构大型助推器模态试验等大型地面试验技术研究，突破若干试验技术难点，为助推模块的研制顺利、成功奠定坚实基础^[4]。大推力低温液体助推器总体优化及试验技术主要解决如下4个技术难点。

1) 头锥外形优化设计难。国内首次采用斜头锥外形的助推器，斜头锥与直筒段相贯复杂。创新性地提出斜头锥与直筒段相贯过渡线外形优化设计方案，仅通过一对椭圆框即实现头锥上下结构的连接过渡。经全箭气动分析确认，该方案为最优方案，助推总长度不变，头锥长度缩短220 mm，相应增加箱间段长度，使得箱间段煤油增压气瓶的安装空间得到保障，提高操作维护的便利性和加工制造性能。整体布局方案更优化合理。

2) 助推模块重量大，非对称结构，偏心大，与芯级吊装对接精度要求高、难度大。提出助推模块吊点偏心优化设计思路，创新性设计承受大剪切力的异形

吊挂附件，确保助推模块与芯级安全可靠对接。通过与飞行试验火箭助推器称重结果对标，发射场与芯级吊装对接过程表明，助推器吊装起竖姿态良好，对接过程顺利高效。

3) 火工品数量多，40个国内推力最大的侧推火箭，推力高达31.5 kN，安装可靠性要求高。突破分体式支架对分离火箭集中布局的限制，保证相邻侧推火箭推力线轴距离要求和火箭安装的方便紧凑性，大大缩短火箭分离火箭在发射场的安装时间。飞行过程中，助推模块分离正常，箭体姿态良好，充分验证一体化支架的可靠性。

4) 发射场环境恶劣，海南文昌发射场高盐高湿的环境易对电气设备造成腐蚀，对箭体的防水要求高。对箭体所有开口及电连接器和电缆均采用硅橡胶配合涤纶胶密封，另外，转场后对助推器各仪器舱段均采用舱段吹除措施。经合练试验和飞行试验2次中雨环境考核，各项措施有效可靠，舱段环境良好，未发生漏电现象，确保箭上电气产品的可靠工作。

4.2 助推器偏置大集中力结构设计、制造及试验技术

“长征五号”运载火箭是国内首个助推器前捆绑点主传力、助推器支撑的大型液体运载火箭。助推器前捆绑点主传力、助推器支撑的结构方案，有利于降低火箭芯级结构的重量，提高全箭的结构效率，但带来

的问题是助推器结构需要承受比较大的偏置集中力^[5]。国外火箭采用的前捆绑点主传力助推器通常为固体助推器,国内以往的捆绑火箭均采用后捆绑点主传力^[6],因此“长征五号”是首次采用前捆绑点主传力的液体捆绑火箭。

针对这一技术特点,“长征五号”助推器首次提出横梁式头锥结构承力方案,降低偏置集中力结构的局部应力水平。同时提出一种复杂结构层级式仿真分析方法,解决仿真过程中材料、几何、接触等非线性因素耦合、连接件关系复杂等导致的分析难题^[7]。助推器偏置大集中力承载结构如图3所示。根据头锥结构,发明一套从零件高精度加工、大型核心结构件组合加工和高精装配的协调制造设备,实现偏置大集中力结构

的高质量、高可靠制造。同时提出一种偏置大集中力组合结构地面静力试验技术,发明一套偏置大集中力加载系统,实现400 t量级偏置集中力的高精度加载与监测,头锥通过地面轴压静力试验,如图4所示。



图4 轴压静力试验

Fig. 4 Axial compression static test

本项目技术水平达到国内领先、国际先进,具有重大的经济效益和社会效益,对于“长征五号”运载火箭的首飞成功以及后续的大型液体捆绑运载火箭的研制具有重要意义。

4.3 高可靠贮箱全搅拌摩擦焊技术

贮箱作为火箭的主结构产品,其制造质量的高稳定性、高可靠性是保证火箭发射成功的重要因素之一。焊接作为贮箱的关键制造技术,对结构承载能力、可靠性等指标起到至关重要的作用。“长征五号”助推液氧箱直径为 $\Phi 3\ 350\text{ mm}$,为满足低温、高承载、低重量的要求, $\Phi 3\ 350\text{ mm}$ 贮箱采用2219高强铝合金。搅拌摩擦焊技术^[8]由于其优异的力学性能、低残余应力与小变形特点、绿色高效制造特征等优势,成为新一代运载火箭贮箱主结构焊缝制造的理想选择。

贮箱箱底主要由顶盖、瓜瓣和法兰焊接而成,如图5所示,其中顶盖和瓜瓣环缝、瓜瓣纵缝均为三维空间曲线,搅拌摩擦焊接难度大。提出一种大刚性A/C摆焊接主轴技术、一种位移与压力双控反馈搅拌头精度控制技术,解决了焊接三维空间曲线焊缝条件下焊接主轴各向刚性变化带来的精度控制难题^[9-10],达到三维空间曲线焊缝搅拌头运行精度 $\leq 0.02\text{ mm}$ 的效果,解决了贮箱箱底三维空间曲线高精度焊接难题^[11-12]。

贮箱箱底和筒段最终通过环向焊缝焊接成一体,大直径贮箱环缝搅拌摩擦焊接必须突破贮箱高精度装配、大质量回转体运动的同步性、高可靠环缝匙孔处理等难题,创新性采用多重独立径向可调及测量反馈

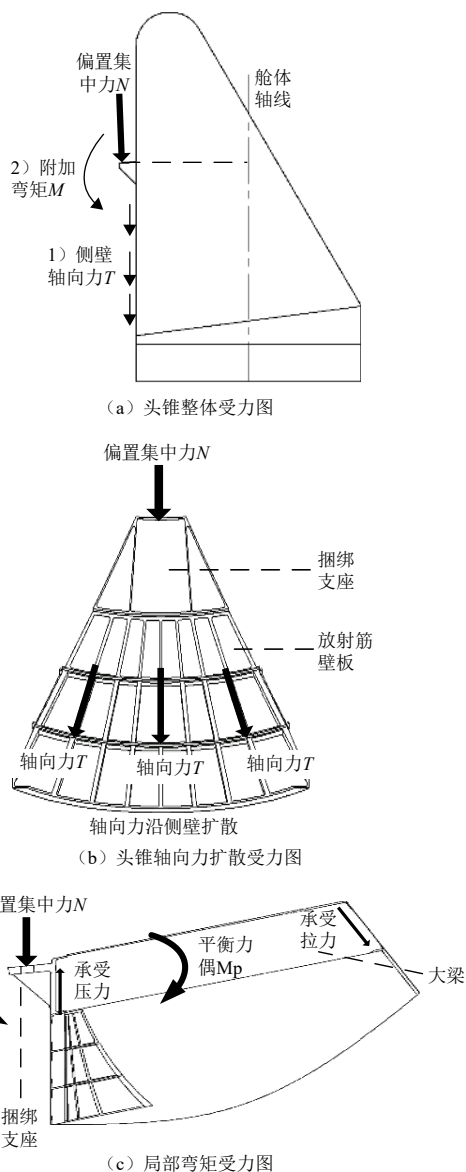


图3 助推偏置集中力承载结构

Fig. 3 Load-carrying structure of booster bias concentrated force

控制技术以及“刚柔结合”的重载可拆卸轻质内支撑结构,解决大直径、大长度贮箱装配圆度保证、焊接偏扭、径向变形等问题,达到对接面圆度、平行度 $\leq 2\text{ mm}$,对接面平面度 $\leq 2\text{ mm}$,对接面象限基准夹角偏差 $\leq 2'$,前后象限基准偏扭 $\leq 3'$ 。

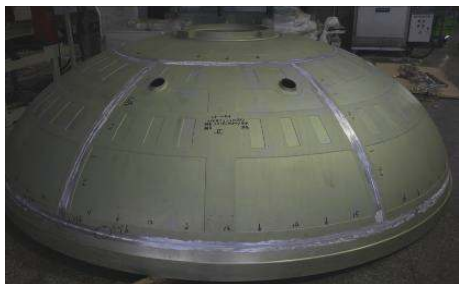


图5 贮箱箱底
Fig. 5 The bottom of storage tank

创新性地提出基于“焊缝底部界面流动扩展”与背面垫板的全焊透搅拌摩擦焊方法、基于“局部热力塑性变形贴胎”的预处理方法,解决未焊透或弱连接缺陷、孔洞及隧道或焊缝犁沟等问题。

提出基于电主轴控制的高精度搅拌针回抽无匙孔处理方法,解决密封舱体总对接环缝的搅拌针退出匙孔处理难题,达到环缝焊接回抽段无匙孔处理力学性能与正常焊缝等强的效果。

“长征五号”助推液氧箱为国内首次采用全搅拌摩擦焊技术并通过上天飞行考核的贮箱,如图6所示,实现了中国运载火箭贮箱全搅拌摩擦焊接技术的突破,对贮箱高可靠焊接具有重要意义。



图6 全搅拌摩擦焊平台
Fig. 6 Friction stir welding platform

4.4 液氧低温贮箱绝热结构技术

首次提出防护层、隔热层和缓冲层复合的绝热结构方案,如图7所示,外侧防护层承受气动冲刷和降低隔热层低温吸湿,中间泡沫隔热层密度轻、隔热性能优良,有效降低外界热量传递^[13-15],内缓冲层保证低温条件下隔热层与贮箱舱体的连接强度。最终实现绝热结构导热率不大于 $0.023\text{ W/m}\cdot\text{K}$ 的指标要求,整箱液氧蒸发量降低至 $10\sim 22\text{ L/min}$,并且绝热结构通过气动

冲刷等试验考核,有效地解决了液氧低温贮箱隔热、耐冲刷及吸湿等技术难题。

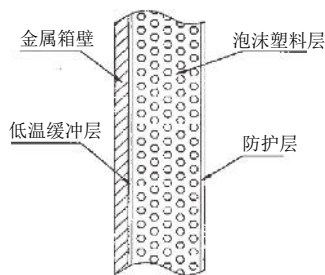


图7 低温绝热结构方案
Fig. 7 The scheme of low temperature insulation structure

针对手工喷涂和手工打磨工艺的导致绝热层质量不稳定、产品一致性不高问题,研制一套绝热结构自动喷涂打磨设备^[16],采用离线编程的人机交互平台实现贮箱绝热结构机械喷涂和打磨,解决了贮箱绝热结构自动化制造问题。通过理论计算优化设计喷涂设备、打磨工具,提出一套可靠的喷涂打磨工艺方案,提高了聚氨酯泡沫塑料喷涂精度和打磨精度,实现了绝热结构 $\pm 2\text{ mm}$ 的厚度精度要求,解决了贮箱绝热结构厚度超差、外观差等问题。

4.5 大尺寸、高厚度蜂窝结构尾翼设计、制造技术

“长征五号”尾翼是目前国内研制尺寸最大、承载能力要求最高的尾翼,如图8所示。尾翼翼根弦长为 $4\,000\text{ mm}$,翼展 $2\,500\text{ mm}$,剖面为6%弦长的变厚度型面,其投影面积达到 6.875 m^2 。与“长征四号乙”(CZ-4B)火箭尾翼相比,“长征五号”尾翼翼展尺寸为现役型号的约2倍,面积约3倍,载荷更是达到约9倍。为此提出蒙皮、蜂窝、梁、肋通过胶铆结合的尾翼结构方案^[17]。

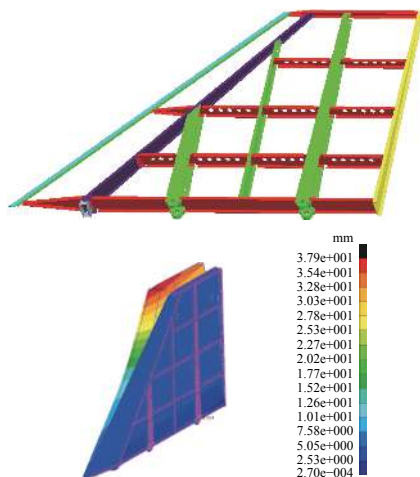


图8 尾翼结构设计及仿真分析
Fig. 8 Structure design and simulation analysis of tail wing

根据尾翼承受最大气动载荷,得到翼面压差分布,通过对尾翼结构分布进行多轮迭代优化设计,提

出传力最优的结构方案,解决翼面法向力传递扩散等困难^[18]。

“长征五号”火箭尾翼用铝蜂窝高度比现役型号增大近1倍,结构更容易发生失稳破坏,制造难度大,通过大量测试试验获得蜂窝夹层结构力学性能参数和蜂窝面板皱损相关参数,并以此为基础优化工艺参数,解决大尺寸、高厚度蜂窝结构尾翼的高精度制造,外形尺寸精度达到 $\pm 2\text{ mm}$,前缘挠度不大于 4 mm ,如图9所示。

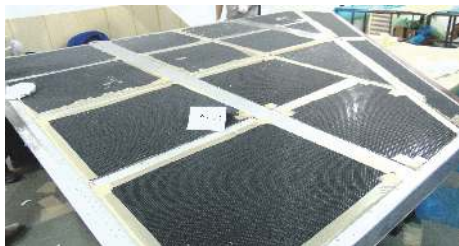


图9 尾翼制造成形示意图

Fig. 9 The diagram of tail wing manufacture

在静力试验中,创新性地通过2点集中力加载模拟分布气动载荷,如图10所示,使总法向力、翼根弯矩和压心位置等满足总体载荷要求,解决尾翼气动载荷加载的难题,顺利通过静强度和静刚度试验考核,试验结果与仿真分析一致^[19]。



图10 尾翼设计载荷静力试验

Fig. 10 Static test of tail wing design load

4.6 大推力低温发动机预冷技术

“长征五号”助推针对低温大推力双台高压补燃液氧煤油YF-100发动机提出自然循环与氢引射组合的预冷技术,通过在发动机点火前的强效预冷手段进一步加强发动机的预冷效果^[20],解决发动机预冷要求严苛及一发火箭8台发动机需同时达到预冷好条件的难题,提高发动机启动的可靠性;同时创新性地提出预冷回流口的布局及液氧加注的位置,预冷回流口在贮箱上部^[21-22],氧加注口在发动机入口处,实现高效率的自然循环预冷能力,达到在过冷液氧加注后仅靠自然循环预冷具备1 h的推迟发射能力,简化射前流程,提高火

箭推迟发射及故障情况下的应急处置能力^[23-24]。

通过在发动机点火前的强效预冷手段进一步加强发动机的预冷效果,提高发动机启动的可靠性,简化靶场发射流程,减少地面设备,提高靶场发射的安全性。创新性地提出预冷回流口和氧加注口的布局位置,预冷回流口在贮箱上部,氧加注口在发动机入口处,实现高效率的自然循环预冷能力。

4.7 大直径低温输送及试验技术

“长征五号”火箭助推器首次研制 $\Phi 320\text{ mm}$ 大直径低温输送系统,解决大直径低温管路补偿、密封及疲劳寿命预估的难题^[25-26];同时设计 $\Phi 320\text{ mm}$ 大直径管路低温振动试验系统,首次采用压力自平衡装置,解决大直径低温柔性管路在加液及增压后的变形对振动台附加力矩的难题。创新性地提出低温加速度传感器计量校准方法,给出低温环境下加速度测量方法以及加速度值的修正方案,填补了国内在低温传感器计量与测试方法方面的空白。

“长征五号”助推研发多种系列化波纹管补偿器,对其原材料在低温条件下的力学性能和收缩率进行专项试验研究,解决现有补偿器漏热量大、不能单独在低温下使用、轴向补偿能力限制较大的问题;同时研发一种适用于低温管路的“U形”金属密封圈,密封圈尺寸涵盖DN30~DN320多个管路通径系列,通过“U形”圈内外压力差促使“U形”金属圈变形,实现压力作用式密封,解决了现有密封圈在低温下变形、漏率增大以及钢铝法兰副在低密封比压条件下可靠密封的技术难题,低温密封漏率可达到 $10^{-5}\text{ Pa}\cdot\text{m}^3/\text{s}$ 量级。

为模拟真实工况,“U形”助推制定合理的空间柔性管路试验边界模拟平台的搭建方案,设计的液氮加注、增压与稳压系统能够有效保证管路内时刻保持满液状态且压力值稳定,从而准确模拟试验管路实际的低温工作状态。在首次采用压力自平衡装置,解决大直径空间柔性管路在加液及增压后的变形力矩对振动台附加应力的难题;并创新性地提出低温加速度传感器计量校准方法,有效准确地判读低温环境下的加速度数据。

4.8 超高压大流量高精度氦气加温增压技术

“U形”助推首次在大液氧贮箱上提出超高压大流量高精度氦气加温增压方法^[27-28],采用 36.5 MPa 超高压、 250 g/s 大流量氦气减压、大流量氦气加温增压以及主、副路双触点压力信号器控制的箱压控制技术,实现高精度贮箱压力调节,解决增压系统及单机可靠性要求高、系统结构重量要求高、发动机氦加温器承压能力低、发动机入口压力要求高且需避免箱压大幅

度波动的难题,实现液氧箱增压压力稳定控制和一度故障容错功能。采用一种推进剂贮箱箱压冗余控制方法,增压系统由增压主路和副路组成,两增压路组成相同,单独工作均可满足发动机入口压力及贮箱承载要求^[29]。主、副路均设置双触点压力信号器,根据贮箱压力的变化情况控制相对应的电磁阀打开和关闭,从而精确控制贮箱的压力^[30]。

为满足增压方案,“长征五号”助推首先发明一种金属膜盒式双触点压力信号器。双触点压力信号器采用波纹管组件感受工作压力,微动开关斜面按压的防卡滞设计,具有调节精度高、调节裕度大、工作稳定等特点,将压力信号器的接通和断开值分别设置,用接通和断开值将箱压控制在一定的带宽范围内,以减少主、副路电磁阀动作次数,降低电磁阀可靠性和减压阀出口精度的要求;同时发明一种压力高、大流量、高减压比减压阀。减压阀采用柱塞式结构,阀杆采用一体式设计,具有流量大、减压比大、工作稳定性高等特点。通过多轮减压阀动态特性仿真分析和设计参数优化,提高减压阀出口压力稳定性。

5 未来发展方向及应用拓展

5.1 提升发动机性能

将助推器的发动机更换成性能更高的发动机。目前正在开展将助推器YF-100发动机更换为YF-100K的论证工作,由于发动机结构质量减重以及性能参数的提升,可极大地提高火箭的运载能力,并可按照弹道及载荷优化需求调节发动机推力。但需要统筹考虑更换发动机带来的影响,例如需进一步分析对助推器贮箱增压方式的影响,综合比较目前较为成熟的自生增压以及气瓶增压方案。另外由于100 K采用的是泵后摆方式,减小伺服机构摆动力矩,可对伺服机构进行优化设计。

5.2 贮箱采用轻质材料

目前助推器贮箱主体结构材料为2219铝合金,材料强度相对较轻,结构效率不高。目前国外主流火箭均采用强度更高的铝锂合金。目前国产铝锂合金研制进展迅速,已达到稳定化提供高性能板材和锻件的能力,3350贮箱原理样机已通过3轮静力试验考核,性能稳定,满足工程化应用的基本条件。更换铝锂合金后,预计减重10%~15%,可显著提升运载能力。

5.3 贮箱采用长筒构型

当前中国制造的单个贮箱筒段长度基本小于2 m,对于大部分贮箱而言,需要通过多个筒段焊接才能达

到尺寸要求,一个助推器上就有上千条焊缝,焊缝质量和数量直接影响结构的可靠性。国外某些型号火箭均采用长度超过4 m的长筒段。中国也已突破以高筋结构长壁板精密弯曲成形、长筒段装配及焊接为代表的核心技术,成功研制出5 m级贮箱壁板、筒段。采用长筒段,可以减少筒段壁板零件及环向焊缝数量,从而提高制造精度、承载性能及产品可靠性。

5.4 采用可控翼伞回收助推器

翼伞不仅具有普通降落伞折叠包装方便、体积小、质量轻的优点,还具有好的滑翔性、操纵性和稳定性,可以实现助推器的落点控制及回收重复使用。美国早在70年代就利用降落伞在海上实现对航天飞机助推器的回收,欧洲航天局(European Space Agency, ESA)于1998年利用降落伞实现对“阿里安5”(Ariane 5)助推器的回收。中国于20世纪80年代开始研究助推器回收技术,主要是概念和关键技术的研究。对于翼伞回收方案,中国已完成缩比模型的空投试验,可有效减少助推器自由坠落的风险,缩小落区范围,从而实现助推器回收的目的^[31]。

6 结束语

“长征五号”火箭助推器的研制成功,为“长征五号”系列火箭的成功发射奠定了坚实的基础,2016年11月,“长征五号遥一”(CZ-5 Y1)火箭首飞;2017年7月,“长征五号遥二”(CZ-5 Y2)火箭发射;2019年12月,“长征五号遥三”(CZ-5 Y3)火箭发射;2020年5月,“长征五号乙遥一”(CZ-5B Y1)火箭首飞;2020年7月,“长征五号遥四”(CZ-5 Y4)火箭发射;2020年12月,“长征五号遥五”(CZ-5 Y5)火箭发射;2021年4月,长征五号乙遥二(CZ-5BY2)火箭发射。截至目前,7发火箭、28个助推器均圆满完成飞行任务。“长征五号”助推器突破了一大批具有完全自主知识产权的全新技术,“长征五号”火箭代表了中国运载火箭科技创新的最高水平,推动了新一代运载火箭的技术进步,为国家后续小重型、重型火箭的研制打下了良好的基础。

参 考 文 献

- [1] 李东,王珏,何巍,等. 长征五号运载火箭总体方案及关键技术[J]. 导弹与航天运载技术,2017(3):1-5.
LI D, WANG J, HE W, et al. The general scheme and key technologies of CZ-5 launch vehicle[J]. Missiles And Space Vehicles, 2017(3): 1-5.
- [2] 何巍,刘伟,龙乐豪. 重型运载火箭及其应用探讨[J]. 导弹与航天运载技术,2011(1):1-5.
HE W, LIU W, LONG L H. Heavy launch vehicle and its

- application[J]. *Missiles and Space Vehicles*, 2011(1): 1-5.
- [3] 张智, 容易, 秦瞳, 等. 重型运载火箭总体技术研究[J]. *载人航天*, 2017, 23(1): 1-7.
- ZHANG Z, RONG Y, QIN T, et al. Research on overall technology of heavy launch vehicle[J]. *Manned Spaceflight*, 2017, 23(1): 1-7.
- [4] 刘竹生. 运载火箭总体设计多学科优化方法发展及展望[J]. *深空探测学报(中英文)*, 2017, 4(2): 1-6.
- LIU Z S. An overview of multidisciplinary optimization method in launch vehicle design[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2017, 4(2): 1-6.
- [5] 梅勇, 冯韶伟. 大推力捆绑运载火箭传力路径优化设计[J]. *导弹与航天运载技术*, 2017(4): 6-9, 29.
- MEI Y, FENG S W. An optimization design for the force transmission path on the high-thrust strap-on launch vehicle[J]. *Missiles and Space Vehicles*, 2017(4): 6-9, 29.
- [6] 冯韶伟, 刘竹生, 马忠辉, 等. 捆绑火箭助推器与芯级间捆绑联接技术应用进展[J]. *导弹与航天运载技术*, 2012(6): 20-23.
- FENG S W, LIU Z S, MA Z H, et al. Status of application of coupling technology in strap-on launch vehicle[J]. *Missiles And Space Vehicles*, 2012(6): 20-23.
- [7] 冯韶伟, 刘竹生, 栾宇, 等. 基于拉压不同刚度的运载火箭捆绑联接装置力学特性研究[J]. *导弹与航天运载技术*, 2013(4): 9-13.
- FENG S W, LIU Z S, LUAN Y, et al. Dynamic analysis of strap-on equipment in launch vehicle based on different tensile and compressive stiffness[J]. *Missiles and Space Vehicles*, 2013(4): 9-13.
- [8] 宋建岭, 李超. 搅拌摩擦焊在运载火箭贮箱制造中的应用与发展[J]. *焊接*, 2018(5): 21-27.
- SONG J L, LI C. Application of FSW technology to tank manufacturing of launch vehicle and its development[J]. *Welding & Joining*, 2018(5): 21-27.
- [9] 许云峰. 搅拌摩擦焊的缺陷类型及其检测技术[J]. *航空制造技术*, 2012(13): 77-79.
- XU Y F. Defect type of friction stir welding and inspection technology[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2012(13): 77-79.
- [10] 韩永全, 陈树君, 殷树言, 等. 大厚度铝合金变极性等离子弧穿孔立焊技术[J]. *机械工程学报*, 2006, 42(9): 144-148.
- HAN Y Q, CHEN S J, YIN S Y, et al. Variable polarity plasma arc welding process for thick aluminum alloy[J]. *Chinese Journal of Mechanical Engineering*, 2006, 42(9): 144-148.
- [11] 曹磊, 张亮, 蒋凡. 工艺参数对镁铝合金VPPA焊焊缝成形的影响[J]. *河北科技大学学报*, 2019, 40(3): 265-272.
- CAO L, ZHANG L, JIANG F. Influence of welding parameters on weld forming appearance in VPPA welding of Al-Mg alloy[J]. *Journal of Hebei University of Science and Technology*, 2019, 40(3): 265-272.
- [12] 韩永全, 陈树君, 殷树言. 铝合金变极性等离子焊接电弧产热机理[J]. *焊接学报*, 2007, 28(12): 35-38.
- HAN Y Q, CHEN S J, YIN S Y. Principle of produced heat by arc properties in VPPA of aluminum alloy[J]. *Transactions of The China Welding Institution*, 2007, 28(12): 35-38.
- [13] 闫指江, 吴胜宝, 赵一博, 等. 低温贮箱组合绝热材料隔热性能测试试验研究[J]. *载人航天*, 2017, 23(1): 56-60.
- YAN Z J, WU S B, ZHAO Y B, et al. Experimental research on heat insulation performance of assembled thermal insulation materials in cryogenic tank[J]. *Manned Spaceflight*, 2017, 23(1): 56-60.
- [14] 冶文莲, 王田刚, 王小军. 应用于低温贮箱的变密度多层绝热传热分析[J]. *低温与超导*, 2012, 40(12): 5-8.
- YE W L, WANG T G, WANG X J, et al. Heat transfer analysis of variable density multi-layer insulation for cryogenic storage tank[J]. *Cryogenics & Superconductivity*, 2012, 40(12): 5-8.
- [15] 郑建朋, 崔晨, 陈六彪, 等. 低温推进剂贮箱绝热性能实验研究[J]. *真空与低温*, 2016(1): 8-17.
- ZHENG J P, CUI C, CHEN L B, et al. Experimental study on insulation performance of cryogenic propellant tank[J]. *Vacuum and Cryogenics*, 2016(1): 8-17.
- [16] 朱云平, 张帆. 贮箱绝热层打磨机器人系统设计[J]. *上海工程技术大学学报*, 2017, 31(1): 1-4.
- ZHU Y P, ZHANG F. Design of grinding robot system for tank insulating layer[J]. *Journal of Shanghai University of Engineering Science*, 2017, 31(1): 1-4.
- [17] 李开妍, 王晗, 郝海. 蜂窝铝材料的铸造工艺和压缩性能研究[J]. *铸造技术*, 2019(8): 772-777.
- LI K Y, WANG H, HAO H. Study on casting process and compressive property for aluminum honeycomb[J]. *Foundry Technology*, 2019(8): 772-777.
- [18] 赵旭亚. 蜂窝铝夹芯板的剪切、压缩力学性能研究[D]. 秦皇岛: 燕山大学, 2017.
- ZHAO X Y. Quasi-static shear and compression tests on sandwich panel of aluminum honeycomb[D]. Qinhuangdao: Yanshan University, 2017.
- [19] 辛亚军, 肖博, 刘小蛮, 等. 蜂窝铝夹芯板准静态局压试验研究[J]. *机械强度*, 2017(3): 518-526.
- XIN Y J, XIAO B, LIU X M, et al. Quasi-static localized indentation tests on aluminum honeycomb sandwich panel[J]. *Journal of Mechanical Strength*, 2017(3): 518-526.
- [20] 程向华, 陈二锋, 厉彦忠. 低温液体火箭发动机自然循环预冷研究[J]. *火箭推进*, 2012(5): 1-6+36.
- CHENG X H, CHEN E F, LI Y Z. Investigation on natural circulation precooling for cryogenic liquid rocket engine[J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2012(5): 1-6+36.
- [21] 程向华, 厉彦忠, 陈二锋. 不同回流位置液体火箭发动机循环预冷回路特性[J]. *火箭推进*, 2008(6): 646-650.
- CHENG X H, LI Y Z, CHEN E F. Performance of circulation precooling loop for liquid rocket engine with different return flow locations[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2008(6): 646-650.
- [22] 田玉蓉, 张福忠, 唐一华. 低温推进剂火箭发动机循环预冷方法研究[J]. *导弹与航天运载技术*, 2003(2): 7-15.
- TIAN Y R, ZHANG F Z, TANG Y H. The study of circulating chilldown methods of cryogenic rocket engine[J]. *Missiles and Space Vehicles*, 2003(2): 7-15.
- [23] 孙礼杰, 樊宏瑞, 刘增光, 等. 低温推进剂火箭发动机预冷方案研究[J]. *上海航天*, 2012(4): 41-48.
- SUN L J, FAN H T, LIU Z G, et al. Research on precooling of cryogenic propellant rocket engines[J]. *Aerospace Shanghai*, 2012(4): 41-48.
- [24] 李永兵, 匡波, 张中伟, 等. 低温推进剂输送系统循环预冷非稳态数值模拟研究[J]. *低温工程*, 2009(1): 36-45.
- LI Y B, KUANG B, ZHANG Z W, et al. Numerical simulation on unsteady process in chilldown of cryogenic propellant transfer system[J]. *Cryogenics*, 2009(1): 36-45.

- [25] 戈庆明,于新宇,郑孟伟,等. 低温推进剂输送管路热动力排气系统研究[J]. 导弹与航天运载技术,2015(3):82-85.
GE Q M, YU X Y, ZHENG M W, et al. Thermodynamic vent system for cryogenic propellant feed system[J]. Missiles and Space Vehicles, 2015(3):82-85.
- [26] 姚娜,廖少英,顾仁年. 低温推进剂输送管绝热试验研究[J]. 上海航天,2004(2):50-53.
YAO N, LIAO S Y, GU R N. The insulation experiment of cryogenic propellant pipe[J]. Aerospace Shanghai, 2004(2):50-53.
- [27] 崔俊霞,王涛,金英. 气动增压系统的设计与仿真[J]. 液压与气动,2013(2):13-16.
CUI J X, WANG T, JIN Y. Study and simulation for pneumatic pressurization system[J]. Chinese Hydraulics & Pneumatics, 2013(2):13-16.
- [28] 张福忠,张化照. 超临界氦加温增压方案的初步探讨[J]. 导弹与航天运载技术,2001(6):41-46.
ZHANG F Z, ZHANG H Z. Primary study of supercritical helium heating pressurization scheme[J]. Missiles and Space Vehicles, 2001(6):41-46.
- [29] 邢力超,程翔,赵春宇,等. 超临界氦加温增压系统试验研究[J]. 液压与气动,2015(7):96-98+102.
XING L L, CHENG X, ZHAO C Y, et al. Experimental study on supercritical helium heating pressurization system[J]. Chinese Hydraulics & Pneumatics, 2015(7):96-98+102.
- [30] 尚锐,刘拓,赵栋梁,等. 火箭氧箱冷氦加温增压系统:中国, CN107630769A[P]. 2018-01-26.
- [31] 蒋万松,荣伟. 火箭助推器翼伞回收动力学仿真分析[J]. 航天返回与遥感,2017,38(3):13-23.
JIANG W, RONG W. Dynamical simulation analysis for booster recovery with parafoil system[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2017, 38(3):13-23.

作者简介:

黄帅(1987-),男,工程师,主要研究方向:运载火箭总体性能。

通讯地址:上海市闵行区元江路3888号上海宇航系统工程研究所(201109)

电话:(021)24186740

E-mail:hshnh@163.com

丁一凡(1993-),男,工程师,主要研究方向:运载火箭机械总体。

通讯地址:上海市闵行区元江路3888号上海宇航系统工程研究所(201109)

电话:(021)24186605

E-mail:dyfcasc@163.com

焦震(1982-),男,高级工程师,主要研究方向:运载火箭机械总体。

本文通讯作者。

电话:(021)24186762

E-mail:jiaozhen1000@126.com

General Scheme and Key Technology of Long March 5 Launch Vehicle Booster

HUANG Shuai, DING Yifan, JIAO Zhen, WANG Chunlin, ZHANG Xinyao

(Aerospace System Engineering Shanghai, Shanghai 201109, China)

Abstract: The Long March 5 (LM-5) series launch vehicle is the new generation large launch vehicle of China, which undertakes China's lunar exploration project, deep space exploration and other national key projects. LM-5 series launch vehicle booster is the largest booster in China. The booster provides 90% takeoff thrust for the LM-5 launch vehicle. In order to ensure the successful development of the booster, the overall scheme and a number of key technologies of the booster are put forward. The engineering and technical problems of these key technologies are overcome in the development process, which lays a solid foundation and accumulates rich experience for the success of the LM-5 launch vehicle and the large cryogenic launch vehicle. Up to now, LM-5 series launch vehicle boosters have successfully completed flight tests, promoting the development and application of follow-up boosters.

Keywords: LM-5; launch vehicle; booster; general scheme; key technology

Highlights:

- Compared with the mainstream launch vehicle boosters at home and abroad, the LM-5 launch vehicle booster has reached the international advanced level in many aspects.
- The engineering and technical problems of a number of key technologies are overcome in the development process.
- Lay a solid foundation and accumulates rich experience for the success of the large cryogenic launch vehicle.

[责任编辑: 宋宏, 英文审校: 宋利辉]