



“长征五号”火箭总体优化与设计

刘秉, 李东, 黄兵, 黄辉, 李平岐

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

LIU Bing, LI Dong, HUANG Bing, HUANG Hui, and LI Pingqi

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.15982/j.issn.2096-9287.2021.20210004>

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

“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

直径五米大型箭体结构设计与优化

Structural Design and Optimization of $\Phi 5$ m Diameter Large Arrow Body

深空探测学报(中英文). 2021, 8(4): 380-388

空间核电推进系统比质量优化建模及其木星探测应用分析

Specific Mass Optimization Modeling of Space Nuclear Electric Propulsion System for Jupiter Exploration Mission

深空探测学报(中英文). 2018, 5(4): 361-366



关注微信公众号, 获得更多资讯信息

“长征五号”火箭总体优化与设计

刘秉^{1,2}, 李东³, 黄兵¹, 黄辉¹, 李平岐¹

(1. 北京宇航系统工程研究所, 北京 100076; 2. 西北工业大学 无人系统技术研究院, 西安 710072; 3. 中国运载火箭技术研究院, 北京 100076)

摘要: 介绍了“长征五号”(CZ-5)火箭总体关键技术, 包括大型低温火箭气动布局优化设计、摆动助推器发动机姿态控制设计、大型捆绑火箭力热环境预示等, 提出总体优化技术方案, 采用设计与仿真新技术并利用大型地面试验进行验证, 实现地球同步转移轨道14 t级的运载能力跨越, 整体技术达到同类火箭国际先进水平。为满足深空探测任务需要, 对“长征五号”火箭的总体技术进行了优化和改进。

关键词: “长征五号”火箭; 关键技术; 总体设计; 优化设计

中图分类号: V412.4

文献标识码: A

文章编号: 2096-9287(2021)04-0344-10

DOI:10.15982/j.issn.2096-9287.2021.20210004

引用格式: 刘秉, 李东, 黄兵, 等. “长征五号”火箭总体优化与设计[J]. 深空探测学报(中英文), 2021, 8(4): 344-353.

Reference format: LIU B, LI D, HUANG B, et al. The overall optimization and design of the Long March 5 launch vehicle[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2021, 8(4): 344-353.

引言

“长征五号”(CZ-5)运载火箭是为满足中国航天发展对大运载能力的迫切需求而研制的新一代大型运载火箭, 于2006年正式立项, 2016年11月3日首飞取得圆满成功, 填补了中国大推力无毒无污染液体火箭的空白, 使中国火箭技术水平和运载能力进入世界前列, 是中国由航天大国迈向航天强国的重要标志^[1]。

“长征五号”运载火箭在研制阶段开展了二百余项关键技术研究, 形成了一系列技术成果, 其中总体技术方案设计及优化是整个火箭研制的重中之重, 通过总结吸取国内外运载火箭总体设计经验, 广泛采用先进的设计仿真手段, 策划实施多项大型地面试验, 获取相应试验数据, 对总体设计关键技术进行必要验证^[2-3], 推动了中国大型氢氧运载火箭总体设计技术的进步与发展。

本文首先介绍“长征五号”运载火箭的研制背景、研制目标和总体关键技术; 其次介绍“长征五号”运载火箭在总体优化设计技术方面取得的突破性进展; 在此基础上, 介绍了“长征五号”运载火箭为进一步满足深空探测任务的需要在轨道设计、飞行热环境预示、器箭接口设计等总体设计技术方面采取的优化与改进措施; 最后介绍了运载火箭总体技术的发展趋势。

1 火箭概况

1.1 研制背景

世界上各航天大国均将大力发展先进的航天运载技术确立为保持其航天技术领先地位、巩固和加强其国际地位的首要战略部署之一。进入21世纪, 世界主要航天大国先后研制成功了新一代运载火箭, 2002年美国的“宇宙神5”(Atlas V)、“德尔塔4”(Delta IV)系列火箭先后首飞成功, 基于模块化设计理念, 其近地轨道(Low Earth Orbit, LEO)运载能力达到20 t级、地球同步转移轨道达到13 t级; 欧洲的“阿里安5”(Ariane V)火箭也于1995年实现首飞, 改进型的“阿里安5 ESC-A”(Ariane V ESC-A)和“阿里安5 ESC-B”(Ariane V ESC-B)的地球同步转移轨道(Geostationary Transfer Orbit, GTO)运载能力分别为10.5 t和12 t; 俄罗斯正在研制一种新型火箭——“安加拉”(Angara)系列, 其中“安加拉5”(Angara V)火箭的近地轨道运载能力达28 t, 地球同步转移轨道运载能力为15 t; 日本的H-2A于2003年8月正式投入使用, 其近地轨道运载能力最大可达到23 t, 地球同步轨道运载能力达到9.5 t。图1是2006年世界主要火箭运载能力比较(LEO)。

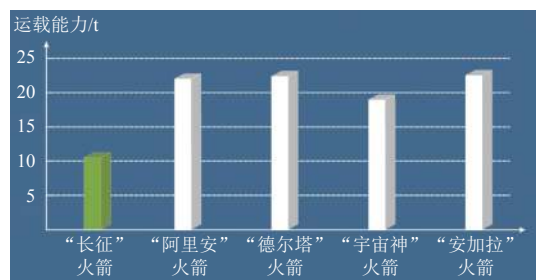


图1 2006年世界主要火箭运载能力比较 (近地轨道)

Fig. 1 Comparison of the world's major rocket launch capabilities in 2006 (LEO)

中国虽然独立自主地研制了14种不同型号的“长征”系列运载火箭,适用于发射近地轨道、地球同步转移轨道和太阳同步轨道卫星,但与世界先进的运载火箭相比,在运载能力、可靠性、成本以及环境保护与航区安全等方面还存在着较大差距。

国际新型运载火箭在设计过程中都采用了通用化、组合化、系列化的发展模式来降低生产成本,提高适用性。而中国“长征”系列运载火箭型号偏多,型谱重叠;采取单件小批量生产方式,生产成本高居不下。

“长征”系列运载火箭的一、二子级和助推器均使用四氧化二氮和偏二甲肼推进剂,这些推进剂有一定的腐蚀性和毒性。由于历史原因,中国的发射场均在内陆,存在航区和人员安全以及环境污染问题。环境保护已成为国际发展趋势,也是中国的一项基本国策。国外新一代运载火箭均使用液氢、液氧、煤油等无毒、无污染推进剂。中国运载火箭如果继续使用四氧化二氮和偏二甲肼推进剂等有毒推进剂,将直接影响今后参与国际竞争。运载火箭发展面临的环境保护问题越来越严峻。

综上所述,中国现役的运载火箭与国际先进火箭水平在运载能力、可靠性、成本和环境保护等方面的差距较大,研制无毒、无污染、大运载能力、高可靠性、低成本的新型大推力火箭成为中国航天事业可持续发展的当务之急^[4-8]。

1.2 研制目标

“长征五号”运载火箭以提升中国进入空间的能力为目标,瞄准国际主流运载技术的发展水平,提升国际航天发射市场竞争力,标准GTO运载能力达到14 t, LEO轨道运载能力达到25 t,比现役运载火箭能力提升2.5倍以上,同时坚持“无毒、无污染、低成本、高可靠、适应性强、安全性好”为原则。以“1个系列、2种发动机(后续增加至3型新发动机)、3个模块”为技术途径。采用冗余等措施,飞行可靠性设计值达到0.98。

在研制工作中,总体技术方案设计及优化是整个火箭研制的重点。

1.3 总体关键技术

针对“长征五号”运载火箭的总体设计与验证工作,需要开展的技术研究内容包括:

- 1) 基于提升运载能力的火箭总体优化设计技术;
- 2) 摇摆助推发动机姿态控制总体设计技术;
- 3) 理论仿真与试验结合的大型捆绑火箭力、热学环境预示技术;
- 4) 新型氢氧低温火箭测试发射模式及流程优化设计。

2 基于提升运载能力的火箭总体优化设计技术

2.1 气动优化设计

在总体方案和几何约束的情况下,“长征五号”运载火箭确定采用冯·卡门整流罩外形和助推器斜头锥的气动外形方案,通过对整流罩球头半径和卡门曲线长度优化,开展斜头锥外侧母线当地物面角优化,减低火箭的跨声速脉动压力环境^[9],助推器与芯级间连接距离优化,减低全箭的零攻角阻力,以满足静稳定性需求;开展气动布局方案优劣势对比,确定采用安定翼正常式气动布局,并进行了几何外形尺寸优化设计。建立的卡门头-捆绑斜头锥助推器-安定翼面捆绑火箭气动布局方案,满足了低零攻角阻力、较高静稳定性、较低脉动压力环境的总体要求,经过多次缩比风洞试验验证,证明本方法形成的气动布局在大型运载火箭气动布局设计范围具有先进性。

2.2 轨道优化设计

在进行“长征五号”运载火箭轨道设计过程中,完成多轮次百余条轨道优化计算,确定了任务最优轨道,基于蒙特卡罗打靶方法,计算了10万余条偏差轨道,预估出火箭运载能力;通过对7千多个风修正轨道的计算和分析,确定了风修正轨道方案。通过采用横、纵全向风修正和主动减载方法,可以使火箭对发射场气象条件的适应能力进一步增强。除热带气旋等极端天气外,“长征五号”运载火箭满足高空风发射条件的概率提升至98%以上。

发射时的高空风场条件对气动载荷的大小有很重要的影响。“长征五号”运载火箭轨道设计过程中,根据发射前测量的风速和风向进行载荷估计,适时对轨道进行修正,并与设计载荷条件进行比较,以满足火箭能够承受的载荷条件。通过上述方法提升不同风场条件下火箭准时发射的概率。

为满足深空探测任务的需要,“长征五号”运载火箭采用了“满足探测器复杂分离姿态约束的末端调姿优化技术”,在末端发动机关机后,通过设置专门的末速修正工作段,对发动机推力后效进行精确控制,以满足探测器高精度的轨道需求;通过设置姿态调整段,在时间和天线指向等多约束条件下,实现火箭与探测器组合体姿态的精确调整,满足地月转移轨道/地火转移轨道的器箭分离姿态要求。

2.3 推进剂混合比偏差优化设计

“长征五号”运载火箭采用两对液体推进剂助推器,每个助推器包括两台YF-100发动机,每台发动机可以分别独立关机。由于每个助推器的加注量、推进剂流量存在偏差,采用耗尽关机方式会导致助推器耗尽关机信号到达时,其它助推器推进剂剩余量较大,从而降低运载能力。因此提出一种适用于“长征五号”运载火箭技术特点的液体推进剂助推器的预测关机方法,通过在助推器贮箱内安装预测关机传感器,预测推进剂消耗较快的一对助推器各关闭一台发动机的时间,使两对助推器推进剂同时到达耗尽关机液位,从而减小助推器推进剂剩余量,提升火箭的运载能力。

为了尽可能减少飞行过程中由于两种推进剂加注量偏差、飞行过程中的干扰因素、发动机自身性能散差等因素带来火箭两种推进剂消耗混合比的偏差,避免造成推进剂剩余量增加、影响火箭的运载能力,同时考虑一级半构型火箭[“长征五号乙”(CZ-5B)]对一级推进剂混合比偏差调节的需求,“长征五号”运载火箭成为中国首个在芯一级飞行过程中采用“利用系统”的运载火箭型号。

利用系统控制器接收贮箱内的液位传感器实时测得剩余推进剂信息,根据预定的控制目标,输出控制指令给发动机上的利用调节阀。发动机上的利用调节阀作为控制剩余推进剂混合比偏差的执行装置,对混合比偏差实时进行调节。

在利用系统设计过程中,通过开展芯一级、芯二级利用系统仿真分析和自动判读软件设计,使用低温推进剂利用系统仿真平台,确定了发动机阀门动作次数等性能指标要求,提高了测试判读效率和质量^[10-11]。

2.4 载荷优化设计

“长征五号”运载火箭飞行载荷设计中,根据火箭实际飞行状态,即火箭飞行中俯仰方向和偏航方向的攻摆角等情况进行全箭载荷设计以全面覆盖火箭飞行载荷,尤其是对捆绑火箭,能真实反映不同象限的助推器载荷和捆绑连接件等集中载荷,避免了漏工况的可能性,使全箭载荷设计更合理。基于力学等效原

则,提供飞行全程各时刻各贮箱的晃动频率、晃动质量、晃动质心位置和晃动阻尼。防晃设计通过在箱壁布设环形防晃板、在箱底布设十字隔板实现。针对火箭竖立时可能发生的侧翻,计算了各加注状态下使火箭发生翻倒的最低风速。依据计算结果,优化了发射场操作流程,有效降低了助推器尾段的剪力载荷。

“长征五号”运载火箭为中国首个研究实施主动载荷控制技术的火箭,通过分析和全箭模态试验结果,选取在火箭箭体一阶弹性波节点位置安装单独的横、法向加表,实时敏感横、法向过载信息,输入控制回路实施反馈控制,以降低飞行攻角,进而降低飞行载荷。采用主动减载控制技术后的芯级弯矩可以减少49%,助推弯矩可以减少18%,取得了明显的减载效果。

针对“长征五号”运载火箭芯级和助推器推力相差悬殊(约为1:9)、芯一级工作时间长的技术特点,采用助推支撑、前捆绑点传力的全新布局形式,优化了传力路径,如图2所示。这种传力路径使得“长征五号”运载火箭近地轨道运载能力提升约1.2 t,地球同步转移轨道运载能力提升约400 kg;前捆绑传力使助推器刚度提高,有利于改善火箭局部模态、降低火箭稳定系统设计难度,并且前捆绑主传力使全箭纵向一、二阶频率窗口较宽,有利于火箭纵向耦合振动的抑制设计。

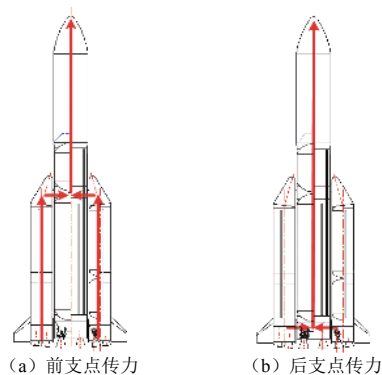


图2 前支点传力与后支点传力方案对比
Fig. 2 Comparison of fore and rear strap-on force transfer schemes

以助推器尾段支撑载荷最小、结构重量最轻为设计目标,对“长征五号”运载火箭射前操作流程进行了优化设计,并进行了多方案比较分析。把传统载荷计算变为载荷设计,开展载荷、结构迭代设计,通过载荷优化的方法确定射前操作程序。具体方案为针对助推尾段与支腿载荷集中问题,在完成助推煤油箱加注之后,撤去主支点与发射台之间的连接螺栓,使由主支点单独承受剪力、弯矩的情况变为由三支点共同承剪;通过优化射前操作程序,将防风螺栓的卸除时刻由液氧加注之后调整为液氧加注之前。按照新的约束

方式对助推器尾段与支腿载荷重新计算,满足地面风速的发射条件要求,并能够有效降低全箭翻倒力矩,大大减少了助推器尾段支撑载荷,尾段截面剪力载荷降低70%,减载效果明显。

2.5 结构优化设计

“长征五号”运载火箭的 $\phi 5\text{ m}$ 液氢贮箱,工作在20 K超低温区,容积是上一代氢箱的8倍。随着直径增大,高承载与轻质化矛盾突出。针对箱底与圆柱段结合部位刚度突变带来的大附加载荷,“长征五号”运载火箭采用低附加弯曲应力的三心球冠底方案,优化关键焊缝位置,解决了复杂载荷下低温贮箱变形协调与应力突变难题,贮箱容积与结构重量比相比中国上一代火箭大幅提高。

“长征五号”运载火箭通过薄壳结构将助推器近千t推力在有限空间内均匀扩散,并安全传递到芯级。采用传力与布局两级变构型拓扑优化、力与力矩定向解耦等技术,研制了国际上承载能力最大的400 t级钛合金3D打印捆绑接头,攻克了千t级集中载荷在薄壳结构的有限空间内均匀扩散和传递的难题。

“长征五号”运载火箭二级氧箱采用悬挂贮箱方案,在一级飞行段,受轴向惯性载荷、箱压的影响,轴向拉载荷成为二级氧箱的设计工况。若在一级飞行段降低二级氧箱的增压压力,能够减少贮箱的设计载荷,减少结构质量。为满足助推器分离前芯二级氧箱的增压压力要求,采用射前小量级增压方案,在助推分离后开始箭上补压,可以降低芯二级氧箱结构质量约60 kg。

3 摇摆助推发动机姿态控制总体设计技术

“长征五号”运载火箭按照系列构型思想研制,对6个构型开展控制力分析。由于其芯级推力较助推器偏小,深入论证显示需要采取“芯级与助推发动机联合摇摆”的控制策略才可以满足飞行姿态稳定的需要。“长征五号”运载火箭提出了一套适用多种捆绑助推构型,多台发动机、多伺服联合的摇摆布局方案,并制定了中国首个助推与芯级发动机联合摇摆的控制力分配策略。“长征五号”运载火箭与传统火箭相比具有显著特点:助推发动机摆动参与姿态控制;全箭弹性特性复杂,弹性模态呈现空间分布的特点,纵、横、扭模态耦合现象突出,存在低频、密集的助推器局部模态,且助推器局部模态通过助推发动机摇摆引入控制回路;助推发动机存在严重质量偏心,“助推发动机-伺服系统”谐振频率低,存在伺服回路与全箭姿态控制回路耦合共振的风险。

围绕摆助推姿态控制方案,开展运载火箭纵横扭大回路耦合动力学研究,采取理论与试验结合、多种手段交叉使用的方式展开攻关^[12-14]。

1) 根据控制力论证结果,明确发动机-伺服机构摇摆局部方式,制定多台发动联合摇摆策略。

2) 开展多轮共一千余个姿态动力学模型参数计算,建立体现火箭刚体、晃动、弹性运动耦合关系、符合联合摇摆控制特点的火箭飞行力学模型;建立“发动机-伺服机构”小回路局部动力学模型;建立脉动压力等随机干扰力学模型。

3) 利用多项大型地面试验与理论计算结合,精细化设计姿态动力学模型参数。设计并实施带惯组仪器舱角振动试验,获取“惯性组合+支架”的综合传递特性;设计并实施带横法向加表与速率陀螺支架的舱段振动试验、结合模态试验等,获得支架特性,优化敏感元件安装位置,改进滤波设计;设计并实施带箭体边界的伺服机构动静特性测试试验,获取真实边界下机架变形角与伺服机构动态特性等,改进设计;模态试验后,采用多体虚拟样机仿真手段等全面校核弹性数据处理方法的正确性、控制参数设计结果的正确性。

4) 开展对包括助推器局部模态对控制与载荷的影响、“发动机-伺服机构”局部动力学特性(含谐振与偏心)对控制的影响、“POGO-姿态控制”大回路耦合影响、复杂空间模态排列与仿真算法、大型液体贮箱防晃板布局优化、脉动压力、阵风等随机干扰对控制与载荷的影响等动力学与控制耦合分析与研究工作,确保全箭动力学稳定的同时实现控制品质最优^[15-18]。

4 理论仿真与试验结合的大型捆绑火箭力、热学环境预示技术

“长征五号”运载火箭采用全新的动力系统、结构设计和运输方案,从环境激励源到结构传递关系均与现役运载火箭型号有较大差异,无法使用现役火箭遥测试验数据作为直接依据。

利用相似外推法,基于对现役“长征”系列火箭飞行试验数据的统计分析,建立全箭力学环境与发动机、箭体结构之间的映射关系,搭载发动机试车等大型地面试验,利用试验实测数据,外推预示得到全箭低、高频振动以及噪声环境;通过在有限元模型上加载外力的有限元分析法,分析关键位置节点在外力下的响应实现对全箭低频振动环境的预示结果修正;通过统计能量法,对噪声环境及由声激励引起的高频振动环境进行预示,辅助进行了“长征五号”运载火箭仪器舱及整流罩内噪声环境与随机振动环境的预示。

上述力学环境预示方法经过了动力系统试验验证考核,证明了“长征五号”运载火箭力学环境条件制定的正确性与合理性。在此基础上,开展仪器舱声振联合试验、级间段振动试验、地面机柜振动噪声试验等多项整舱级力学验证性试验,研究试验边界的影响,暴露薄弱环节,为优化设备布局、改进设计提供依据。与此同时,策划实施并开展了包括一级及助推器底板、后过渡段、助推尾翼等5项热振试验为代表的整舱级综合环境试验考核,验证系统接口和产品对力热综合环境的适应性。

“长征五号”运载火箭多喷管底部热环境复杂,5 m直径芯级+3.35 m直径助推、8台液氧煤油发动机和2台氢氧发动机的构型无成熟计算方法和设计标准可参考,全新发动机,喷管排列、喷流参数、尾段结构与在飞火箭差异很大,无现役火箭飞行遥测数据参考;低温发动机和推进剂使用规模前所未有的,舱段低温环境预示及控制难度大。受气动加热、高低温组件等耦合影响,热环境理论预示难度大;采用新卡门头、斜头锥外形,气动加热预示精度未经飞行试验验证;固有的天地差异性使地面试验无法全面验证设计的正确性,产品或系统间接口的环境适应性缺乏验证,难以开展有效的地面羽流膨胀试验。

从机理分析、飞行遥测反算、工程计算、搭载发动机试车测量、搭载飞行遥测、热流考核试验、数值仿真计算7个方面开展技术攻关。

搭载发动机单/双试车,精细设计热流测量方案,直接测量地面喷流辐射热环境,修正辐射热预示的无限长半圆柱法,建立单-多台发动机热递推关系。

成功探索运载火箭轨道属性的空间外热流预示方法,将轨道程序角同轨道六要素一并引入空间外热流预示,对全年、全天可能的任务轨道进行预示与分析,完成多种轨道方案空间外热流研究,获得飞行器轨道、飞行姿态等对太阳辐射、地球红外、地球反照等空间外热流的影响;全面分析了不同发射时间对轨道地影持续时间的影响,确定了箭体各个部位所接收到的空间热流随飞行时间的变化。

针对发动机真空羽流复杂干扰流场预示,成功实现发动机真空复杂干扰流场的CFD/DSMC联合仿真预示:为应对流场中气体密度变化较大的特征,采用了网格自适应算法,提高了流场计算精度;采用静态随机负载均衡(Load Balance, LB)技术,在预处理阶段将计算区域的网格以随机的方式平均分配给所有的处理器,成功解决DSMC并行计算等工程应用问题,实现了理论研究向工程应用的成功转化以及复杂外形三

维复杂干扰流场的CFD/DSMC耦合求解,获得了“长征五号”运载火箭二级尾舱喷流热流条件,如图3所示。

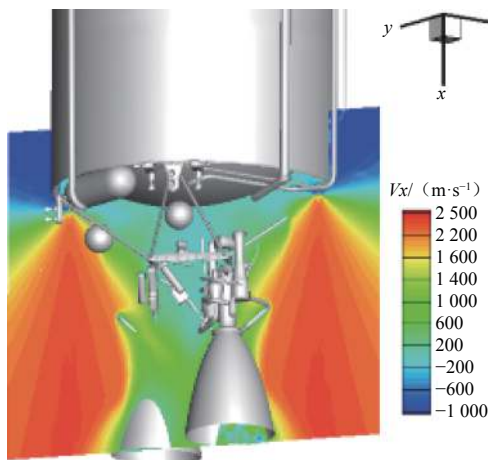


图3 “长征五号”火箭二级尾舱流场
Fig. 3 2nd core-stage engine plume of LM-5

建立节点热网络模型,进行低温舱段吹除热环境预示,合理设计吹除管路布置。精细设计动力系统试车搭载热环境测量方案,通过试车结果验证并修订舱段热环境预示。

通过工程计算与数值仿真的方法对全箭小火箭喷流影响进行技术攻关机理分析,搭载地面火工品试验、助推器分离试验、真空舱点火试验等多次侧推火箭试验,对全箭正、反、侧推火箭制定细化局部的热环境条件,为热防护提供依据。

5 新型氢氧低温火箭测试发射模式及流程优化设计

多氢氧模块动力系统、天气多变的发射条件都对火箭测试发射方案的总体设计提出了前所未有的挑战,不仅需要在满足使用环境的同时为地面测试发射设备提供环境防护,还需要结合可量化的测试性分析方法制定发射场测试项目,结合发射时间、安全性及后处理等综合因素设计合理可靠的测试发射模式及对应的地面测试控制发射系统总体方案,在缩短发射周期的同时确保产品测试覆盖,提高发射可靠性。

针对海南发射场高温高湿、天气多变的复杂发射环境和火箭规模大、发射场流程复杂的特点,国内首次提出了“新三垂”测发模式,采用地面测发设备与活动发射平台集成布局方式,提出了适应大型箭体结构的吊装、全方位瞄准方法,实现了火箭在技术区完成测试后,转场过程中箭体与发射台电、气、液连接状态不变,有效地保留了技术区测试的完整性,将大型低温氢氧火箭发射区测试时间大幅缩短,突破了沿海发

射场台风等极端天气预测的瓶颈,提高了发射可靠性^[19-20]。

图4是“长征五号”火箭转运时的场景。



图4 “长征五号”火箭转运
Fig. 4 Transportation of LM-5

针对火箭复杂的动力系统及全新基于1553B总线传输体制的电气系统,采用基于功能覆盖的量化矩阵分析方法,有效辨识测试不覆盖项,首次提出并实现了惯性器件安装及小转台极性检查测试,去除了仅靠人员保障的单点环节,杜绝了曾多次导致飞行失利的极性隐患,提高了飞行可靠性;采用全工况测试覆盖的先进理念,通过低温浸泡、立体式台架测试等手段在实现功能测试的同时确保覆盖真实工况;同时针对人工判读效率低、正确性无法保障的薄弱环节,实现了测试数据自动判读技术,确保火箭飞行前测试的有效性。

针对新一代大型氢氧火箭动力系统射前流程复杂、操作风险高的难题,为了确保无法正常发射时后处理的可靠性和安全性,首次提出零秒脱落的整流罩空调及箭地气液连接方案,设计了可以满足二级氢排连接器脱落后处理要求的氢紧急排气连接器,提高了二级加排连接器重新对接前的安全性,有效提高了火箭射前故障状态下的推迟发射及应急处理能力;同时创新性地提出了通过发动机预冷路的推进剂泄出方案,实现了贮箱内推进剂在加泄连接器脱落后高效、可靠的泄出,有效避免了塔上排氢的风险,提高了整个加泄系统的安全性,达到低温动力的国际先进水平。

“长征五号”运载火箭液氢总加注量超过400 m³,针对液氢推进剂着火能量低、在空气中极易点燃的风险,首次提出并实现了液氢加注开始后前端无人值守的全新测发模式,攻克了前后端双闭环增压控制、连续液位前后端控加注等多项技术难题,采用多冗余策略、多备份通道的远距离测发控方案,提高了射前加注、增压、连接器控制等各项操作的可靠性,实现了液氢推进剂风险的有效控制,提高低温火箭发射的安全性,达到了氢加注后无人值守的目标。

6 适应深空探测任务的总体技术优化

为满足深空探测任务要求,“长征五号”运载火箭需实现窄窗口发射和可靠性的全面提升。为此,“长征五号”运载火箭在基本型火箭的技术状态基础上进行适应性改进设计与试验,开展关键技术攻关工作,地月转移轨道运载能力达到8.2 t,地火转移轨道运载能力达到5 t。

6.1 奔月/奔火轨道设计及优化技术

由于月球/火星探测器系统、运载火箭系统、发射场系统、测控系统等规模庞大,系统复杂,发射延迟的概率较大,为了节省月球/火星探测器系统用于轨道中途修正的推进剂消耗,需要“长征五号”运载火箭在30~50 min的发射窗口内,预先装订连续3~5条的发射轨道,每条轨道发射窗口宽度为10 min,增加发射机会,满足月球/火星探测器发射窗口要求。

针对多轨道控制技术,开展了适应多轨道发射的姿控和制导方案设计,包括多轨道箭体模型特性分析技术研究、提高冗余信息管理适应性的在线健康管理技术研究,结果表明姿控和制导系统可以适应发射窗口不同引起的参数偏差,满足发射任务需求。

针对月球探测轨道设计,“长征五号”运载火箭按照近月约束展开轨道设计的方式,建立了完整的地球出发主动段轨道直到近月轨道的精确地月转移轨道设计方法,考虑了火箭及探测器对地月转移轨道的特定约束要求,满足运载火箭运载能力、穿越大气段可靠飞行、航落区安全、测控系统约束等限制条件,设计出满足探月三期近月轨道根数要求的地月转移轨道(Lunar Transfer Orbit, LTO)。开展了多约束LTO多轨道数学模型设计研究,将多约束LTO近月点轨道约束转化为对火箭射向、滑行时间、等间隔发射时刻约束的计算模型设计。开展地月转移轨道射向与发射时间的关系研究、地月转移时间与发射时间的关系研究、地月转移轨道窗口搜索技术研究、月球探测摄动力模型建模技术研究等,完成2020年11月连续2 d、每天50 min窗口的奔月轨道设计,每天5条轨道的射向固定,满足探测器、残骸落区及航区测控的要求。

针对火星探测轨道设计,开展地火转移轨道优化,“长征五号”运载火箭以运载能力(不低于5.0 t)、滑行能力(不超过1 000 s)、射向及航落区等约束条件为输入,通过多轮发射方案优化,寻找出连续14 d、每天30 min的发射窗口。通过迭代优化将连续14 d发射轨道的射向、滑行时间、分离姿态统一,实现42条轨道的助推和一级飞行段理论轨道统一,通过42套二级

迭代制导目标诸元实现了连续14 d、每日10 min发射窗口覆盖。

6.2 多轨道自动装订及发射技术

为了节省探测器用于轨道中途修正的推进剂消

耗,“长征五号”运载火箭实现了窄窗口多轨道发射方式,根据发射时间自动切换不同轨道,如图5所示。

窄窗口多轨道的发射方式在“嫦娥五号”月球探测器、“天问一号”火星探测器发射任务中已成功应用。

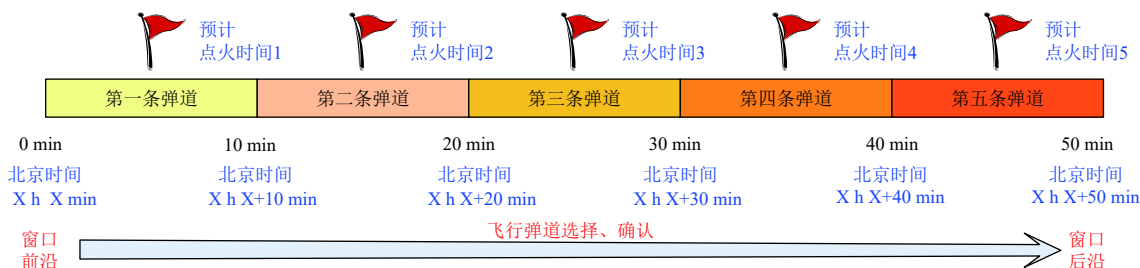


图5 “长征五号”火箭多轨道自动选择

Fig. 5 Multi-orbit choice of LM-5

6.3 长时间滑行热环境预示与管理技术

相比GTO任务,深空探测任务对二级滑行时间提出更长的要求,由600 s延长到1 000 s。

二级大气层外飞行期间,箭体受太阳直接辐射、地球红外辐射、地球反照、真空、冷黑空间背景的共同作用时间加长。

对二级飞行段的换热方式和热源影响因素进行了详细分析,提出了二级长时间滑行的热环境条件,并通过仪器舱和二级尾段典型设备的热真空试验验证,如图6所示。开展了各分系统对二级1 000 s长滑状态的适应能力的分析研究。经确认,“长征五号”运载火箭芯二级可以适应1 000 s长时间滑行,部分潜在风险已实施相应的适应性改进措施,满足深空探测任务的需要。



图6 “长征五号”火箭箭载设备热真空试验

Fig. 6 Thermal vacuum test of LM-5's equipment

6.4 器箭接口总体优化设计技术

通过开展探测器与火箭接口电磁兼容预测分析(如图7所示)、探测器与火箭动力学耦合分析技术研究(如图8所示),并与地面原理性验证试验数据进行对比,提高器箭电磁兼容环境、低频振动环境的预示精度^[21]。

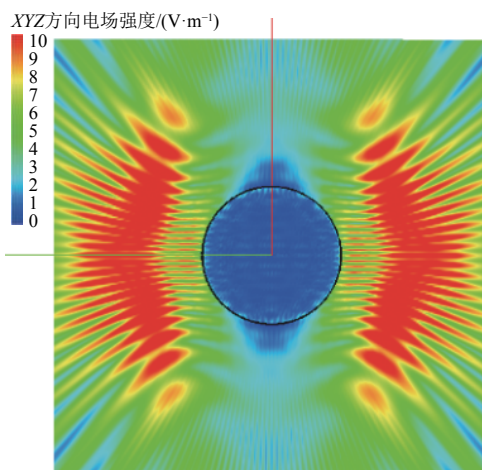


图7 探测器与火箭电磁环境仿真

Fig. 7 EMC simulation of detector and launch vehicle

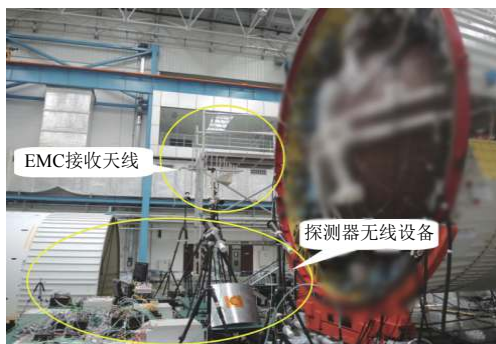


图8 探测器与火箭电磁兼容试验

Fig. 8 EMC test of detector and launch vehicle

7 总体技术发展展望

随着以“长征五号”为代表的新一代运载火箭研制成功,中国运载火箭型谱不断完善,进入空间能力不

断提升,然而与世界先进水平仍有差距。

从任务需求角度看,以国际空间站为代表的近地轨道载人飞行任务需求旺盛;美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)提出的“阿尔忒弥斯”(Artemis)载人登月项目获得拜登政府的继续支持;除此之外,美国还将载人飞行的目光投向了月球以远的深空。SpaceX公司提出火星移民设想,计划2024年采用“超重-星舰”(Super Heavy Starship)首次载人飞往火星^[22-27]。中国在深空探测领域还将继续开展科学探测活动,“十四五”规划纲要中明确提出,要开展星际探测、发展新一代重型运载火箭和重复使用航天运输系统。这些任务的实施,均对火箭的运载能力、可靠性、智能化水平、研制模式提出了更高要求^[28-33]。

7.1 适应典型故障的制导控制律重构技术

基于在线任务切换,在设计过程中根据发动机等关键设备故障程度分级,提前装订多套飞行诸元,在飞行过程中根据故障诊断的结果切换至对应的飞行诸元。结合火箭的有效载荷自身变轨能力,在不满足目标轨道要求时,将有效载荷送入一个预设的应急轨道,通过有效载荷自身变轨实现工程目标,后期再通过轨加注技术保证有效载荷原有性能不受影响。

7.2 在线轨迹规划技术

随着迭代制导技术的成熟、基于总线架构的箭上硬件水平提升,开展在线轨迹规划设计已成为可能。在线轨迹规划其核心技术在于构建多约束快速规划动力学优化模型,采用非线性优化算法,针对故障状态在线生成最省能量的全新轨迹^[34-35](如图9所示)。这种途径的适应性更好,能够充分发挥火箭的剩余能力。通过飞行搭载验证等技术途径,提前验证相关关键技术,实现快速迭代,可及早进入工程实施阶段。

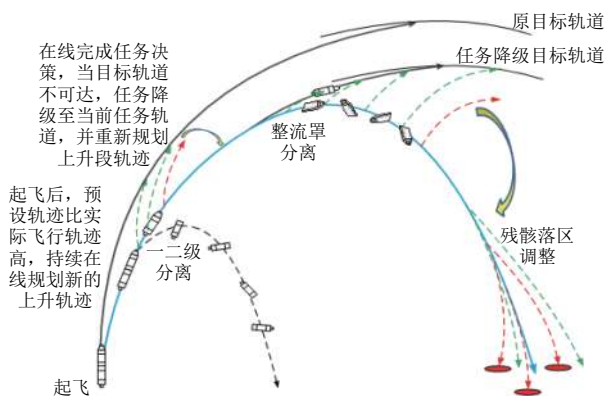


图9 飞行轨迹在线规划示意图

Fig. 9 General view of projected trajectory reconfiguration

8 结 论

“长征五号”运载火箭的成功研制,大幅提升中国进入空间能力、推动中国运载火箭全面升级换代。近年来,“长征五号”运载火箭在中国深空探测领域重大工程任务中发挥了关键作用。本文对“长征五号”运载火箭总体优化与设计相关技术进行系统总结,以更好地满足深空探测任务的实际需求,同时分析了运载火箭总体设计技术的发展趋势。

“长征五号”运载火箭还将继续承担探月工程四期、载人空间站工程空间实验室舱段发射、行星探测等重大科技专项任务的发射,在未来大载荷地球同步转移轨道、中高轨道等发射任务中担当主要角色,为航天强国建设做出贡献。

参 考 文 献

- [1] 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.
LI D, WANG J, LI P Q, et al. New generation of large launch vehicle CZ-5 launched successfully[J]. Space International, 2016(11): 1-7.
- [2] 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,2016(11): 1-7.
LI D, WANG J, HE W, et al. The general scheme and key technologies of CZ-5 launch vehicle[J]. Missiles and Space Vehicles, 2016(11): 1-7.
- [3] 龙乐豪. 总体设计(中)[M]. 北京: 宇航出版社, 1989.
- [4] 龙乐豪,郑立伟. 关于重型运载火箭若干问题的思考[J]. 宇航总体技术, 2017, 1(1): 8-12.
LONG L H, ZHENG L W. Consideration of some issues on the heavy launch vehicle[J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2017, 1(1): 8-12.
- [5] 刘竹生,张博茂. 运载火箭总体设计多学科优化方法发展及展望[J]. 宇航总体技术, 2017, 1(2): 1-6.
LIU Z S, LIU B R. An overview of multidisciplinary optimization method in launch vehicle design[J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2017, 1(2): 1-6.
- [6] 龙乐豪,李平岐,秦旭东,等. 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.
LONG L H, LI P Q, QIN X D, et al. The review on China space transportation system of past 60 years[J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2018, 2(2): 1-6.
- [7] 余梦伦. 20 世纪 90 年代大运载总体方案论证的一些回顾[J]. 宇航总体技术, 2018, 2(2): 7-16.
YU M L. Review of the demonstration of general scheme of large launch vehicle in 1990s[J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2018, 2(2): 7-16.
- [8] 郑孟伟,岳文龙,孙纪国,等. 我国大推力氢氧发动机发展思考[J]. 宇航总体技术, 2019, 3(2): 12-17.
ZHENG M W, YUE W L, SUN J G, et al. Discussion on Chinese large-thrust Hydrogen/Oxygen rocket engine development[J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2019, 3(2): 12-17.

- [9] 李凰立, 苏虹, 沈丹. 运载火箭整流罩脉动压力环境的数值模拟研究[J]. *导弹与航天运载技术*, 2019(4): 11-17.
- LI H L, SU H, SHEN D. Fluctuating pressure numerical simulation on launch vehicle fairing[J]. *Missiles and Space Vehicles*, 2019(4): 11-17.
- [10] 高晨, 刘博龙, 刘洋, 等. 低温推进剂利用系统仿真平台设计与应用[J]. *导弹与航天运载技术*, 2019(4): 43-51.
- GAO C, LIU B L, LIU Y, et al. Design and application of the cryogenic propellant utilization system simulation platform[J]. *Missiles and Space Vehicles*, 2019(4): 43-51.
- [11] 李强, 李国爱, 牟宇. 运载火箭推进剂利用系统建模与仿真[J]. *导弹与航天运载技术*, 2013(5): 32-36.
- LI Q, LI G A, MOU Y. Modeling and simulation of launch vehicle propellant utilization system[J]. *Missiles and Space Vehicles*, 2013(5): 32-36.
- [12] 杨云飞, 李东, 谭述君, 等. 运载火箭纵横扭大回路耦合动力学研究[J]. *中国科学(技术科学)*, 2014, 44(5): 510-516.
- YANG Y F, LI D, TAN S J, et al. A study of longitudinal-lateral-torsional coupling dynamics of launch vehicles[J]. *Scientia Sinica Technologica*, 2014, 44(5): 510-516.
- [13] 杨云飞, 李家文, 陈宇, 等. 大型捆绑火箭姿态动力学模型研究[J]. *中国科学E辑*, 2009(3): 490-499.
- YANG Y F, LI J W, CHEN Y, et al. Research on attitude dynamics model of large bundled launch vehicle[J]. *Science in China(series E)*, 2009(3): 490-499.
- [14] 杨云飞, 陈宇, 李家文, 等. 运载火箭摇摆发动机与全箭动力学特性耦合关系研究[J]. *宇航学报*, 2011(10): 2095-2102.
- YANG Y F, CHEN Y, LI J W, et al. Research on the coupling between swiveled engines and dynamic characteristics of launch vehicle[J]. *Journal of Astronautics*, 2011(10): 2095-2102.
- [15] GERRITS J. Dynamics of liquid-filled spacecraft: numerical simulation of coupled solid-liquid dynamics[J]. University of Groningen, 2001, 5(1): 21-38.
- [16] BAUER H F. Theory of fluid oscillations in a circular cylindrical ring tank partially filled with liquid: NASA TN D-577[R]. Washington, DC: NASA, 1960.
- [17] 尹立中. 航天工程中液体大幅晃动及贮箱类液固耦合动力学研究[J]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 1999.
- YIN L Z. Research on large amplitude liquid slosh and liquid-solid coupling dynamics of tank in aerospace engineering[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 1999.
- [18] JEB S O, JOHNSON M D, WETHERBEE J D, et al. State space implementation of linear perturbation dynamics equations for flexible launch vehicles[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Chicago, Illinois: AIAA, 2009.
- [19] 金杰, 夏超, 肖士利, 等. 基于数字孪生的火箭起飞安全系统设计[J]. *计算机集成制造系统*, 2019(6): 1337-1347.
- JIN J, XIA C, XIAO S L, et al. Rocket launch safety system design scheme based on digital twins[J]. *Computer Integrated Manufacturing Systems*, 2019(6): 1337-1347.
- [20] 吴梦强, 刘海波, 杨喜荣, 等. 运载火箭发射台垂直度调整方法及发展探讨[J]. *导弹与航天运载技术*, 2013(2): 30-35.
- WU M Q, LIU H B, YANG R X, et al. Method and development of launch vehicle launch pad verticality adjustment[J]. *Missiles and Space Vehicles*, 2013(2): 30-35.
- [21] 李云. 运载火箭电磁环境测量方法研究[J]. *装备环境工程*, 2017(4): 26-31.
- LI Y. Electromagnetic environment measuring method for launch vehicle[J]. *Equipment Environmental Engineering*, 2017(4): 26-31.
- [22] VOZOFF M, KEISNER A. Microgravity research on the SpaceX dragonlab spacecraft[C]//AIAA Space Conference & Exposition. California, USA: AIAA, 2009.
- [23] CANTOU T, MERLINGE N, WUILBERCQ R. 3DoF simulation model and specific aerodynamic control capabilities for a SpaceX's starship-like atmospheric reentry vehicle[C]//EUCASS 2019. Madrid, Spain: [s. n.], 2019.
- [24] STRICKLAND E. Three steps to a moon base[J]. *IEEE Spectrum*, 2019, 56(7): 30-31.
- [25] 焉宁, 胡冬生, 郝宇星. SpaceX公司“超重-星舰”运输系统方案分析[J]. *国际太空*, 2020(11): 11-17.
- YAN N, HU D S, HAO Y X. Analysis of "heavy starship" transportation system scheme of SpaceX company[J]. *International Space*, 2020(11): 11-17.
- [26] 薛普, 苏伟, 董超, 等. 美国太空探索技术公司“星船”项目简介及研究进展分析[J]. *中国航天*, 2020(8): 48-52.
- XUE P, SU W, DONG C, et al. Brief introduction and research progress analysis of the SpaceX's Starship program[J]. *China Aerospace*, 2020(8): 48-52.
- [27] 龙雪丹. “猎鹰重型”火箭成功首飞及其未来应用前景分析[J]. *国际太空*, 2018(3): 16-23.
- [28] 张兵, 沈丹, 张志国, 等. 长征系列运载火箭飞行智能化发展路线研究[J]. *导弹与航天运载技术*, 2021(1): 7-11+38.
- ZHANG B, SHEN D, ZHANG Z G, et al. The intelligent flight roadmap of Long March launch vehicle[J]. *Missiles and Space Vehicles*, 2021(1): 7-11+38.
- [29] 何巍, 胡久辉, 赵婷, 等. 基于模型的运载火箭总体设计方法初探[J]. *导弹与航天运载技术*, 2021(1): 12-17+32.
- HE W, HU J H, ZHAO T, et al. Research on model based launch vehicle overall design[J]. *Missiles and Space Vehicles*, 2021(1): 12-17+32.
- [30] 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.
- QIN X D, RONG Y, WANG X J, et al. Development tendency analysis based on the research of Chinese launch vehicles generation[J]. *Missiles and Space Vehicles*, 2014(1): 1-4.
- [31] 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(中英文)*, 2016, 3(4): 315-322.
- QIN X D, LONG L H, RONG Y. The achievement and future of China space transportation system[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2016, 3(4): 315-322.
- [32] 李洪. 智慧火箭发展路线思考[J]. *宇航总体技术*, 2017, 1(1): 1-7.
- LI H. The developing roadmap of intelligent launch vehicle[J]. *Astronautical Systems Engineering Technology*, 2017, 1(1): 1-7.
- [33] 张素明, 安雪岩, 颜廷贵, 等. 大型运载火箭的健康管理技术应用分析与探讨[J]. *导弹与航天运载技术*, 2013(6): 33-38.
- ZHANG S M, AN X Y, YAN T G, et al. Analysis and discussion of health management technology for large launch vehicle[J]. *Missiles and*

- Space Vehicles, 2013(6): 33-38.
- [34] 韩雪颖, 马英, 程兴, 等. 运载火箭推力故障下的弹道重构策略研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2019(2): 7-11.
- HAN X Y, MA Y, CHENG X, et al. Trajectory reconfiguration strategy research on launch vehicle with thrust failure[J]. Missiles and Space Vehicles, 2019(2): 7-11.
- [35] 李学锋. 运载火箭智慧控制系统技术研究[J]. 宇航总体技术, 2018(2): 43-48.

LI X F. Research on GNC system of new generation intelligent launch vehicle[J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2018(2): 43-48.

作者简介:

刘秉(1985-), 男, 高级工程师, 主要研究方向: 运载火箭总体设计。

通讯地址: 北京9200信箱10分箱18号(100076)

电话: (010)68382435

E-mail: liubingnwpu@163.com

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

LIU Bing^{1,2}, LI Dong³, HUANG Bing¹, HUANG Hui¹, LI Pingqi¹

(1. Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076, China;

2. Unmanned System Research Institute, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

3. China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China)

Abstract: The overall key technical research of the Long March 5 launch vehicle is introduced, such as the optimization design of large low temperature launch vehicle aerodynamic shape, attitude control design of swing booster engine, and large strap-on launch vehicle force and thermal environment analysis method, etc. The overall optimization technology scheme is advanced. New design and simulation technology are adopted and verified through the large ground test. Long March 5 achieves the 14-ton carrying capacity of GTO, and the overall technology reaches the international advanced level of similar launch vehicles. To meet the needs of deep space exploration missions, the overall technical research level of Long March 5 has been optimized and improved.

Keywords: Long March 5 launch vehicle; key technology; overall design; optimization design

Highlights:

- large strap-on launch vehicle force and thermal environment analysis method.
- large low temperature launch vehicle aerodynamic shape optimization.
- Long March 5 achieves the 14-ton carrying capacity of GTO, and the overall technology reaches the international advanced level of similar launch vehicles.

[责任编辑: 宋宏, 英文审校: 宋利辉]