

长征八号：长征火箭系列商业化与智慧化的先行者

宋征宇¹, 吴义田², 徐珊姝², 陈晓飞², 肖 耘¹

(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: “长征八号”(CZ-8)运载火箭充分继承了在役和新一代运载火箭的研制成果, 以发射太阳同步轨道(700~1 000 km)卫星为主, 兼顾近地球轨道(Low Earth Orbit, LEO)和地球同步转移轨道(Geostationary Transfer Orbit, GTO)。CZ-8设计有组合型和融合型两种配置, 可面向多种任务, 尤其针对商业发射市场, 在快捷制造、系统集成、快响发射、自主无人值守、简化对发射场要求等方面开展了大量创新性实践, 显著提升了竞争力。为应对未来智慧火箭的目标, 开展了上升段应对推力下降故障的动态轨迹规划、起飞漂移主动控制、发射窗口自主修正等自主技术的研究和应用; 针对重复使用的需求, 采用集束式回收方案进行关键技术攻关和验证, 按照分步发展的策略, 在大型轻质着陆机构、自主制导方法等方面取得了阶段性进展, 旨在将CZ-8努力打造成为性价比高、易用性好、安全性高的新一代中型主力火箭。

关键词: 快捷制造; 自主操作控制; 动态轨迹规划; 垂直着陆; 重复使用; 商业发射

中图分类号: V421.1

文献标识码: A

文章编号: 2096-9287(2021)01-0003-14

DOI: 10.15982/j.issn.2096-9287.2021.20200009

引用格式: 宋征宇, 吴义田, 徐珊姝, 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(中英文), 2021, 8(1): 3-16.

Reference format: SONG Z Y, WU Y T, XU S S, 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.

引 言

“长征八号”(CZ-8)运载火箭的研制主要是为了填补我国新一代运载火箭700 km太阳同步轨道(Sun Synchronous Orbit, SSO)3~4.5 t卫星发射的能力空白^[1], 同时面向商业卫星发射市场参与竞争。世界各国也都在积极降低发射成本参与市场竞争。欧洲“阿丽亚娜6号”(Ariane 6)火箭就期望将地球同步转移轨道(Geostationary Transfer Orbit, GTO)价格从“阿丽亚娜6号”(Ariane 5)的2万美元/kg降低50%, 并在未来将降至5 000美元/kg^[2]。而SpaceX面向SSO轨道小卫星搭载的报价已是100万美元/200 kg^[3]。

纵观国际上面向商业市场的运载火箭^[2,4-7], 其降低成本的技术手段主要体现在以下方面:

1) 充分继承已有技术并尽可能实现产品化设计

例如, Ariane 6继承了VEGA-C的固体芯一级、Ariane 5的主低温发动机以及为A5ME项目开发的VINCI低温发动机; 日本旗舰火箭H3的结构设计以H-II、H-II A和H-II B为基础, 且除SRB-3分离外, 分离机构和火工装置等关键部件与H-II A/B均无变化, 并通过H-II B发射台局部修改以适应H3接口等。

2) 优化结构设计和制造

在结构设计和制造方面, 因各国工业基础不同而体现出较大差异。H3火箭将减少特殊材料(如大型锻造环和大型厚板)的使用, 通过共用结构并增减柱段形成长、短两型整流罩。Ariane 6^[8]提出采用喷丸成型工艺制造贮箱壁板, 开发纤维增强优化的火箭壳体, 采用基于闭孔聚氨酯泡沫材料的新喷涂外罐绝热方案。在上面级共底贮箱制造中, 采用小型板材通过搅拌摩擦焊焊接成大型板材, 并通过凹旋整体成型以制造箱底^[9]。共底采用夹层结构, 利用聚氨酯泡沫和多层绝热箔(Multi-Layer Insulation, MLI)实现隔热^[10]。美国联合发射联盟(United Launch Alliance, ULA)上面级采用由廉价轧制钢材并经精密激光切割而加工成的共底贮箱, 通过先进隔热技术将氧箱至氢箱的传热降低一个数量级。此外, 增材制造也是一个不可忽视的发展趋势, 但该项技术只有在成熟度提高后才能真正降低成本, 目前也只是在小范围内进行尝试, 例如欧洲航天局(European Space Agency, ESA)未来运载器准备计划(Future Launchers Preparatory Programme, FLPP)中采用增材制造生产“内置姿态和滚转控制系

统支架”^[11]。

对结构设计而言, 选择合理的载荷指标可以显著降低制造成本和周期, 避免过设计。俄罗斯专家在“联盟2号”运载火箭的设计中提出了通过降低标准工况载荷以优化结构设计并提高运载能力的方法, 该方法基于可接受的结构失效概率、载荷的统计分析, 以及考虑静强度失效模式的不确定性而选取的安全系数等, 是一种基于统计的分析和设计方法, 已经实现数十次成功发射^[12]。

3) 降低电气系统成本

ESA于2001年在Proba航天器上进行了部分COTS器件的技术验证, 2002年2月和2003年10月, 日本也在航天器上进行了COTS器件的验证。而ESA则计划对COTS器件进行探空火箭发射演示验证, 以此获取使用经验。H3采用基于网络的“分布式控制系统”, 实现低成本和高冗余度。

4) 简化系统设计

例如Ariane考虑取消对氦气和火工品的需求等。随着电子产品技术成熟度的提高以及成本的降低, 箭上气、液控制装置也有逐渐被电控取代的趋势。例如H3火箭取消执行机构的液压系统和阀门的气动系统, 飞行中阀门和万向节执行器都改为电动控制以提高操作性。

5) 整体优化

ULA通过采用集成流体系统(Integrated Vehicle Fluids, IVF)上面级, 并结合Vulcan助推器, 将运载能力提高30%以上, 价格降为三分之一(相对于Delta IV); 上面级在轨时间达到一周, 可实现多轨道部署。IVF消除了上面级尾舱的大量气瓶, 释放了更多的载荷可用空间, 并提升运载能力500 kg。

6) 采用重复使用技术

法国国家太空研究中心(Conseilho Nacional para a Economia Social, CNES)筹划中的1 000 kN(真空)“普罗米修斯”(Prometheus)发动机可至少重复使用5次, 并将构成Themis可回收通用芯一级用于未来火箭构型。在美国空军看来, 重复使用除节省成本外, 更重要的是将可能提供更高的可靠性、更快的响应能力和更大的灵活性^[13], 美国空军正将重复使用运载火箭纳入现有的飞行价值认证程序。

然而, 现有运载火箭的结构与材料可能并不能满足重复使用的要求, 应考虑循环使用载荷下的特性、与低温推进剂长期相容性、重复使用导致的疲劳特性和损伤容限等。这些结构应以可承受的成本提供最佳性能, 飞行后无需进行大量的检查和翻新, 以便在实现低成本生产的同时, 有良好的结构裕度来应对各种各样的任务, 这也正是ESA FLPP^[14]的目的之一。

7) 自主安控

美国空军还在推广另一项有望降低成本的技术。其空间司令部表示, 计划在未来5年内为所有航天发射实施自主飞行安全系统(Autonomous Flight Safety System, AFSS), 以提高其运行效率, 并允许其以更大的灵活性和弹性实施发射^[15]。在传统任务中, 如果火箭偏离飞行路径, 危及公共安全, 地面操作人员将遥控引爆摧毁火箭。而安装在火箭上的AFSS系统具备自主判断是否需要自毁的能力, “猎鹰9号”(Falcon 9)火箭在2017年2月19日发射“龙飞船”(Dragon)时进行了验证。美国空军认为, 这一进展将节省资金和时间, 因为未来火箭发射需要更少的雷达和遥测^[16]。

在提高飞行的智能和自主性方面, 瑞士Embotech AG公司开发了欧洲第一个用于空间运输系统的实时凸优化制导算法代码生成器, 可用于自主飞行的实时轨迹控制^[17]。这项技术可以在未来可重复使用的空间运输系统和重返大气层的任务中发挥关键作用。此外, Ariane 6提出了智能化电子系统^[2], 其内容涵盖健康监测系统、天基测控、自主飞行中止系统、级间和箭地间的无线通信, 以及高速TTE总线^[18-19]等。

在上述背景下, CZ-8开展了面向商业发射市场的设计, 并进一步通过智能自主技术的应用来提升火箭的适应能力, 减少人员消耗, 同时通过开展垂直起降的演示试验, 为未来重复使用打下基础。

1 CZ-8运载火箭的总体概况

CZ-8系列火箭可以为低轨星座、低倾角卫星、小型电推进高轨卫星等提供服务, 可满足大部分中大型有效载荷或多星组网的发射需求。CZ-8继承了我国新一代运载火箭和在役氢氧末级的研制成果, 其动力系统的基本配置和运载能力如图1所示。

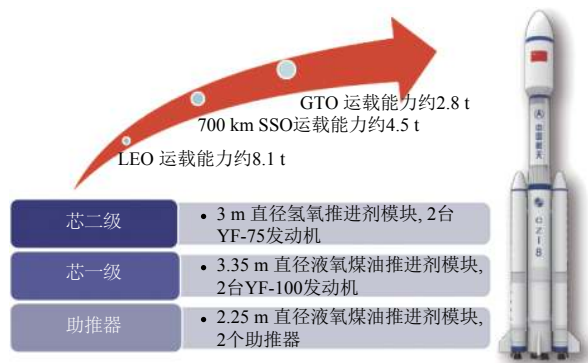


图1 CZ-8运载火箭配置和运载能力

Fig. 1 Configuration and carrying capacity of LM-8 rocket

不同高度太阳同步轨道(Sun-Synchronous Orbit, SSO)运载能力为3.0~5 t, 如图2所示。

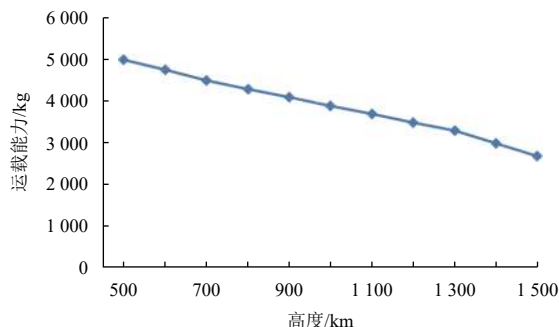


图2 不同高度SSO轨道的运载能力

Fig. 2 Carrying capacity of SSO orbit at different altitudes

CZ-8分为带助推器的CZ-8和不带助推器的CZ-8A两种构型, 每种构型的火箭又分为两种配置: CZ-8/ZH和CZ-8/RH, 分别代表组合型和融合型。其中组合型是由继承型号的舱段组合而成, 面向高附加值的卫星发射; 而融合型则面向竞争更为激烈的商业卫星发射市场, 为打造低成本、高可靠、易使用的运载工具而改进设计。CZ-8能够在文昌、酒泉两个卫星发射中心发射, 年发射能力20发, 最短测发周期7~10 d。CZ-8也将开展重复使用技术的前期演示验证, 未来可重复使用的构型将命名为CZ-8R。

商业发射市场对运载火箭的需求是: 好(提供优质产品与服务, 可靠性和安全性有保证)、省(发射服务价格具有竞争力, SSO任务单位有效载荷发射成本对标0.6万美元/kg)、快(对任务快速响应, 适应能力强, 实施敏捷发射, 缩短发射周期)、多(具有足够的量产能力、发射服务能力, 适应高密度组网发射)。

CZ-8也将在智慧化方面进行有益的探索, 重点聚焦在无人值守与自主发射控制技术、故障诊断与处理、上升段目标轨道与飞行轨迹联合优化技术、着陆段自主制导方法等。

本文主要介绍CZ-8/RH火箭和CZ-8R火箭。其中第2节和第3节为CZ-8/RH火箭相关技术特点, 第4节为CZ-8R火箭相关技术特点。

2 面向商业发射市场的设计

2.1 结构快捷制造

随着高密度发射需求的增多和市场竞争的加剧, 对火箭提出了缩短生产周期和降低制造成本的要求, 采用适合本国国情的新制造工艺和自动化装配技术是提高结构制造效率的关键主题。由于工艺基础不同, 不同国家的火箭在结构制造上体现了较大差异。针对我国的现状以及CZ-8推向市场的进度安排, 采取如下快捷制造措施:

1) 优化贮箱材料

从火箭运载能力和制造效率之间进行优化平衡, 在

性能下降可承受的情况下选择价格更经济、焊接性能更好的铝合金, 即选用5A06铝合金, 原材料成本大幅降低。

2) 简化贮箱筒段工艺

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铰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。如采用光筒壳方案, 加工周期显著缩短; 虽然带来贮箱自重的增加, 但对运载能力的损失仅为200 kg左右。经综合评估, 目前CZ-8运载能力有较大余量, 因此该方案可以在CZ-8/RH构型上实施。

3) 箱底整体成型

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。采用箱底整体成型工艺, 产品一致性好, 加工周期缩短近80%。图3(a)为原瓜瓣拼焊加工的箱底, 图3(b)为整体成型加工的箱底。

4) 结构统一化设计

将不同的壳段、桁条、舱口盖、电缆支架等进行统一选型和设计。



(a) 原瓜瓣拼焊加工

(b) 整体成型加工

图3 贮箱箱底成型方案对比

Fig. 3 Comparison of tank dome forming schemes

2.2 箭上电气系统集成技术

在系统集成方面, 可靠性与经济性总是面临着各种权衡。以惯性测量单元和计算机为例, 将两类设备集成或者分立设置的设计方案都有应用, 前者如“阿特拉斯 V”(Atlas V)的容错惯性导航单元(含冗余惯性测量系统IMS和双冗余主从热备份飞行控制系统FCS)^[20]、Delta火箭的冗余惯性飞行控制组合(由惯性传感组合ISA和惯性处理电路IPE组成)^[21]。作为Ariane 6的备选方案之一, Avionic-X项目提出了将惯性测量功能作为部件与其它功能块集成的方案^[22]。而分立设计的典型则是美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)空间发射系统SLS Block I的冗余惯性导航单元(Redundant Inertial Navigation Unit, RINU)^[23]和箭载计算机^[24]。

CZ-8将传统的控制、推进剂利用和测量等箭上电气分系统集成成为统一的电气系统, 特点如下:

1) 功能一体化

实现控制、测量、推进剂利用等分系统的功能融合、资源整合。

图4为CZ-8 GNC控制组合的示意图, 它集成了由

5个加速度表和5个单轴光纤陀螺斜置安装的惯性测量组合、三模冗余数字计算机、伺服控制模块、多体制卫星导航功能,重量、体积及数量均降低到原来的20%以下。



图4 CZ-8 GNC控制组合

Fig. 4 GNC control assembly of LM-8

每个单模的控制模块均采用国产高性能四核处理器,分别用于导航、飞行控制、在线轨迹规划和动力系统在线故障诊断。

2) 信息一体化

可实现箭上控制与测量信息通道的互通和信息共享。以箭上多功能集成组合为例,集原数据综合器、综控器、推力调节控制器等功能;通过机内总线进行模块间高速数据交换,控制装置由此具备了获取全箭

所有测量信息的能力,这为更加自主地控制创造了条件。

3) 供配电一体化

采用一套电源为所有箭上电气系统供电,并能兼容控制与测量分系统不同接地体制的需求。通过数字配电技术简化箭地供配电接口线路。集成火工品自动短路保护和解保、回路阻值及电磁阀动态在线测试等功能,使得火工品解保可以延长到发射前的最后时刻,提高了射前操作的安全性。

2.3 地面一体化测发控

实现传统相对独立的分系统级测试与发射控制系统的一体化设计:

1) 精简发射场岗位人员,取消所有分系统级测控终端和指挥人员,全箭仅保留一台主控终端(主从热备份)和一名现场指挥。

2) 采用“人在回路”上的自动化测控方案,正常操作自动完成,人员起到监测和必要时干预的作用。既避免了“人在回路内”需要大量人工操作的不足,也消除了“人在回路外”失控的风险。

3) 自主故障处理,采用基于模型、知识推理和概率神经网络等技术进行自主判读和故障处理,并具备人工介入进行故障处理的能力。

图5为测发控系统的组成,全部采用箭上自检测,

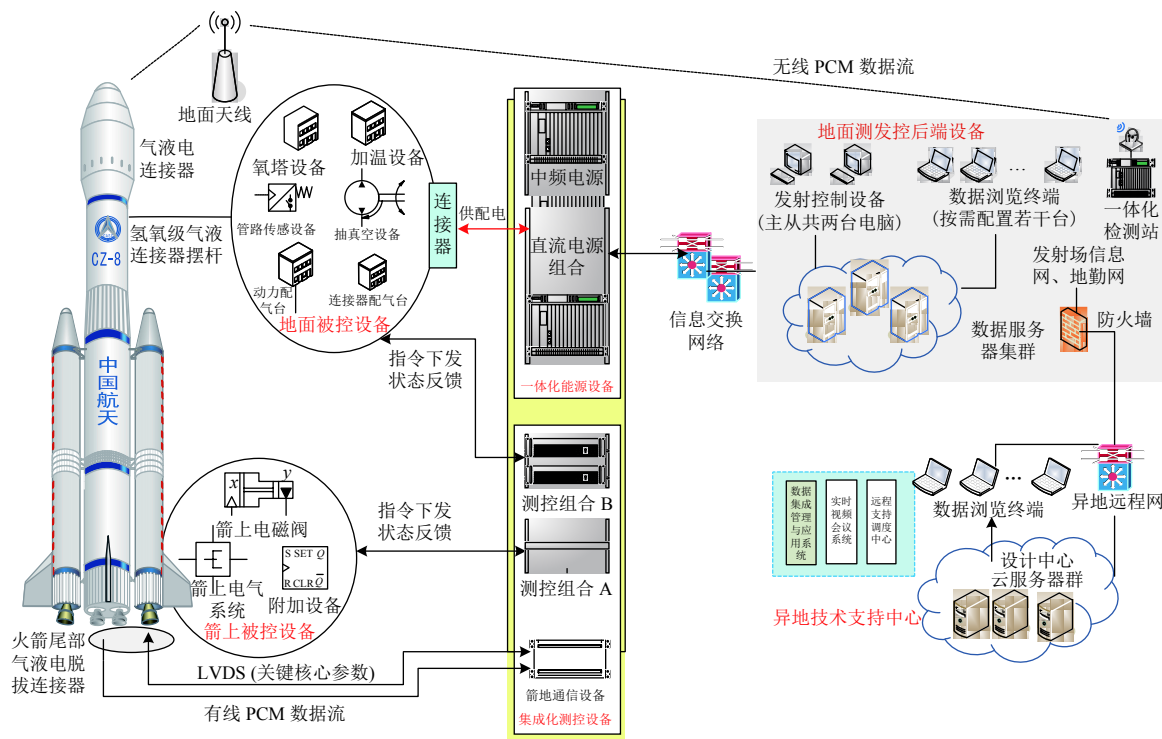


图5 CZ-8地面测发控系统功能框图

Fig. 5 Functional block of LM-8 test and launch control system

通过有线串行通信和无线传输将自检检测信息传送至地面系统。前端测控设备将传统控制、测量、推进剂利用、动力测控、发射支持系统、总体网等所有分系统的测控功能全部集成在一起。

2.4 快速发射能力

运载火箭水平转运和起竖是实现快速发射的有效手段。以SpaceX的Falcon 9为例,其整流罩与卫星的组装、星罩组合体运输至火箭厂房,均处于垂直状态;随后星罩组合体转至水平状态,与位于转运起竖车上已水平组装好的箭体对接^[25]。ESA的Ariane 6也采取芯级水平组装方式,并作为该火箭最具影响力的选择之一^[26];其将芯一级与二级组合体整体水平转运至发射区并完成起竖,固体助推器与星罩组合体在发射区垂直组装^[27]。

CZ-8通过优化任务流程,缩短靶场工作时间,减少现场保留工序,实现“运输即发射”(ship and shoot)的目标。为适应上述需求,CZ-8主要开展如下工作:

1) 产品装箭运输。电子产品、火工品装箭运输,其中火工品全部更改为钝感产品;并着手解决发动机大喷管运输整体隔振难题,取消靶场单元测试、设备安装等现场保留工序。

2) 采用三平测发模式。取消复杂庞大的垂直总装测试厂房、垂直转运平台,火箭各舱段水平组装、水平测试、水平转运。

3) 筒装发射台。采用固定式筒装发射台,降低维护成本;大幅减少发射区操作项目,缩减勤务塔人员可达通道。

4) 起飞漂移主动控制。利用惯性测量信息进行垂直度调整,采用主动控制技术控制起飞偏移量,缩短箭体与固定勤务塔的间距,从而缩减勤务塔建设规模。

5) 采用自瞄准方案。取消地面方位瞄准设施,利用自身的惯性测量组合完成自瞄准,并采用起飞滚转控制技术以适应不同发射方位的要求。

2.5 无人值守技术

实现发射区加注发射无人值守,是当前各国关注的重点。对于采用液氧/煤油和液氧/液氢为推进剂的低温火箭,全自主操作的难度很大。以NASA为例,从2011—2014年的“集成化地面操作验证单元”项目^[28],至2015—2017年的“自主推进剂加注”项目^[29],以及目前仍在开展的美国种子基金项目的“地面操作自主控制技术”^[30],一直在提升与低温测控相关的自主技术研发并持续提高技术成熟度。此外,在NASA 2015年的空间技术发展路线图中,在第13个领域“地面和发射系统”中,将自主命令与控制、故障隔离与诊断、预警、决策等列为需要解决的关键技术^[31],也是为了提升操作的自主性、进而降低成本提高效率。

CZ-8将首次实现从低温流动开始(-8 h)前端发射区无人值守。在发射日-12~-8 h之间,前端发射区仅需6人进行煤油相关的加注与撤收工作。

为实现上述目标,采取如下措施:

1) 远控调压。采用大流程、闭环控制调压阀取代射前人工调压与监测。

2) 采用零秒脱落连接器。将一级与助推器的氧加注连接器调整至火箭尾部,并设计有氧塔进行保护,火箭起飞时连接器自动脱落。增设二级氢紧急排气连接器,并采用零秒脱落技术;当火箭未能起飞时该连接器将始终处于连接状态,用于给氢箱泄压保证发射区的安全性。

3) 采用自气封和一二级统一供配气技术,减少连接器数量。

4) 取消用于电气接口连接的摆杆,简化箭地电气接口或将有限的接口集中在火箭尾部的脱拔连接器上。

5) 通过火工品回路自动保护与解保操作,取消射前短路保护插头的各种检查和取下操作。

图6为测控软件界面示意图。



图6 正常和故障工况下的软件操作界面示意图
Fig. 6 Software user interface under normal and fault conditions

正常工况下, 后端操作人员启动测控软件即可自动开展所有工作流程, 如图6(a)所示; 发生异常时, 如果已有预案, 可以由人工确认后自动实施预案; 当确实需要人工干预时, 现场指挥的操作界面可以切换到单步执行的状态, 如图6(b)所示。关于CZ-8在自主故障诊断与发射控制方面的详细讨论, 可参考文献[32]。

2.6 卫星搭载服务

各个火箭均努力为用户提供更好的环境条件和快捷服务以吸引用户。Ariane 6 设计新抛罩方案以降低对有效载荷的冲击, 可适应多个工位提供发射服务^[5]。H3火箭通过减少振动、冲击、热流等为卫星提供舒适的环境。ULA提供多样化、标准化的有效载荷接口以及搭载机会, 其上面级不仅提供环状的第二载荷适配器 (Secondary Payload Adapter, SPA) 以及聚类皮卫星轨道部署器 (Poly-Picosatellite-Orbital-Deployer, P-POD) 或C类适配器平台, 还利用尾端空间提供后底托架^[33]等。

CZ-8火箭根据商业用户的需求预留多种搭载接口, 提供灵活多样的专车或顺风车搭载发射服务, 并提供降冲击、降噪声等定制化服务。

3 自主化技术的应用

3.1 自主飞行对推力下降故障的适应能力

在常规发射中, 目标轨道是提前确定的, 在标称情况下的入轨点也基本确定。摄动制导方法对各种偏差的适应能力较弱, 入轨精度也很难提高。“长征”系列火箭自载人航天交会对接任务开始采用迭代制导技术, 该方法能够实时自主地在目标轨道上选择与当前速度、位置、推力等相匹配的入轨点, 并重新规划飞行轨迹^[34]。在推力小幅下降的情况下, 迭代制导仍能通过重新规划轨迹进入原定轨道。但是, 当推力下降导致原目标轨道不可达时, 选择轨道上的最优入轨点也就没有了意义, 迭代制导失去了效果, 最终推进剂会耗尽, 此时形成何种轨道完全取决于耗尽时刻的速度与位置, 具有不确定性, 严重情况下会坠毁。在这种情况下, 寻找一条能够使卫星留轨的轨道, 称之为救援轨道; 卫星留轨后, 可以利用自身的变轨能力尝试入轨。

各国在研制新火箭时均意识到了上述问题。例如, NASA要求SLS在一台芯级发动机出现故障的情况下确保乘员安全, 并且在原目标轨道不可达的情况下选择新目标或中止任务, 但应对策略以及切换备选轨道的时机, 均由离线仿真确定^[35]。该方法仅考虑了推

力降为0或发动机关机的故障, 但若推力没有降为0, 或者推力下降后处于持续波动, 则难以提前规划好应对策略。ESA则将在线轨迹规划作为电子系统一项重要的研究内容^[19]。俄罗斯专家针对基础级火箭运载能力不足的状况, 提出了采用基于数值计算的自适应制导方法, 充分发挥上面级的运载能力重新规划飞行轨迹, 可以避免卫星坠落, 这一场景与本文讨论的问题较为接近^[36]。在中国由于CZ-5第二次飞行任务未能成功入轨, 也促进了类似研究的开展^[37]。

CZ-8将研发在线动态轨迹规划技术, 并利用GNC组合四核处理器的优势, 选择一个处理器核对该技术进行搭载测试。CZ-8主制导方法将仍是迭代制导, 待自主规划技术成熟时接入主任务, 并仅在发生故障时激活。

救援轨道优化命题的目标是尽可能将有效载荷送入与原目标轨道最接近的轨道。每一条轨道都可用5个轨道根数表示, 即终端时刻 t_f 的轨道半长轴 a_f 、偏心率 e_f 、倾角 i_f 、升交点经度 Ω_f 、近地点幅角 w_f , 5个轨道根数与终端速度位置之间的非线性关系可参考文献[38]。因此定义轨道根数差值的加权平方和 ($Orbit_{dev}$) 为轨道偏差, 用于量化两条轨道的接近程度

$$Orbit_{dev} = \lambda_a \Delta a_f^2 + \lambda_e \Delta e_f^2 + \lambda_i \Delta i_f^2 + \lambda_w \Delta w_f^2 + \lambda_\Omega \Delta \Omega_f^2 \quad (1)$$

采用解析法求解上述问题难度很大。即使采用直接法对其进行数值优化, 也几乎不能收敛到满足全部约束的 (局部) 最优解。为提高在线求解效率, 提出状态触发目标函数的策略, 如图7所示。

考虑到调整轨道面需要大量的推进剂, 而其它面内参数 (a_f 、 e_f 等) 都可以使用卫星的推进系统来改变, 故障后应尽量保证原目标轨道面的入轨精度。但若运载能力损失较大, 调整轨道面偏差会导致轨道高度下降, 因此从确保安全性的角度, 应首先保证轨道高度; 只有剩余运载能力大于某个阈值时, 才考虑轨道面的调整; 最后考虑轨道形状的调整。

首先以当前轨道面内的最大高度圆轨道 (Maximum Circular Orbit, MCO) 作为优化目标 J_1 , 其目标函数为

$$\min J_1 = -y_f \quad (2)$$

若MCO的高度 h_{opt} 小于原目标轨道近地点高度 $h_{p_{ref}}$, 则MCO为最优圆救援轨道 (Optimal Circular Orbit, OCO); 若 h_{opt} 比 $h_{p_{ref}}$ 高出一定范围 (Δh), 表明火箭在保证轨道高度的前提下, 具备调整轨道面的能力, 此时触发第二个目标函数 J_2 , 即选择轨道面偏差最小作为目标函数, 以得到最优椭圆救援轨道 (Optimal Elliptical Orbit, OEO)。

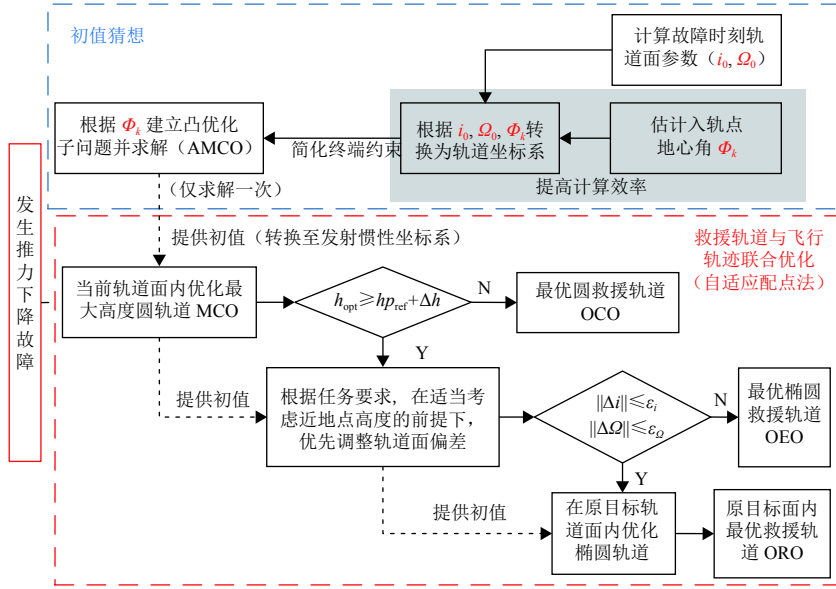


图 7 救援轨道优化求解策略

Fig. 7 Rescue orbit optimization solution strategy

$$\min J_2 = \lambda_{hp} \Delta h p_f^2 + \lambda_a \Delta a_f^2 + \lambda_i \Delta i_f^2 + \lambda_\Omega \Delta \Omega_f^2 \quad (3)$$

若 J_2 仅包括 i_f 和 Ω_f 偏差，火箭的剩余运载能力将全部用于消除轨道面偏差，并且易陷入局部最优解，导致 $h p_f$ 低于安全高度。为此需引入 $h p_f$ 最小值不等式约束，由于调整轨道面消耗能量较大，对 i_f 和 Ω_f 略作调整就可能出现近地点下降而不满足约束的情况，致使计算过程来回波动无法收敛。因此，可在目标函数中引入 $h p_f$ 和 a_f 偏差的正则项，如式 (3) 所示，并设置相对较小的权重系数，优先调整轨道面偏差，以等效对最低安全高度的约束。

对于故障后剩余运载能力处于原目标轨道面附近的状态，求解 OEO 效果很好，能够缩小轨道面的偏差；但在剩余运载能力较大的情况下，计算过程可能陷入局部最优解，无法进一步缩小其他轨道根数偏差。为此，针对 OEO 中与目标轨道共面的计算结果，触发第 3 个目标函数 J_3 ，在原目标轨道面内，减小 $h p_f$ 、 a_f 和 w_f 偏差，从而得到最优救援轨道 ORO。

$$\min J_3 = \lambda_{hp} \Delta h p_f^2 + \lambda_a \Delta a_f^2 + \lambda_w \Delta w_f^2 \quad (4)$$

为避免临界状态求解困难的情况，设置 Δh 、 ϵ_i 、 ϵ_Ω 等容差项。采用自适应配点法求解上述问题，并自然地 J_1 的优化解作为求解 J_2 问题的初值， J_2 的优化解作为求解 J_3 问题的初值；而 J_1 的求解 MCO 也需要合理的策略，即预计故障后的航程。有关该预计的分析内容，可参考文献 [39]。

优化结果可以分为 4 个特征区，不安全区（无法形成任何轨道）、圆轨道区（轨道高度小于目标轨道近地点高度）、椭圆轨道区（轨道面逐渐与轨道形状逐

渐接近目标轨道）以及原目标轨道区。在每个区的交界处，尤其椭圆轨道区与目标轨道区之间，对应的故障状态容易陷入局部最优解。寻找全局最优解的措施可以考虑自适应调整偏差权重的方法，但在工程上这些局部最优解也是可以接受的。

导致推力下降有不同故障模式，这也决定了后续的处理有不同的策略，因此辨别故障模式是关键。以表 1 所示的故障模式为例，其故障后果在推力下降的幅度上比较接近，但救援处理措施可能不太一样。如果发生泄漏，则推进剂并不都能充分利用，会提前耗尽；如果堵塞，则可以近似认为推进剂是都可以利用的，上述算法均是以这种模式来讨论的；如果喷嘴烧蚀，则可能故障会迅速恶化甚至爆炸，这就需要快速处理，比如尽快进入一个留轨的轨道并迅速关机；而泵效率下降的后果更具多样性。针对发动机的在线故障诊断将是留给我们的另一个课题。

表 1 典型发动机故障模式

Table 1 Typical engine failure modes

项目	氧泵后氧 泄漏/s	燃气均流板 堵塞 ¹⁾	涡轮喷嘴 烧蚀 ²⁾	氧泵效率 下降 ³⁾
推力/kN	840	867	776	902
燃料泵出口 压力/(MPa)	27.09	26.53	18.76	29.93
涡轮转速/ (r·min ⁻¹)	13 813	13 643	11 256	14 589
燃烧室压/(MPa)	14.01	14.22	12.51	14.87

注：¹⁾堵塞按 70% 计算；²⁾按烧蚀面积增大至 1.5 倍考虑；³⁾效率按下降 10% 计算。

考虑飞行中存在滑行段,其策略和算法还需要进一步研究。

3.2 其他自主技术的应用

3.2.1 起飞漂移的主动控制

自主技术的另一个应用是实现起飞漂移的主动控制,即将起飞偏移转换为与发射塔架的最低安全距离优化控制问题。由于箭体垂直度的偏差、惯组测量偏差、发动机推力线偏差等,火箭点火后在垂直上升的

过程中,不可避免会出现横向偏移。为了保证发射区和飞行安全,发射塔架与火箭之间需要留出足够多的安全距离以避免火箭尾部与塔架相碰。这个安全距离一般是按照最坏情况考虑的,距离越大,安全性越好,但带来了回转平台、摆杆等规模的增大和发射塔架建设成本的增加。CZ-8通过偏航程序角的控制,使火箭质心向远离塔架方向($-z$ 向)运动,从而实现对起飞漂移量的主动控制。图8给出了有无主动漂移控制下的仿真结果。

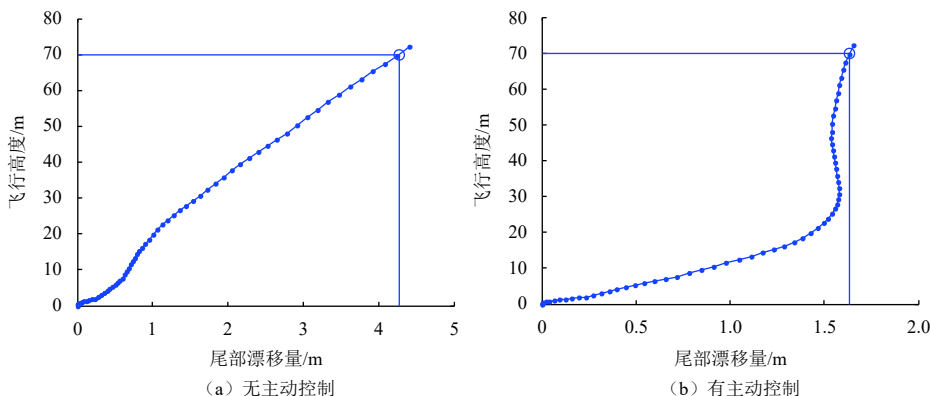


图8 起飞漂移量仿真结果

Fig. 8 Simulation results of takeoff drift

3.2.2 “无窗口约束”的自主修正制导控制

将“零窗口”发射问题转换为“无窗口约束”的自主修正制导控制问题。零窗口是针对有赤经(而非经度)要求的轨道而言。每推迟1s发射,赤经误差增加 4.2‰ (地球自转引起发射点惯性坐标系与目标轨道之间的空间关系发生变化)。

未能按时起飞主要影响5个轨道根数中的升交点赤

经,该参数在飞行控制的诸元中被转化为升交点经度,即起飞时刻目标轨道与地球赤道交点的经度。显然,随着地球的转动,目标轨道与地球赤道交点的经度也在不断变化。

图9给出了发射窗口影响的示意。假设原起飞时刻目标轨道的升交点经度为 Ω_1 ,发射点的经度是 Ω_0 ,则可以认为飞行过程中要转动 $d\Omega = \Omega_1 - \Omega_0$ 。

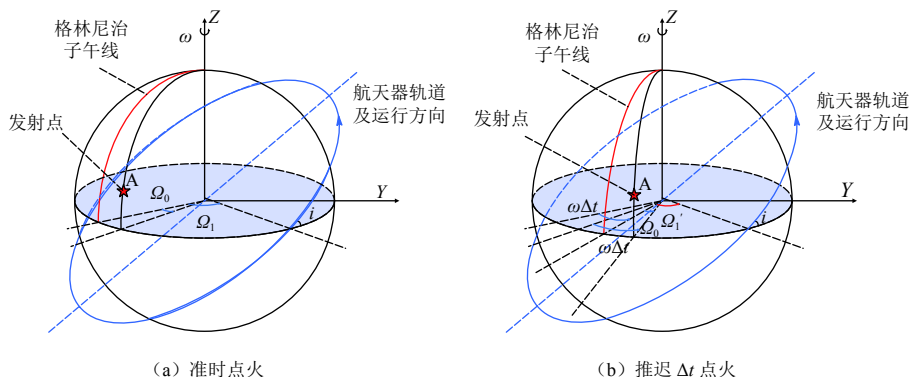


图9 零窗口发射示意图

Fig. 9 Explanation of instantaneous launch window

如果推迟 Δt 起飞,地球转动角度为 $\omega\Delta t$,其中 ω 为地球自转角速度,发射点也转了相同角度,此时目标轨道的经度变为 $\Omega'_1 = \Omega_1 - \omega\Delta t$ 。但因发射点与地球固

联,其经度仍为 Ω_0 ,此时按照装订的诸元转过 $d\Omega$,其经度为

$$\Omega_0 + d\Omega = \Omega_0 + \Omega_1 - \Omega_0 = \Omega_1 = \Omega'_1 + \omega\Delta t$$

而 Ω_1 才是时间推迟后需要达到的经度，因此误差为 $\omega\Delta t$ 。

通过卫星导航授时判断起飞时间偏差 Δt ，计算由此引起的经度误差 $\omega\Delta t$ ，并利用闭路制导自主补偿。由于助推器及一级飞行段需要考虑残骸落区，故飞行轨迹一般不调整，仅在二级飞行段进入迭代制导后重新进行轨迹规划。但这会引入较大的偏航程序角，从而影响运载能力。因此，发射窗口最大宽度不受算法限制，而仅受运载能力限制。该方法还可修正正常发射时因指令延时等引起的微小时间偏差。

CZ-8还采取了自瞄准技术，即利用惯组测量信息解算惯组安装方位与北向的夹角，并在起飞后通过主动滚转控制消除发射方位的偏差。该方法无需在地面或者勤务塔上设置光学瞄准设备。

4 垂直着陆关键技术

4.1 集束式回收方案

CZ-8R基于CZ-8现有的火箭动力系统配置，通过发动机推力适度调节和多次点火实现垂直着陆，为长征火箭的重复使用进行关键技术的演示验证。CZ-8R采用集束式回收方案，即助推器和芯一级不分离一并回收，其优点是：回收效率大幅提升，用一套回收装置实现3个模块的回收，这些模块的成本占火箭总成本的70%；集束式回收使得回收对象的自重大幅增加，降低了对发动机推力调节深度的需求；通过不同发动机的分时点火，降低了对单台发动机点火次数的需求。

图10给出了CZ-8R的经济性分析。将不回收状态下的单位载荷发射价格作为基准值1。以重复使用1次为例，意味着共计两次发射，需要投产2套不回收的产品，投产1套可回收产品，并增加1次回收、运输、检修及更换产品等费用，将所有费用在两次发射中均摊，并除以回收状态下的运载能力，得出单位载荷发射价格。

对回收不利的成本因素包括：①因回收而损失的

运载能力；②因回收而新增加的产品费用，如新增的电子产品、着陆支腿、栅格舵、姿控装置等；③回收产品的运输、翻修、更换与测试费用等。而有利的因素包括：回收部分在火箭总成本的占比。基于上述因素，经过分析比较，集束式回收具有较好的经济效益，其在重复使用次数达到3次即能实现单位载荷发射价格与不回收状态持平。而仅回收芯一级时，即便重复使用20次，也无法实现单位载荷发射价格与不回收状态持平。

4.2 回收关键技术

CZ-8R飞行剖面如图11所示。

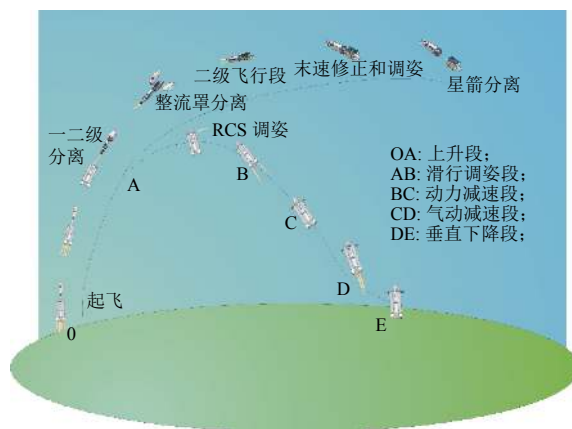


图 11 CZ-8R飞行剖面
Fig. 11 CZ-8R flight profile

1) OA段：上升段飞行，助推器关机后不分离，同时弹道设计中尽可能缩短芯一级关机与助推器关机时间差。

2) AB段：滑翔调姿段，调姿通过姿控喷管实现，喷管安装在一级及助推器舱段的顶部，在这个过程中发动机不开机，当降落速度逐步增加，并即将进入稠密大气层时，进入下一个工作阶段。

3) BC段：动力减速段。为避免箭体再入速度过快与稠密大气摩擦产生较大热量，此时发动机点火进行减速，并同时修正前序飞行段的轨迹偏差，对落点进行控制。根据需要发动机仅工作较短的一段时间。

4) CD段：发动机关机后进入气动减速段，通过气动阻力降低速度、调整轨迹，同时栅格舵也会参与姿态稳定控制，必要时也可参与轨迹调整。

5) DE段：当满足动力反推的开机条件时，芯级发动机点火并进行节流控制，控制系统根据当前时刻的速度和位置实时计算飞行轨迹并控制，实现定点软着陆。

4.3 关键技术及发展策略

CZ-8R需解决的关键技术包括：①发动机多次点火；②推力调节；③末端（动力反推段）制导；④高

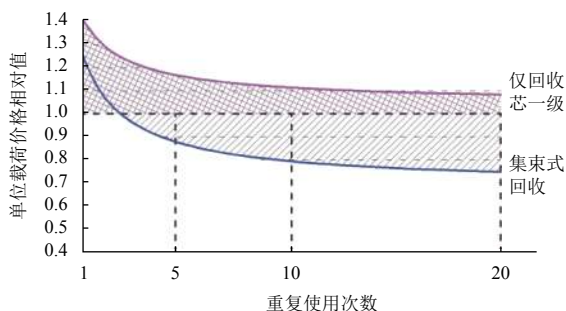


图 10 CZ-8R回收经济性分析
Fig. 10 Economic analysis of LM-8R recovery

精度导航装置; ⑤栅格舵设计与制造; ⑥箭体大面积热防护; ⑦轻质可展开着陆机构; ⑧大型海上浮动着陆平台。由于芯一级发动机推力为1 188 kN, 其节流深度有限, 导致动力反推段的推重比较大 (>1), 这就需要采用先进的制导控制技术来缓解发动机深度节流的压力。

为消除CZ-8R回收的风险, 采取低空低速、低空中速和高空高速分步突破关键技术的策略。2018年, 研究人员利用北京航天自动控制研究所研发的“孔雀”GNC验证飞行器, 首次进行实时轨迹规划与控制的演示实验。该实验模拟发动机有限节流条件, 通过离线设计在飞行平面内的反推点火接入条件, 以燃料最优为目标并考虑气动力的影响, 采用序列凸优化和模型预测控制, 以嵌入式定制化代码成功进行了验证。其中剩余飞行时间以中间推力标称轨迹飞行时间为初值。在1 GHz的处理平台上, 完成一次轨迹规划的时间不超过200 ms。

在此基础上, CZ-8R将开展以火箭发动机为动力的垂直起飞垂直着陆试验, 在进一步验证制导与控制技术的同时, 重点考核着陆机构。

着陆机构由着陆支腿、推冲装置、球锁和气动保护罩等组成, 其中着陆腿是关键部件, 用于减缓着陆时的冲击过载, 使火箭稳定着陆。以往航天着陆缓冲机构研究多集中于登月任务^[40], 火箭的重复使用需求激发了对地面定点着陆技术的研究^[41]。运载火箭着陆所使用的支腿, 由于箭体自重重大 (数十t)、跨距大 (Falcon 9跨度约为21.336 m), 且受到发动机节流能力的限制, 以及优先控制落点位置精度的需求, 着陆的速度也偏大, 这就要求着陆支腿有很好的强度和缓冲功能。强度的增加带来了支腿自重的增大, 在自重以及大跨距的影响下, 弯矩载荷进一步加大。当在海上平台着陆时, 还将出现静止、滑动、摆动、滑动摆动、起跳碰撞等多种动力学行为, 因此要求支腿具备倾斜姿态及水平速度适应能力。

经过充分的对比分析^[42-43], 选择采用4套对称分布的倒三角式着陆腿设计, 每个着陆支腿由一根主腿和两个副腿组成, 主腿内采用铝蜂窝式的双向缓冲吸能设计。

4.4 动力下降段自主制导技术

4.4.1 问题描述

动力下降段3DoF质心运动方程如式 (5) 所示, 其中 $\mathbf{r}$ 和 $\mathbf{v}$ 分别表示飞行器位置和速度矢量, $\mathbf{F}$ 表示飞行器受到的合力, 主要包含引力 ($\mathbf{G}$)、发动机推力 ($\mathbf{T}$) 和气动力 ($\mathbf{D}$), $\boldsymbol{\omega}_e$ 为地球自转角速度矢量, m 为飞行器质量, I_{sp} 为发动机比冲, g_0 为地球海平面重

力加速度。

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{r}} = \mathbf{v}, & \dot{\mathbf{v}} = \mathbf{F}/m - 2\boldsymbol{\omega}_e \times \mathbf{v} - \boldsymbol{\omega}_e \times (\boldsymbol{\omega}_e \times \mathbf{r}), \\ \dot{m} = -\|\mathbf{T}\|/(I_{sp}g_0), & \mathbf{F} = \mathbf{D} + \mathbf{T} + \mathbf{G} \end{cases} \quad (5)$$

火箭垂直着陆问题约束条件包括: ①起始点约束为火箭当前状态; ②终端速度位置精度达到米级, 姿态在 90° 附近; ③通过约束秒流量实现对发动机推力幅值的控制; ④着陆过程姿态角速度控制在 $1 \sim 2 (^\circ)/s$; ⑤终端质量大于箭体结构质量。

考虑式 (5) 和约束条件, 可以看出火箭垂直回收与其他天体的着陆相比, 在动力下降段 (PD) 制导方法上存在的差异。月面接近真空状态, 一般常采用解析制导或跟踪制导的方法; 在火星着陆动力下降段的前段, 火星上的大气会对气动减速产生较大的影响, 致使PD段的初始条件难以提前确定, 因此需要实时地规划轨迹, 目前普遍采用凸优化的方法^[44-47]; 该方法在Xombie飞行验证平台上进行了测试, 尽管被NASA誉为“当前所知的唯一满足约束、燃料最优且自主”制导方法^[48], 但同时由于此刻的速度已经大幅下降, 且火星的大气密度远小于地球, 因此忽略了气动的影响。也正由于此, 可只规划一次轨迹, 然后采用轨迹跟踪的方法。

在火箭垂直返回的过程中, 其受气动减速段大气不确定性的影响和控制手段的限制, 在进入垂直着陆段时的状态散布较大, 发动机开机点无法提前确定, 必须利用在线轨迹规划算法, 如图12所示。

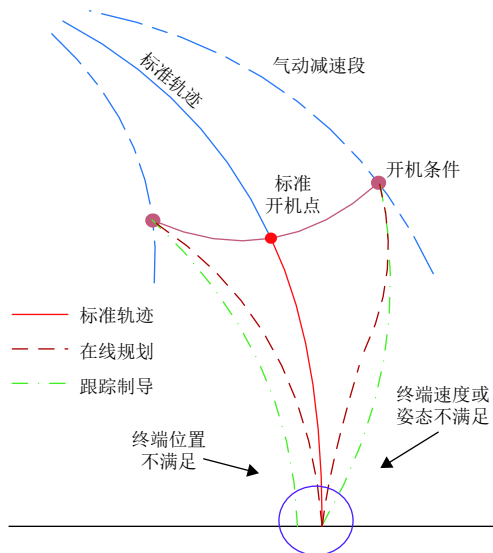


图12 火箭垂直着陆示意图

Fig. 12 Illustration of rocket vertical landing

地面的大气密度是火星的100多倍, 因此在PD段大气影响仍不可忽视^[49], 且火箭质量变化大 (发动机秒流量大)、推力调节范围有限、实时性高 (PD段一

般仅10 s左右时间)、定点着陆的精度要求更高(位置误差一般不超过50 m,同时对速度和姿态也有要求),这使得火箭垂直着陆的制导控制难度更大。

着陆问题常见的性能指标包括:燃料最省(终端剩余质量最大)、能量最省、飞行时间最短,如式(6)中 $J_1 \sim J_4$ 所示。在燃料不足以达到目标点时,也可选取着陆点位置偏差最小作为目标函数(J_5)。

$$\begin{cases} J_1 = \int_{t_0}^{t_f} -\dot{m}(t) dt, J_2 = -m(t_f), J_3 = t_f, \\ J_4 = \int_{t_0}^{t_f} \|T(t)\| dt, J_5 = \|\mathbf{r}(t_f) - \mathbf{r}_f\|^2 \end{cases} \quad (6)$$

4.4.2 制导算法

序列凸优化是求解上述问题较为有效的方案,将时间映射到[0, 1]空间,终端时间 t_f 作为增广控制量,运动方程序列线性化如式(7)所示

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{X}} = \frac{\partial \dot{\mathbf{X}}}{\partial \mathbf{X}^k} \mathbf{X} + \frac{\partial \dot{\mathbf{X}}}{\partial \mathbf{U}^k} \mathbf{U} + \frac{\partial \dot{\mathbf{X}}}{\partial t_f} + \mathbf{d}(\mathbf{X}^k, \mathbf{U}^k), \\ \mathbf{d}(\mathbf{X}^k, \mathbf{U}^k) = \dot{\mathbf{X}}(\mathbf{X}^k, \mathbf{U}^k) - \mathbf{A}(\mathbf{X}^k, \mathbf{U}^k) \mathbf{X}^k - \\ \mathbf{B}(\mathbf{X}^k, \mathbf{U}^k) \mathbf{U}^k - \mathbf{C}(\mathbf{X}^k, \mathbf{U}^k) t_f^k \end{cases} \quad (7)$$

为保证实时性和收敛性,需要首先考虑物理可行

性。物理可行性是指在火箭控制能力范围内至少存在一条能够从当前状态到达目标着陆状态,且满足全部过程约束的飞行轨迹。

为确保安全着陆,进入动力着陆段的初始状态和待飞时间估计必须与发动机推力调节范围匹配。接入条件是发动机动力下降段的开机条件,是一族满足能力和约束的初始状态集合。而最省燃料轨迹的控制量具有Bang-Bang的特点,导致飞行轨迹处于可允许着陆范围的边界上,稍有偏差将导致着陆失败。较合适的着陆轨迹应是在满足推力调节范围的情况下尽可能早的进入动力着陆段,且尽可能远离可行域的边界,例如选择接入范围的中间值作为交接班条件,从而保证火箭在着陆段对正、负向偏差均具有一定的适应能力。

为分析推力调节范围对接入条件的影响,考虑如下算例:箭体质量40 t,发动机最大推力1 200 kN,发动机比冲300 s,推力调节范围为 $[\tau, 100\%]$ 。假设箭体利用气动减速过程已经达到了着陆点上方,即 $x=0$ m,那么在纵向飞行面内高度与速度的接入条件仿真结果见图13。

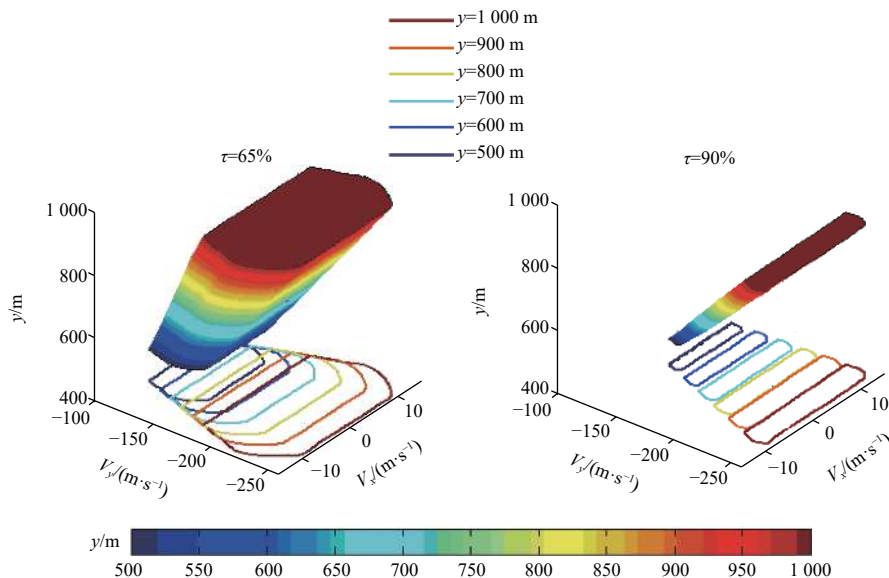


图13 接入条件仿真

Fig. 13 Access condition simulation

推力可调节是实现定点着陆的前提条件,而可调节范围则决定了对偏差的适应能力,推力上下限分别决定了着陆段接入条件的高度下限和上限。若发动机的节流能力受限,就要求前序工作段的控制精度要提高,因此调节能力越弱,接入条件越严苛。

其它需要考虑的还包括模型准确性和算法实时性,有关这方面的详细讨论可参考文献[50]。

5 结束语

面对国内外蓬勃发展的卫星发射市场,CZ-8火箭作为一款国家立项的面向商业市场的运载火箭,在研制过程中践行深度融合的理念,从总体到各个分系统开展技术创新与应用实践,努力打造一款性价比优、易用性好、安全性高的主力中型运载火箭。CZ-8火箭

同时着力推动可重复技术的攻关,针对回收中的各大关键技术进行验证,力争早日实现长征火箭的可重复使用。

参 考 文 献

- [1] 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.
- [2] BAHU J M. Ariane: CNES view for an evolving launch system family[C]//China Space Conference. Changsha: [s. n.], 2019.
- [3] FOUST J. SpaceX revamps smallest rideshare program[EB/OL]. (2019-08-29) [2020-03-08]. <https://spacenews.com/spacex-revamps-small-sat-rideshare-program/>.
- [4] MIHARA Y, SATO A, KITAYAMA O, et al. The latest development status of H3[C]//69th International Astronautical Congress. Bremen, Germany: [s. n.], 2018.
- [5] UNDERHILL K, BRETEAU J, CARUANAC J N, et al. Preparing the future of European space transportation[C]//69th International Astronautical Congress. Bremen, Germany: [s. n.], 2018.
- [6] KUTTER B. Innovation & launch services for the next decade: advanced centaur capabilities and technologies[C]//69th International Astronautical Congress. Bremen, Germany: [s. n.], 2018.
- [7] PATZELT A, MERINO J, HEGELS J, et al. Ariane 6 —new aerostructures for the new European launcher[C]//68th International Astronautical Congress. Adelaide, Australia: [s. n.], 2017.
- [8] MERINO J, PATZELT A, STEINACHER A, et al. Ariane 6—tanks & structure for the new European launcher[C]//Deutscher Luft-und Raumfahrtkongress. München, Germany: [s. n.], 2017.
- [9] PATZELT A, LUDWIG C, KAHNERT M, et al. CRONUS—sandwich common bulkhead tank demonstrator[C]//6th European conference for aerospace sciences(EUCASS). Krakow, Poland: [s. n.], 2015.
- [10] VIETZE M, WEILAND S, MUNDT C. Quick design tool for stratification processes in cryogenic fuel tanks with focus on sandwich common bulkheads[C]//67th International Astronautical Congress. Guadalajara, Mexico: [s. n.], 2016.
- [11] PESTOTNIK S, KÉBREAU S, DRÖSE A, et al. ALM ISCAR-additive layer manufacturing of a redesigned ARIANE bracket—overview and status[C]//6th European Conference for Aerospace Sciences(EUCASS). Krakow, Poland: [s. n.], 2015.
- [12] VVEDENSKY N, LIKHODED A, SIDOROV V, et al. “SOYUZ-2” LV structure optimization[C]//1st European conference for aerospace sciences(EUCASS). Moscow, Russia: [s. n.], 2005.
- [13] GUJRAL A, EMANUELSEN W A, GOYAL V K, et al. Launch system reuse[C]//69th International Astronautical Congress. Bremen, Germany: [s. n.], 2018.
- [14] RAMUSAT G, BRETEAU J, ACKERMANN J. An overview of the FLPP technology developments in structures for the European next generation launcher[C]//1st European Conference for Aerospace Sciences(EUCASS). Moscow, Russia: [s. n.], 2005.
- [15] SELINGER M. Air force eyes autonomous flight safety for all space launches[EB/OL]. (2017) [2020-03-18]. <https://www.defensedaily.com/air-force-eyes-autonomous-flight-safety-space-launches/air-force/>.
- [16] BRISSETT W. SpaceX launch pioneered autonomous termination system[EB/OL]. (2017) [2020-03-18]. <http://www.airforcemag.com/DRArchive/Pages/2017/March%202017/March%2006%202017/Space-X-Launch-Pioneered-Autonomous-Termination-System.aspx>.
- [17] JEREZ L, MERKLI S, BENNANI S, et al. Forces-RTP: a tool for on-board real-time autonomous trajectory planning[C]//10th International ESA Conference on Guidance, Navigation & Control Systems. Salzburg, Austria: [s. n.], 2017.
- [18] FIDI C, DUFOUR J F. Deterministic ethernet for scalable modular launcher avionics[C]//AIAA Space. Long Beach, United States: AIAA, 2016.
- [19] ESA. Electronics and avionics[EB/OL]. [2020-03-18]. http://www.esa.int/Enabling_Support/Space_Transportation/New_Technologies/Electronics_and_Avionics.
- [20] ATLAS V. Launch services user's guide[M]. [S. l.]: United Launch Alliance, 2010.
- [21] SABLYNSKI R, PORDON R. A report on the flight of Delta II's Redundant Inertial Flight Control Assembly(RIFCA)[C]//IEEE 1998 Position Location and Navigation Symposium. [S. l.]: IEEE, 1998.
- [22] MONCHAUX D, GAST P, SANGARE J. Avionic-X: a demonstrator for the next generation launcher avionics[C]//Embedded Real Time Software And Systems, ERTS. Toulouse, France: [s. n.], 2012.
- [23] GEOHAGAN K W, BERNARD W P, STRICKLAND D J, et al. 6DOF testing of the SLS inertial navigation unit[C]//41st Annual guidance and control conference. Breckenridge, United States: [s. n.], 2018.
- [24] SHAUN P, KEN K. SLS flight software agile development process[C]//IEEE standard 1012 system, software and hardware verification and validation working group meeting. Huntsville, United States: IEEE, 2015.
- [25] SPACE X. Falcon 9 launch vehicle payload user's guide, Rev 2[M]. Hawthorne, NV: SpaceX, 2015.
- [26] RESTA P D, PILCHEN G, COULON D, et al. The Ariane 6 launch system development status[C]//67th International Astronautical Congress. Guadalajara, Mexico: [s. n.], 2016.
- [27] Ariane 6 User's Manual, Issue 1 Revision 0[M]. March, 2018.
- [28] WALKER M, WALKER W E, FIGUEROA F. Enabling autonomous propellant loading: providing situational awareness through model based reasoning[C]//62nd Machinery Failure Prevention Technology(MFPT) and international instrumentation symposium. Dayton, United States: [s. n.], 2016.
- [29] TORO J A, WILKINS, K N, WALKER M, et al. Autonomous operations system: development and application[C]//Annual Conference of the Prognostic and Health Management Society. Denver, Colorado, United States: [s. n.], 2016.
- [30] SBIR. STTR, America's seed fund. Autonomous Control Technologies(ACT) for ground operations[EB/OL]. [2020-03-18]. https://www.sbir.gov/sbirsearch/detail/1547873?from=groupmessage&isappin_talled=0.
- [31] NASA. NASA technology roadmaps TA 13: ground and launch systems[Z]. Washington, D C: NASA, 2015.
- [32] 张青松, 刘巧珍, 王晓林, 等. 低温火箭自主故障诊断和发射控制[J]. 计算机测量与控制, 2020, 28(2): 1-9+32.
ZHANG Q S, LIU Q Z, WANG X L, et al. Autonomous fault diagnosis and pre-launch control for cryogenic rocket[J]. Computer Measurement

- & Control, 2020, 28(2): 1-9+32.
- [33] SAMPSON M. The next frontier: innovative launch services[C]//68th International Astronautical Congress. Adelaide, Australia: [s. n.], 2017.
- [34] 吕新广, 宋征宇. 长征运载火箭制导方法[J]. 宇航学报, 2017, 38(9): 895-902.
- LV X G, SONG Z Y. Guidance methods of Long-March launch vehicles[J]. Journal of Astronautics, 2017, 38(9): 895-902.
- [35] VON DER PORTEN P, AHMAD N, HAWKINS M, et al. Powered explicit guidance modifications & enhancement for space launch system Block-1 and Block-1B vehicles[C]//41st Guidance, Navigation, and Control Conference. Breckenridge: [s. n.], 2018.
- [36] YANOVA O V, AKOBIAN B G. Launcher mission risk reduction due to the advanced adaptive guidance algorithms[C]//67th International Astronautical Congress. Guadalajara, Mexico: [s. n.], 2016.
- [37] SONG Z Y. Intelligent and autonomous technology for launch vehicles[J]. Aerospace China, 2018, 19(2): 3-15.
- [38] MONTENBRUCK O, GILL E. Satellite orbits - models, methods and applications[J]. Applied Mechanics Reviews, 2002, 55: 2504-2510.
- [39] 宋征宇, 王聪, 巩庆海. 运载火箭上升段推力下降故障的自主轨迹规划方法[J]. 中国科学.信息科学, 2019, 49(11): 1472-1487.
- SONG Z Y, WANG C, GONG Q H. Autonomous trajectory planning for launch vehicle under thrust drop failure[J]. Sci Sin Inform, 2019, 49(11): 1472-1487.
- [40] ROGERS W F. Apollo experience report: lunar module landing gear subsystem[R]. [S. l.]: NASA Johnson Space Center, 1972.
- [41] WANG D L, CUI Q F, LUO H J, et al. A landing buffer system for vertical takeoff and vertical landing reusable launch vehicle[C]//8th European conference for aerospace sciences(EUCASS). Madrid, Spain: [s. n.], 2019.
- [42] FREEMAN D C, TALAY T A, AUSTIN R E. Reusable launch vehicle technology program[J]. Acta Astronautica, 1997, 41(11): 777-790.
- [43] KOBAYAKAWA T, KAWATO H, MOCHIZUKI K, et al. Abort recovery strategy for future vertical landing systems[J]. Acta Astronautica, 2015, 116: 148-153.
- [44] ACIKMESE B, AUNG M, CASOLIVA J, et al. Flight testing of trajectories computed by G-FOLD: fuel optimal large divert guidance algorithm for planetary landing[C]//AAS/AIAA Spaceflight Mechanics Meeting. Kauai, United States: AIAA, 2013.
- [45] SCHARF D P, REGEHR M W, VAUGHAN G M, et al. Adapt demonstrations of onboard large-divert guidance with a VTVL rocket[C]//IEEE Aerospace Conference. Big Sky, USA: [s. n.], 2014.
- [46] SCHARF D P, ACIKMESE B, DUERI D, et al. Implementation and experimental demonstration of onboard powered-descent guidance[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2016, 40(2): 213-229.
- [47] DUERI D, ACIKMESE B, SCHARF D P, et al. Customized real-time interior-point methods for onboard powered descent guidance[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2016, 40(2): 197-212.
- [48] NASA. NASA technology roadmaps, TA9: entry, descent, and landing systems, TA 9.2.6 large divert guidance[Z]. Washington, D C: NASA, 2015.
- [49] BLACKMORE L. Autonomous precision landing of space rockets [J]. The Bridge, 2016, 4 (46): 15-20.
- [50] 宋征宇, 王聪. 运载火箭返回着陆在线轨迹规划技术发展[J]. 宇航总体技术, 2019, 3(6): 1-12.
- SONG Z Y, WANG C. Development of online trajectory planning technology for launch vehicle return and landing[J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2019, 3(6): 1-12.

作者简介:

宋征宇(1970—), 男, 研究员, 教授, 博士生导师, 主要研究方向: 运载器总体设计技术, 导航、制导与控制, 动态轨迹优化, 重复使用运载器技术。

通讯地址: 北京 9200 信箱 1 分箱(100076)

电话: (010)68282360

E-mail: song.zhengyu@spacechina.com

LM-8: the Pioneer of Long March Rocket Series on the Innovations of Commercialization and Intelligence

SONG Zhengyu¹, WU Yitian², XU Shanshu², CHEN Xiaofei², XIAO Yun¹

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

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

Abstract: The latest innovations of the Long March 8 (LM-8) launch vehicle is reviewed. The LM-8 launcher fully inherits the achievements of Chinese in-service rockets and the new generation rockets, and focuses on launching satellites to the sun-synchronous orbit (700-1 000 km), taking into account the launch services for LEO and GTO satellites. The LM-8 launcher is available in both combinatorial and integrative configurations for a variety of missions. In order to enhance market competitiveness, a series of innovative practices have been taken, including agile manufacturing, system integration, responsive launch, autonomous and unattended operation, and simplified launch site infrastructure. In response to the future trend of intelligent rockets, the autonomous technologies are explored for LM-8, such as onboard dynamic trajectory planning, active control of take-off drift, and automated launch window correction. It also paves the way for reusable launcher in steps, conducts the demonstration for vertical landing with side and core boosters strapped together, and makes progresses in large-scale light landing mechanism, autonomous guidance method, etc. These innovations eventually build the LM-8 into a new generation of medium rocket with high cost-effective performance, good usability, and high reliability and safety.

Keywords: agile manufacturing; autonomous operation and control; dynamic trajectory planning; vertical landing; reuse; commercial launch

Highlights:

- The development ideas and technical approaches of the LM-8 launch vehicle to the commercial launch market are reviewed .
- The technical path of application of autonomous technology in the LM-8 launch vehicle is discussed.
- The overall scheme of cluster recycling, key technologies and implementation approaches are presented.

[责任编辑: 宋宏, 英文审校: 朱恬]