

运载火箭智慧控制系统技术研究

李学锋

(北京航天自动控制研究所, 北京 100854)

摘要: 总结了国内外先进运载火箭控制系统的特点, 结合我国新一代运载火箭的现状, 提出目前我国运载火箭控制系统发展亟待解决的问题。在此基础上, 提出了适应现阶段智能高可靠需求的自主轨道规划技术、在线故障辨识技术、姿控喷管隔离重构技术和全程四元数控制技术, 所提技术可有效提高控制系统可靠性, 使全箭在面对非灾难性故障时具有较强的自主性和适应性。

关键词: 运载火箭; 控制系统; 自主轨道规划; 全程四元数; 在线故障辨识

中图分类号: V448.1 **文献标志码:** A **文章编号:** 2096-4080 (2018) 02-0043-06

Research on GNC System of New Generation Intelligent Launch Vehicle

LI Xuefeng

(Beijing Aerospace Automatic Control Institute, Beijing 100854, China)

Abstract: This paper summarized the latest development of advanced guidance, navigation and control (GNC) system on Launch Vehicle at home and also abroad. With the experience of actual flight tests, a series of engineering problems which have to be settled urgently are listed for our GNC system's future development. Based on the proposed problem, techniques meeting development requirements such as Autonomous Trajectory Planning, Global Quaternion Control, Online Faults Identification are put forward.

Key words: Launch vehicle; GNC; Autonomous trajectory planning; Global quaternion control; Online faults identification

0 概述

运载火箭是发展空间技术、开发空间资源、确保空间安全的基础, 是航天运输系统的主要组成部分, 是牵动航天产业发展的龙头^[1]。在我国从航天大国向航天强国迈进的过程中, 运载火箭科技水平的提升对空间经济开发能力、工程技术综合实力、我国在国际社会上的政治影响力等方面有着重要的战略意义。运载火箭的控制系统是

导航、制导、姿态控制、系统综合等各部分的总称, 是运载火箭的大脑和神经中枢^[2]。可以说控制系统的技术水平直接决定了发射任务是否成功, 同时也对运载能力是否得到最大限度的发挥有着至关重要的作用。

从目前现状来看, 我们的控制体制依靠系统的冗余容错、姿控系统的幅值和相位裕度来包容全箭出现故障引起的小偏差问题, 其控制方法成熟可靠, 能满足现有任务要求。在小偏差范围内

收稿日期: 2017-10-27; 修订日期: 2017-12-22

作者简介: 李学锋 (1966-), 男, 研究员, 博士生导师, 主要研究方向为运动火箭控制系统设计。E-mai: lixuefengvip@126.com

具有一定的稳定性,可以保证有效载荷顺利入轨。但在全箭飞行过程中出现较大故障时,不能更好地适应。本文在总结目前国内外先进控制技术基础上,结合几次飞行试验暴露出的问题,提出多项改进技术,着力打造可靠性更高、面对故障适应性更强的新型火箭智慧控制系统。

1 国内外先进运载火箭控制系统发展现状

本节介绍国内外最新型运载火箭控制系统的技术特点。其中包括美国正在研究的空间发射系统(SLS)和Space X的可重复使用运载火箭Falcon 9,这两种型号代表了运载火箭控制系统最先进的技术和设计理念。国内运载火箭主要介绍新一代运载火箭CZ-5控制系统的技术特点和创新实践。通过对比找出我国运载火箭控制系统的技术差距和亟待解决的问题。

1.1 国内运载火箭制导/导航/控制(GNC)系统特点分析

CZ-5代表了我国运载火箭控制系统的先进水平。具体技术为:

1) 在制导技术方面,将摄动制导与迭代制导相结合,在助推级及一级采用摄动制导,跟踪标准弹道飞行,以保证分离时残骸的落点精度,二级采用摄动加迭代制导方法能够提高入轨精度。制导系统采用3套六表惯组的冗余重构设计方案,可实现惯组级及单表级状态观测器的重构,提高导航信息源的可靠性。

2) 姿控系统使用小偏差设计方法,对箭体参数采用系数时间冻结法进行PID频域设计。在小偏差范围内,具有较好的幅值与相位稳定裕度。通过速率陀螺和捷联加表的冗余重构,在一度故障下,控制系统仍然能够稳定。

3) 采用了基于1553B数据总线的单机三冗余和总线AB通道双冗余的总体方案,这种数字化网络构架可完成基于总线的分布式实时控制,基于高实时性的数据规划和调度分配技术,基于1553B总线的箭测技术和综合测试技术等,实现了控制系统数字化,箭上单机及时序控制均采用三取二表决机制来消除单点失效。

根据其芯级5米直径结构和多类型发动机的特点,长征五号控制系统首创了大型运载火箭液氧煤油发动机和氢氧发动机联合摇摆控制理论和技术体系,大型运载火箭实时卸载、主动导引和预

测关机复合控制技术,助推器多点支撑起飞主动抗漂移控制技术,大型液体运载火箭液氧煤油及氢氧三型大推力发动机精准关机控制技术等。

1.2 国外运载火箭GNC技术分析

空间发射系统SLS是NASA未来深空探索计划的基础。作为美国载人航天领域的重头戏,SLS项目正在按计划稳步推进。根据目前披露出的文献可知,SLS继承了大量Ares V火箭的研究成果,电子系统采用三冗余总线+三冗余箭机方案,同时包含故障诊断系统,在此基础上开展信息综合管理设计,实现系统级的故障诊断和重构。SLS继承了航天飞机的制导方法PEG(Powered Explicit Guidance),PEG是一种闭环最优制导算法。在正常发射条件下,首先采用开环制导,助推分离后采用PEG制导^[3],并开展了推进系统非灾难故障的制导研究,载货任务中采用燃料耗尽的极限制导策略,尽力保证载荷进入轨道;载人任务则采用安全第一的制导策略,利用剩余推进能力进入适当的安全轨道。针对复杂飞行器的高可靠稳定性和高飞行性能需求,SLS采用AAC(Adaptive Augmenting Control)控制算法,根据控制品质在线调整增益,扩展了SLS火箭对典型故障和飞行异常的适应性^[4]。

Space X的一级可回收火箭Falcon 9基于先进设计理念,相比一次使用火箭复杂很多,不仅增加了额外的导航设备,同时也增加了控制手段。具备动力重构技术,一级9台发动机的动力冗余架构保证了任何1台发动机故障都不影响发射任务,飞行90s后,可容忍2台发动机故障。火箭制导系统需要根据目标点所要求的速度大小、位置精度和姿态误差范围等多约束,实时在线给出精确的飞行控制指令;同时,由于一子级箭体返回垂直着陆所要求的终端强约束条件,导航系统也需要解决其精确导航问题。总体来说技术特点可以概括为:1)高精度绝对+相对组合导航技术;2)多约束组合制导技术;3)大姿态机动直气复合(直接力+气动力复合)控制技术;4)动力冗余及推进剂管理技术^[5]。

表1总结了国内外3款火箭的具体控制技术,经比对可知,在出现非灾难故障时,国外先进火箭具有全箭级的信息综合管理系统,具有应对非灾难故障的应急制导模式及策略,具有在线调整增益的自适应控制方法,具有动力冗余及推进剂

管理技术,提升了火箭对飞行中全箭级故障的自主适应能力,具有较高的飞行可靠性。

表 1 国内外运载火箭控制技术对比

Tab. 1 Comparison of GNC system at home and abroad

技术方法	SLS	Falcon 9	CZ-5
系统架构	单机三冗余 总线三冗余	主备冗余	单机三冗余 总线 AB 通道双冗余
信息综合管理设计	全箭级	全箭级	分系统级
制导方式	摄动+ PEG 制导 在线规划	高精度绝对+ 相对组合导航 终端多约束制导	摄动+迭代
对推进系统 非灾难故障 的适应性	强	强	一般
姿态控制 算法	自适应在线 调整增益	大姿态机动直 气复合控制	PID 控制+ 主动卸载控制+ 导引控制

2 新型控制系统技术展望

根据国内外火箭先进控制技术的对比,以及我国连续几发运载火箭发射失利情况,我们反思现有控制系统技术水平的不足,有必要站在全箭的高度,去规划控制系统的方法和策略。建立全箭信息综合管理系统,对全箭的故障进行诊断、隔离及重构。在具有一定约束和能力条件下,让制导系统进行离线或在线轨道规划和时序规划。采用全程四元数姿态控制方法,在箭体姿态发散或姿态偏差较大情况下,用最短路径控制火箭,使火箭具有姿控自适应功能,将姿控燃料消耗减到最小。此技术已经在我国上面级控制系统中得到应用,解决了大姿态调姿和多次姿态穿越时的控制问题,具备推广应用条件。采用箭体姿态主动激励技术,对故障喷管进行在线辨识和定位,并进行隔离和重构。充分利用现有的箭上高可靠的硬件条件和系统多样性的状态观测器,系统设计火箭的控制策略,使得我国新一代运载火箭具有更高、更好、更智慧的全箭故障情况下自适应控制的能力。

2.1 全箭信息综合利用管理技术

控制系统采用 1553B 数字总线以及单机数字化,为全箭信息综合管理创造了良好的条件,可以利用飞控计算机的处理能力,对控制系统和测量系统进行数据融合,如将各台发动机及控制系统的飞行工作状态数据引入全箭信息管理系统,

可以在动力故障情况下进行故障辨识和定位,为轨道重规划提供依据。在飞行过程中对发动机燃料进行不断监视,结合发动机燃料利用系统实际调节情况,对燃料剩余情况进行实时预测,对调节策略采用自适应控制,最大程度地提高系统的适应能力。实现全箭信息交互和健康管理,提升火箭飞行可靠性。

2.2 基于四元数和在线辨识的姿态控制技术

2.2.1 全程四元数控制技术

针对箭体姿态采用全程四元数控制。目前火箭姿态角解算均采用三通道欧拉角方式,使用欧拉角描述存在姿态角奇异的情况,对姿态角范围有限制。四元数控制技术对姿态描述能力强,无欧拉角解算奇异^[6]。利用姿态四元数与程序四元数,可计算出箭体系姿态角偏差,此角偏差按照空间姿态最短路径方式计算,不存在更大角度控制模式。四元数偏差实时在线控制过程为:1) 确定姿态四元数和程序四元数;2) 计算姿态四元数和程序四元数之间的空间转角;3) 计算三通道箭体系角偏差,并经过校正网络计算,输出控制指令。基于此偏差进行姿态控制规律计算,不会出现姿态角穿越问题,也不会出现“转几圈回几圈”问题,该控制方式可有效解决大姿态控制问题,同时提高了姿态控制设计任务适应性。

2.2.2 姿控喷管极性的在线自主辨识与重构技术

控制系统极性直接决定了火箭姿态能否稳定,喷管的极性错误无法通过冗余容错策略来包容。因此,根据火箭滑行段飞行动力学特性,可采取姿控喷管在线自主辨识重构技术。当箭体姿态偏离理论值达到一定程度时,启动故障在线自主辨识模式。暂停故障通道的姿态控制,对本通道每台姿控喷管依次主动实施激励,比较施加激励前后的箭体角速度信息,在线辨识姿控喷管极性,按照辨识结果对控制指令重新进行分配,解决姿控喷管极性故障引起的火箭姿态发散问题,以运载火箭姿控喷管极性故障模式为例,其仿真验证结果如图 1、图 2 所示。

从仿真结果可以看出,故障识别与重构技术有效解决了姿控喷管极性错误引起的姿态发散问题。同时,此方法也可以解决部分故障喷管隔离重构问题。

2.3 制导技术

对于箭体动力出现故障的情况,根据全箭信

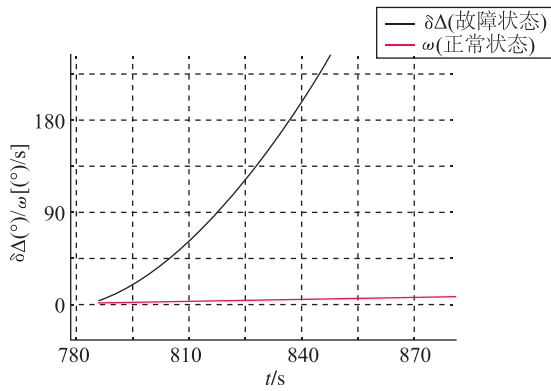


图 1 未辨识控制结果图

Fig. 1 Simulation without identification

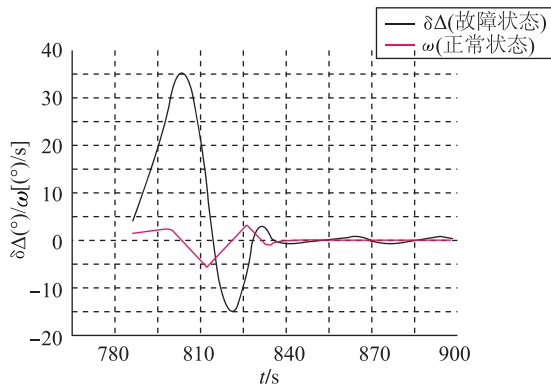


图 2 主动辨识控制结果图

Fig. 2 Simulation with identification

息综合管理系统，确定故障模式，分析火箭剩余飞行能力，以当前的飞行状态判断是否开展轨道重规划工作，并生成相应的制导策略和控制诸元。以判断轨道倾角及远地点高度偏差为例，如图 3 所示。

在图 3 中，根据火箭入轨参数，弹道重规划可划分为 A、B、C、D 四个区域。

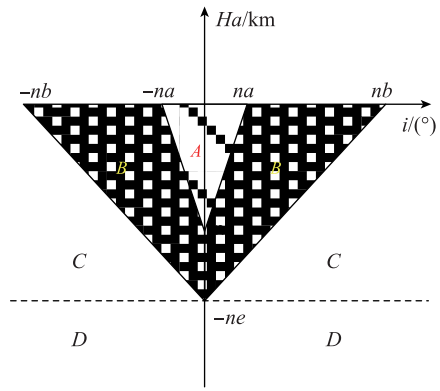


图 3 轨道规划示意图

Fig. 3 Schematic diagram of trajectory planning

A 区域内：在总体偏差范围内，无需开展轨道重规划工作，载荷能进入目标轨道。B 区域内：超出总体给定的偏差，通过轨道重规划，载荷能进入目标轨道。

C 区域内：超出总体给定的偏差，载荷不能进入目标轨道，通过轨道重规划，载荷能进入次优轨道或备用安全轨道。

D 区域内：远地点高度偏差太大，即使通过轨道重规划，载荷也不能进入轨道。

2.3.1 故障条件下的轨道规划制导控制技术

在一定约束和剩余能力的条件下，适应非灾难性的制导模式与策略，可以有两类技术途径，即采用离线和在线两种方式。离线要提前考虑不同的故障模式对应的剩余飞行和控制能力，设计不同的最优停泊和备用轨道，依据全箭信息综合利用与管理系统的故障定位与评级，结合当前的飞行状态及故障模式，按照火箭的飞行能力和飞行约束情况，切换到与当前能力最为匹配的目标轨道，选用不同的制导和姿控策略，实现具体的飞行任务，如图 4 所示。

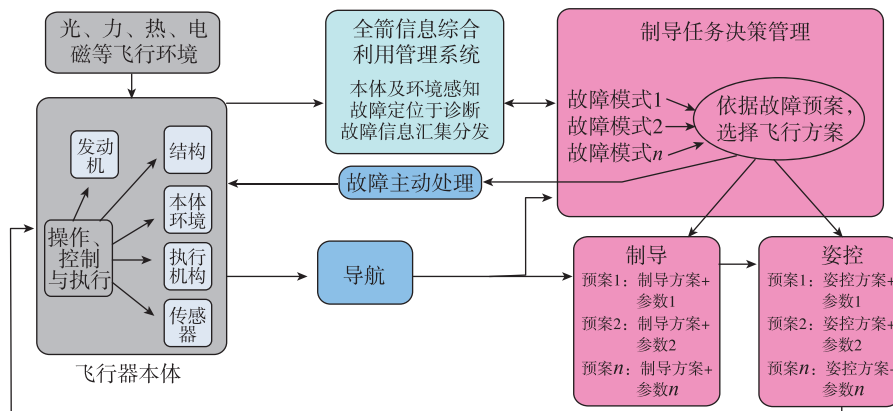


图 4 采用离线方式（故障预案）制导控制系统框图

Fig. 4 Block diagram of off-line guiding system

在线规划方式需要依据全箭信息综合利用与管理系统的故障定位与评级, 实时在线评估运载火箭的剩余入轨能力、控制能力。采用最优在线轨道规划控制技术实现自主、快速规划, 动态处

理飞行过程约束, 并对部分约束条件进行松弛处理, 保证可以在线规划问题有解并收敛, 实现燃料消耗最少或时间最短的最优问题在线求解。具体实现方式如图 5 所示。

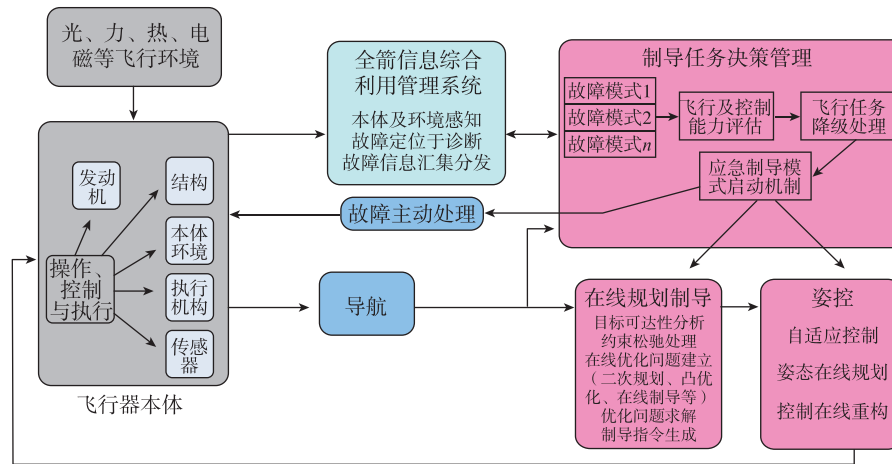


图 5 采用在线方式 (在线规划制导) 制导控制系统框图

Fig. 5 Block diagram of on-line guiding system

2.3.2 时序自主规划技术采用姿控喷管在线自主辨识重构技术

时序规划技术既有规划问题的特点又有调度问题的特点, 根据轨道离线和在线规划制导控制的结果, 飞行中必须对综合信息进行相应的处理, 采用包含时间约束的动作网络表示规划, 将活动类约束 (发动机开关、电磁阀开关、综控器时序输出、火工品点爆、关机分离等)、持续时间约束 (沉底时间、发动机工作时间、发动机启动次数、伺服系统回零等)、资源约束 (发动机氧化剂及燃烧剂燃料约束、姿控喷管燃料约束、电源电力资源约束等)、参数约束 (姿态控制特性、导航制导控制周期、遥测约束、目标参数等) 等描述为时间线, 通过寻找关键路径对动作消耗时间进行处理, 解决火箭系统快速任务序列生成问题。

3 总结

本文提出的全箭信息综合利用管理技术、基于四元数和在线辨识的姿态控制技术和非灾难性故障下的制导技术等新型控制系统技术能大幅提高控制系统面对非灾难性故障的自主适应能力, 是我国未来运载火箭控制系统技术的发展方向。但目前工程应用中仍存在技术实施难点尚待解决。

1) 全箭信息综合利用系统的工程实践需要对

遥测、动力及控制系统相关信息进行综合管理, 将箭上的健康信息进行实时监控。在技术层面, 要设计高性能故障诊断及健康管理算法, 掌握实时飞行大数据处理技术, 提升箭载计算机的处理运算能力。

2) 离线轨道规划可根据预先分析的特定故障模式, 设计相应的最优轨道, 并保证轨道收敛, 通过上传诸元到飞行软件, 在飞行过程中根据故障诊断系统中的故障判断特征值, 选择相应诸元, 切换不同的匹配轨道。离线轨道规划方法只能对特定的模式进行求解, 适应性较差。在线轨道规划算法可根据飞行系统实时状态计算最优轨道, 对故障模式的适应性强, 但是目前轨道收敛性和一致性等问题亟待解决。

参考文献

- [1] 龙乐豪. 我国航天运输系统发展展望 [J]. 航天制造技术, 2010 (3): 5-10.
- [2] 徐延万. 弹道导弹、运载火箭控制系统设计与分析 [M]. 北京: 中国宇航出版社, 1999.
- [3] Phillips S, King K. SLS flight software agile development process [DB/OL]. <http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20150022333.pdf>.
- [4] Wall J H, Orr J S, VanZwieten T S. Space launch system implementation of adaptive augmenting control [DB/OL]. <http://ntrs.nasa.gov/archive/>

- nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20140008747.pdf.
- [5] 康建斌, 谢泽兵, 郑宏涛, 等. 火箭子级垂直返回海上平台制导, 导航和控制技术研究 [J]. 导弹与航天运载技术, 2016 (6): 32-35.
- [6] Jensen H B, Wisniewski R. Quaternion feedback control for rigid-body spacecraft [C]. Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, AIAA 2001-4338: 1-6.
- [7] 陈新民, 余梦伦. 迭代制导在运载火箭上的应用研究 [J]. 宇航学报, 2003, 24 (5): 484-489.
- [8] Lu P, Griffin B J, Dukeman G A, et al. Rapid optimal multiburn ascent planning and guidance [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2008, 31 (6): 1656-1664.
- [9] Lu P, Pan B F. Highly constrained optimal launch ascent guidance [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2010, 33 (2): 404-414.
- [10] 张宇, 肖利红. 大型运载火箭发动机联合摇摆技术研究 [J]. 航天控制, 2010, 28 (6): 18-22.