SCIENTIA SINICA Informationis

评述



# 长征运载火箭上升段的自主制导方法及其研究进展

宋征宇<sup>1,3\*</sup>, 巩庆海<sup>2</sup>, 王聪<sup>2</sup>, 何勇<sup>2</sup>, 施国兴<sup>2</sup>

1. 中国运载火箭技术研究院, 北京 100076

2. 北京航天自动控制研究所,北京 100854

3. 浙江大学控制科学与工程学院, 杭州 310027

\* 通信作者. E-mail: songzhengyu@zju.edu.cn

收稿日期: 2021-06-12; 接受日期: 2021-07-21; 网络出版日期: 2021-10-14

国家自然科学基金(批准号: 61773341)资助项目

**摘要** 本文综述了运载火箭上升段自主制导方法 (autonomous guidance method, AGM) 的发展. AGM 是指一类不依赖离线规划的参考轨迹, 而是实时规划满足后续飞行复杂过程约束和终端条件的飞行轨迹, 从而动态计算当前制导指令的方法. 该方法结合了轨迹规划和传统制导方法的优点, 具有在线、动态、全局和滚动的特点. 分析了不同运动体在制导控制上面临的主要挑战, 提出了长征运载火箭上升段自主制导方法的两大技术体系. 一是针对确定目标轨道的制导方法, 也称迭代制导 (iterative guidance mode, IGM); 介绍了迭代制导的基本理论、基础型及增强型算法, 及其在型号中应用的飞行结果. 二是目标轨道与飞行轨迹的联合优化方法, 主要应对推力下降的典型故障; 介绍了基于目标函数触发 (state triggered indices, STI) 的在线优化方法, 以及以 STI 和 IGM 为基础进行自主任务重构的算法. 论文还提出了未来的研究方向, 包括多级分层优化, 以及基于自主制导方法的新型闭环控制系统架构, 以进一步增强上升段飞行的自主性和故障适应性.

关键词 迭代制导, 自主制导, 在线规划, 自主任务重构, 多级分层优化

## 1 引言

自主制导方法 (autonomous guidance method, AGM) 是指一类根据飞行器运动状态实时规划满 足后续飞行复杂过程约束和终端条件的飞行轨迹,从而动态形成当前制导指令的方法.该方法能处理 复杂、时变、非线性约束,具有很强的适应性和鲁棒性.同样内涵的研究在国际上有多种命名,并从 2016 年起成为运载器制导方法的研究热点,如计算制导、基于模型的实时优化控制、自主任务规划、 自适应 (最优)制导、端对端规划、容错制导等.在国内,Bao<sup>[1]</sup>提出了"非程序制导"方法; 2021 年在

引用格式: 宋征宇, 巩庆海, 王聪, 等. 长征运载火箭上升段的自主制导方法及其研究进展. 中国科学: 信息科学, 2021, 51: 1587–1608, doi: 10.1360/SSI-2021-0196
 Song Z Y, Gong Q H, Wang C, et al. Review and progress of the autonomous guidance method for Long March launch vehicle ascent flight (in Chinese). Sci Sin Inform, 2021, 51: 1587–1608, doi: 10.1360/SSI-2021-0196

© 2021《中国科学》杂志社

中国航天大会空间智能自主控制学术论坛上, 宋征宇等<sup>[2]</sup> 在"上升段飞行自主制导与控制技术"报告中首次对自主制导的概念进行了系统性的介绍.

自主制导区别于开环制导,也比传统概念上的闭环制导范围更广.运载火箭早期使用的开环制导 通过离线规划将程序角指令装订在箭载计算机上,通过姿态控制跟踪标准程序角飞行,自主性弱<sup>[3]</sup>. 摄动制导根据飞行剖面和精度要求设计导引系数,并将速度、位置信息作为反馈量引入制导回路,通 过计算飞行状态与理想导引量的偏差,使火箭尽可能贴近标准轨迹飞行<sup>[4~7]</sup>.该方法具有了一定程度 的自主性,但对于状态偏差较大的情况,由于破坏了导引系数设计时一阶线性化的假设条件,离线设 计的导引系数修正能力将受到限制.尽管如此,考虑到大气层内飞行时火箭残骸落区的限制以及载荷 风修正的需求,开环和摄动制导仍是这个飞行段的主要制导方法.在真空假设条件下基于最优控制原 理推导的解析形式的闭环制导方法,不再依赖标准轨迹和离线规划的程序角指令,而是以目标轨道根 数作为终端约束条件,自主计算最优程序角,从而提升了有效载荷的入轨精度和偏差的适应性,是第 一代自主制导方法.主要包括应用于火箭的迭代制导 (iterative guidance mode, IGM)<sup>[8~12]</sup>、应用于 航天飞机的动力显式制导 (powered explicit guidance, PEG)<sup>[13~15]</sup>,以及基于变分法的最优制导方法 (OPGUID)<sup>[16,17]</sup>等.

IGM 通过解析公式迭代计算到达目标轨道所需的速度增量、位置增量,并依此规划出最佳飞行 程序角<sup>[8,9]</sup>. 该方法启动时刻越靠前, 跨飞行段的处理越复杂, 但故障适应能力越强. 中国长征系列运 载火箭在 2011 年 11 月 CZ-2F/Y8 发射任务中首次使用了跨推力段的迭代制导方法,并逐渐推广到 新一代长征系列运载火箭中[10~12]. 美国航天飞机提出了上升段任务终止需求, 使得航天飞机在单台 主发动机故障情况下能够安全返回或进入提前设定的过渡轨道,因此在线性正切制导 (linear tangent guidance, LTG) 的基础上开发了 PEG, 扩展了制导算法的适应范围. 该方法是一种不依赖标准轨迹的 半解析预测校正算法,从燃料最省的角度假设了推力方向矢量满足线性正切控制律[13],并可选择必须 满足的入轨根数个数,从而适应不同的轨道根数约束条件,以及故障后返回的任务需求. OPGUID 从 土星火箭到航天飞机时期,一直作为 IGM 和 PEG 的备份算法,能够满足包括 Euler-Lagrange 方程在 内的全部最优性必要条件,但算法的成熟度仍有待提高<sup>[16]</sup>. IGM 和 PEG 在对发动机故障状态的适 应性、鲁棒性、目标性能、扩展性和灵活性等方面的表现基本一致,而 OPGUID 的优势则表现在假 设条件较少<sup>[17]</sup>. 此外, NASA Marshall Space Flight Center 还研究了在进入真空前提前接入迭代制导 (early-release IGM, ERIGM) 的可行性, 以运载火箭经过大动压区或大风区时箭体结构对气动载荷承 载能力的限制条件作为 IGM 输出指令的约束. 尽管大气层内不满足 IGM 解析表达式的真空假设条 件,但通过仿真分析可知,相比于大气层内开环制导与真空 IGM 的组合方案, ERIGM 在终端状态散 布更小的同时,能够提升火箭的运载能力<sup>[18]</sup>.

上述研究可以被视作传统的制导方法. 随着箭载计算机算力的提升,发展出了基于数值优化理论的在线规划飞行轨迹的方法. 主要包含间接法<sup>[19~21]</sup>和直接法<sup>[22~25]</sup>两类. 考虑到更大自主性需求, 一些新的概念被提了出来,但都可以涵盖在自主制导的范畴内. 例如:

(1) 计算制导. AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics在 2016 年推出了计算制导与控制的专刊 (Computational Guidance & Control)<sup>[26]</sup>,并指出,传统固定结构的制导和控制的控制率、控制器将被算法替代,制导和控制的指令将是基于模型或基于数据的,不再需要大量的事前规划、增益调整、或者充分的针对标称状态的离线设计.显然,计算制导可以看作是自主制导的一种特殊的、并且有可能是主要的问题求解途径.

(2) 基于模型的实时优化. 在 2016 年的 Aerospace Conference 上, 多位学者提出基于模型的实时 优化控制方法能处理复杂约束, 并能解决传统的实时优化控制方法主要针对无约束或者简单约束任务 的不足, 是今后研究的主要方向<sup>[27,28]</sup>.因此, 基于模型的优化可以看作是自主制导的主要技术方向.

(3) 自主任务规划. NASA 在 Flight Autonomy 中提出了自主任务规划的概念, 当任务规划能够更加实时地开展时, 其效果等同于自主制导. 实现自主任务规划的 4 个要素<sup>[29]</sup>, 即自动化的各类算子、智能的初值猜想、功能强大的优化软件、支持在线实时操作的技术, 同样也是自主制导的关键因素.

(4) 自适应制导. AIAA 智能系统技术委员会在航天智能系统发展路线图中提出了自适应制导与 任务规划<sup>[30]</sup>,能够学习和优化系统行为,优化空气动力学和推进系统的性能,解决诸如实时气动控制 优化、实时优化收敛性和计算效率、传感器受限下的自适应控制、过优化带来的安全性代价等挑战性 问题. 自适应制导指出了自主制导的主要特征和难点所在.

(5) 自适应最优制导. 俄罗斯学者在 2016 年国际宇航大会上提出了自适应最优制导的概念<sup>[31]</sup>,并 指出这种方法若应用在 2010 年 12 月 5 日 3 颗 GLONASS 卫星的发射中,有望挽救此次任务. 其策略 是充分利用上面级的运载能力和变轨能力,来弥补基础级火箭运载能力的不足,采用了基于模型的数 值优化方法. 这与 Rafael 等<sup>[32]</sup>提出的 "end to end (E2E)" 的航天任务规划架构相类似. 从这一点看, 自适应最优制导或端对端优化,强调的是自主制导中的全局性.

上述各项技术的主要使命均是控制飞行器在各种复杂约束和突发情况下完成预定任务,对火箭而 言就是飞向目标轨道,其潜在的背景是目标轨道是可达的,这在动力系统正常或故障下运载能力仍有 余量的情况下是成立的.

(6) 容错制导. 当故障导致目标轨道不可达时, 如仍飞向原目标, 推进剂将耗尽, 此时的速度、位置不能保证满足形成任何轨道的要求, 可能导致火箭/卫星坠毁. 容错制导的概念正是针对这一情况 提出的<sup>[33]</sup>, 保证稳定飞行的容错控制并不能克服地球引力的作用, 需要通过容错制导对任务重构以使 卫星留轨, 容错制导由此可以看作是自主制导的一个重要应用场景.

长征火箭在推力下降下发生了多起星箭俱毁的严重损失,但 Delta 4 和 Falcon 9 火箭在类似的 故障下任务并没有受到太大影响.这并不意味着上述火箭具备了自主制导的能力,主要是由于它们具 有较大的运载能力余量,故障后仍能将卫星送入原先的轨道;而在原目标轨道可达的情况下,IGM 或 PEG 均能胜任. NASA 在最新研制的重型运载火箭 SLS 中,考虑了目标已不可达的情况下中止任务 的设计,但其故障应对的策略是事前仿真确定并装载到箭载计算机中<sup>[15]</sup>;据报道其 Artemis I 1 的飞 行软件可预先装载 9 个备选目标,即其规划并非是在线开展的<sup>[34]</sup>.

综上所述,在上升段制导中,大气层内飞行时仍主要采用开环或摄动制导,在大气层外则采用闭 环制导,这是目前各国火箭的主要现状.而自主制导涵盖了传统概念中基于最优控制理论的解析和半 解析的闭路制导,也呼应了上述多个研究机构和专家对提高飞行自主性的诉求,特别考虑了在原目标 无法实现时的自主任务重构的需求.在任务重构中,由于难以获得满足各种约束的解析解,基于数值 计算的优化方法是当前的研究热点,其主要的研究重点是提高计算的实时性和收敛性以满足在线应用 的需求.本文后续章节安排如下.第2节讨论了自主制导的特点,以及火箭制导技术与其他运动体相 关技术的区别,并归纳了长征火箭自主制导的技术体系,分为正常和故障两种工况.第3节介绍了正 常工况下针对确定目标轨道的迭代方法,及其在长征火箭中的技术演变和飞行应用情况.第4节介绍 了故障工况下目标轨道与飞行轨迹的联合优化方法,并总结了推力下降的主要故障模式,也给出了未 来进一步优化的研究方向.第5节对全文进行了总结.

Item	Trajectory optimization	AGM	Traditional guidance method
Constraints	Multiple		As few as possible
Goal	Any interested parties		Target related only
Algorithm	Numerical computation	Seeking a balance between them	Combination of numerical and analytical methods
Calculation time	Minutes to hours		Milliseconds to seconds
Solution determinacy	Solution not guaranteed	Global Local	Solution guaranteed
Parameters change	Suitable to large-scale parameter changes	Complicated Tailored Time- Real-time	Small amount of variables to be handled
Outcome	Nominal trajectory — not always the one actually controlled	consuming	Feasible flight path satisfying real-time control

#### 图 1 (网络版彩图) 自主制导、传统制导和轨迹优化方法的区别

Figure 1 (Color online) Differences among the AGM, the traditional guidance, and the trajectory optimization methods

## 2 自主制导的技术内涵和体系

#### 2.1 制导与轨迹优化的区别

自主制导方法可以看作是传统制导方法和轨迹优化之间的一种平衡, 三者的关系如图 1 所示. 轨 迹优化一般是离线进行的, 需要考虑所有的约束, 并一般将规划的轨迹作为参考弹道用于运载器的跟 踪控制, 这正是摄动制导的依据. 然而, 离线轨迹一般是按标称状态设计的, 实际飞行中各种干扰和不 确定是客观存在的, 导致实际控制的轨迹与标称轨迹往往不同. 传统制导方法为了满足计算效率的需 求, 仅能考虑少量的约束. 与其相比, 自主制导的特点如下:

在线.所有规划都是在飞行过程中,在箭上计算装置中完成的,这就对计算的实时性提出了很高要求.尽管不需要提前规划飞行轨迹,但离线规划轨迹也可以作为初值以加速在线规划.

• 动态.在每个控制周期均进行规划,这进一步提高了对计算效率的要求.轨迹规划的周期越短, 对不确定性和干扰的适应性越强,这一特性如图 2 所示.每个规划周期,将消除前序周期积累的制导 控制偏差,并重新获取最优轨迹.规划周期越短,意味着误差的影响被控制在了很短的时间内;同样也 可以放宽在每一控制周期对姿态跟踪精度的要求.这种处理方式增强了算法的鲁棒性,有利于应对未 知、突发的干扰或故障.

全局.每一规划均以当前飞行状态(速度、位置、质量等)为初始条件,以轨道根数(在特殊情况下也包含入轨姿态约束)为终端约束,进行全程规划,这与仅考虑某一局部时间段的滚动优化有较大的区别.

 滚动. 尽管每一次规划均计算出了从当前至入轨的所有推力矢量指令和状态响应, 但仅有当前 周期的指令用于制导控制. 至下一个控制周期, 重复前述过程.

#### 2.2 运载火箭制导的特点

表 1 将运载火箭与汽车、飞机等运动体在制导方法上的特点进行了对比.考虑到汽车行业等的习惯,在对比中将任务规划与制导统一来考虑.

1590



Figure 2 Eliminating the pre-accumulated errors by dynamic planning

由表 1 可知,不同运动体面临的制导控制问题有很大不同.汽车自动驾驶的挑战性主要在于动态约束的突变,即与其他汽车或行人的交互,这导致了复杂的实时路况. 飞机自动驾驶的挑战性来自于对高安全性的需求,尤其是对突发的天气情况的适应性. 相对于运载火箭,这两类运动体均有较强的控制能力,而运载火箭的控制手段则相对单一,可以调整发动机推力方向,但推力大小一般不能调节,也无法下降或空中停机;引力的非线性和质量的大幅变化也导致选择停泊轨道的实时优化计算较为困难. 在不考虑突变的气候和动态约束下,运载火箭的制导控制所要面临的挑战性更大,主要原因是其质心运动的非线性更强,且嵌入式平台的算力也远低于汽车或飞机上的各类计算装置. 但突变气候对火箭的影响较小,因为火箭在大气层内飞行时间很短;火箭也不存在类似汽车所面临的动态约束变化.

#### 2.3 长征运载火箭自主制导方法的技术体系

动力系统推力下降故障在国内外均发生了多起,控制系统虽工作正常,却无法挽救任务,充分暴露出运载火箭的自主性能需要进一步增强.在这种情况下,产生了自主确定新的目标轨道 (有时也称救援轨道或停泊轨道)、并规划飞向该轨道飞行轨迹的需求.鉴于此,上升段运载火箭自主制导的技术体系如图 3 所示,分为两个部分的内容:

(1) 针对确定目标轨道的方法, 即迭代制导. 针对载人航天交会对接任务开发的跨连续推力段的 迭代制导, 是长征火箭迭代制导的基本型方法, 并以此为基础发展出了多种增强型方法, 取得了很好 的效果.

(2) 目标轨道与飞行轨迹的联合优化方法. 在线实时求解这一联合优化问题十分困难, 因此公开 发表的研究成果还不多见, 有关此部分内容的详细介绍可参考第4节. 近年来长征火箭开展了非致命 故障下的自主动态轨迹优化控制的研究, 并取得了阶段性成果, 如文献 [35] 提出的针对近地轨道 (low Earth orbit, LEO) 任务自主选择停泊轨道的方法.

Item	Automobile	Aircraft	Launch vehicle
Problem	Generally performing rules- or	Generally performing knowledge-based	Strongly nonlinear-featured by gra-
description	process-based route planning and	reasoning, hard to be automated, and	vity with orbital elements constra-
	basically moving on a plane.	basically flying at a fixed altitude except	ints, which differs from the vehicle
		for takeoff and landing processes.	with a fixed velocity/position.
Uncertainty	The environment and operations	Flying in the prescribed routes. The un-	No fixed route. There are great
	are relatively certain on road net-	certainties are mainly from local climate	environmental uncertainties
	works with determined risk levels	phenomena such as variable weather	which could not be effectively
	when driving in almost all condi-	and a sudden surge, and out-of-service of	confirmed.
	tions (except for rare weather	the airport due to delay, which could	
	disasters). The hazard is easily	be obtained through the interaction	
	observed and reasonably foreseen.	with other aircraft or airport towers.	
Adaptability	Strong. Rare stopping due to	Sensitive to climate conditions, such as	Sensitive to climate conditions
	weather or considering the impact	airflow, gale, and thunderstorm. Greatly	when flying in the atmosphere,
	of wind on safety, driving quality,	influenced by the wind on the performa-	and sensitive to space radiation
	and the navigation. Parking on	nce such as the speed, fuel consumption,	when flying outside the
	the roadside in extreme cases.	and climb gradient relative to the ground	. atmosphere.
Emergency	Usually no such requirement.	Having definite requirements for available	Having great requirements
treatment	Stopping and waiting for conditions	fuel, an alternative airport and its altitu-	when the target is unreachable.
requirements	sto improve in special cases. Taking	de, the runway length and slope constrai-	Autonomously finding an
	no more than one minute to switch	nts, an extended flight in the harsh ter-	optimal rescue orbit onboard
	from a cruising state to a safe state	rain (such as mountains or wildernesses),	is very difficult.
	such as resting on the roadside.	and possible survival equipment.	
Strict	Insensitive to fuel consumption.	Fuel consumption is well considered.	Fuel is controlled for minimum
$\operatorname{constraints}$	Refueling along the way.	The center of gravity is elaborately	consumption. The center of
	No need to adjust the center of	ditions       fuel, an alternative airport and its altitu-         Faking       de, the runway length and slope constrai-         A       and sope constrai-         switch       nts, an extended flight in the harsh ter-       op         rain (such as mountains or wildernesses), is       and possible survival equipment.       on         on.       Fuel consumption is well considered.       Fu         The center of gravity is elaborately       con         of       controlled to ensure stability and       gr         improve the control characteristics.       gr       High, such as forwarding, ascent,       Let         on       descent steering acceleration       discontrol       discontrol	gravity is adjusted before flight.
	gravity.	improve the control characteristics.	
Control	Very high, such as forwarding,	High, such as forwarding, ascent,	Low, such as adjustable thrust
ability	reversing, steering, acceleration,	descent, steering, acceleration,	directions but generally fixed
	deceleration, pause, and restart.	deceleration, which is conducive to	thrust force. Unable to descend
	The number of control variables is	flight path planning. The numbers	or stop in flight. The number of
	larger than that of state variables,	of control variables and state variables	control variables is much smaller
	which benefits for route planning.	are almost the same.	than that of state variables.
Dynamic	Complex, such as other vehicles,	Responsive planning according to	Few newly-emerged external
$\operatorname{constraints}$	pedestrians, traffic conditions,	dynamic constraints such as air traffic	constraints. Iterative online
	road marking, and driving rules.	and local weather. The abrupt	planning due to the control
	Performing instant planning for short	-uncertain constraints are relatively less	deviations caused by great
	term objectives and constraints.	than those faced by the automobiles.	uncertainties.
Data	Detailed database of the road	Detailed database of the airline	No such database, or no high-
support	environment, reducing the	environment, relieving the	performance computing platform
	complexity of driving.	complexity of flight operations.	even if a database is available.

#### 表 1 不同运动体制导方法上的对比

Table 1 Comparison of guidance methods for different moving vehicles

## 3 针对确定目标轨道的迭代制导理论与方法

本节介绍长征火箭迭代制导的基本原理,及其在不同火箭飞行工况下的方法演变.需要指出的是,迭代制导主要应用在大气层外的飞行阶段,其目标轨道是提前确定的;并且即使发生推力小幅下降的

	AGM with autonomy gradually improved		
Guidance method for prescribed injection point	Guidance method for prescribed target orbit	Joint optimization method for target orbit and flight trajectory	
PGM (1980~)	IGM (2011~)	Autonomous mission reconstruction (2019~)	
	<ul> <li>IGM covering continuous thrust phases (basic method)</li> </ul>	<ul> <li>Dynamic trajectory planning method based on state triggered indices (STI)</li> </ul>	
	<ul> <li>2011/2012 CZ-2F/Y8,Y9</li> <li>IGM with prediction and correction</li> </ul>	<ul> <li>End to end trajectory optimization method (EtE)</li> </ul>	
	• 2016/2017 CZ-7/Y1,Y2	<ul> <li>Multiple graded optimization (MGO)</li> </ul>	
	<ul> <li>IGM with terminal attitude constraints</li> </ul>		
	• 2020 CZ-2F/T3		
	<ul> <li>IGM covering coasting phase</li> </ul>		
	<ul> <li>2020 CZ-8/Y1</li> </ul>		



故障,只要运载能力有余量,迭代制导仍能够自主规划轨迹而实现精确入轨.

#### 3.1 长征火箭迭代制导的基本理论

中国载人航天交会对接任务的入轨精度较以往大幅提升,其中轨道倾角的偏差由 0.15°提升到 0.05°,升交点赤经的偏差由 0.5°提升到 0.1°.如果仍沿用摄动制导,在考虑各种干扰和不确定的情况 下,仅方法误差就有可能超出了任务需求;当考虑工具误差和非制导误差时,总误差量会进一步增大. 正由于此需求,促进了长征火箭迭代制导方法的快速研发和成熟.

针对长征火箭末级推力不可调节的特点,其迭代制导理论简要总结如下:

(1) 解除定点入轨的假设,直接以 5 个轨道根数为终端约束.轨道倾角 *i*、升交点经度 (赤经) Ω、 近地点幅角 *w*、半长轴 *a*、偏心率 *e* 这 5 个参数决定了一条轨道,因此这些参数也被称作轨道根数,如 图 4 所示.其中轨道倾角、升交点经度 (赤经)决定了轨道所在的平面,近地点幅角、半长轴、偏心率 这 3 个参数决定了轨道的形状.5 个轨道根数与入轨时刻速度、位置的非线性关系可参考文献 [36].

(2) 依据当前火箭状态, 选择最为匹配的入轨点.火箭当前状态包括速度、位置、质量、发动机比 冲、秒流量等.根据上述参数迭代求解剩余飞行时间和入轨点; 而在每个制导周期, 入轨点是迭代更 新的.

(3) 转换到轨道坐标系建立本周期的优化命题并求解. 轨道坐标系定义如图 4 所示, 描述优化命题的主要特征如下:

• 以燃料消耗最小为目标函数;

・以当前最佳入轨点的速度和位置作为终端约束.原本的轨道根数是终端状态量的非线性函数;
 确定最佳入轨点后,可以将其转换为终端状态量约束.同时将优化问题转换到轨道坐标系,使得终端
 约束的形式进一步简化,仅 οξ 向速度和 οη 向位置不为零.

•采用如下形式表征火箭的推力或过载:

$$\dot{W}_{x1}(t) = \frac{P_{x1}}{m(t)} = \frac{V_{ex} \cdot \dot{m}}{m_0 - \dot{m} \cdot t} = \frac{V_{ex}}{\tau - t},\tag{1}$$

其中,  $V_{ex}$  是发动机比冲. 经过上式转化后,  $\dot{W}_{x1}(t)$  成为发动机比冲  $V_{ex}$  以及质量消耗比  $\tau = m_0/\dot{m}$  相



图 4 (网络版彩图)轨道坐标系与轨道根数示意图

Figure 4 (Color online) Schematic diagram of the orbital coordinate system and orbital elements

关的参数, 而不是难以实时测量的数据  $P_{x1}$  (轴向推力)、 $m_0$  (初始质量)、 $\dot{m}$  (秒流量), 其中  $\tau$  可以通 过  $\dot{W}_{x1}(0)$  求解, 从而得到  $\dot{W}_{x1}(t)$  的解析表达式.

 采用时间变量的解析表达式来描述推力方向,即实时控制的俯仰和偏航程序角.大量仿真表明, 真空飞行段的最佳推力可以近似为时间的线性函数,如下所示:

$$\begin{cases} \phi_{cx}(t) = \tilde{\phi} + (-k_1 + k_2 \cdot t), \\ \psi_{cx}(t) = \tilde{\psi} + (-k_3 + k_4 \cdot t). \end{cases}$$
(2)

•利用终端速度和位置约束求解式 (2) 中的未知量, 形成本周期的解析制导律, 作为当前控制 指令.

(4) 在每个控制周期重复步骤(2)和(3),直至满足关机方程而关机.迭代制导的前提是必须提前确定目标轨道.在每一个制导周期,轨迹规划又转换为针对最新选择入轨点的定点入轨问题;但至下一个周期,入轨点又进行了调整;不过始终是在目标轨道上寻找入轨点.

#### 3.2 长征火箭的迭代制导方法

以上述理论为基础, 迭代制导方法首次应用于 CZ-2F/Y8 任务, 并发展出增强型方法. 在 2016 年 6 月 CZ-7 首飞任务中针对大推力直接入轨的需求, 在省略末速修正系统的条件下, 采用预测修正 IGM, 首次实现了大推力下的高精度入轨. 2020 年 9 月 CZ-2F 发射任务中, 首次使用了带终端姿态约束的迭代制导方法, 在省略调姿系统的条件下, 同时实现了轨道根数和终端姿态的高精度控制<sup>[12]</sup>. 在 2020 年 12 月 CZ-8 发射任务中使用了跨滑行段的迭代制导方法, 提升了应对早期故障的适应性.



#### 3.2.1 跨连续推力段的迭代制导方法

 $t_a=0$ 

迭代制导方法的计算流程如图 5 所示.整个计算流程包含两层迭代,第 1 层迭代发生在本周期内, 用于寻找最佳入轨点.第 2 层迭代发生在连续的制导周期内,即每个周期均重复上一周期的过程,充 分体现了自主制导的 4 个特点.

 $t_{h}$ 

图 6 (网络版彩图) 跨推力段飞行过载示意图 Figure 6 (Color online) Brief diagram of flight overload covering different thrust phases

working

t<sub>c</sub>

为简化计算,引力采用常值或当前位置和预估入轨点的均值,该简化处理措施在飞行弧段较短的 情况下是适用的;并且随着逐渐逼近入轨点,上述处理的精度也不断提高.当飞行弧段较长时,可分段 处理或采用高阶的引力近似.

在 CZ-2F/Y8 任务中, 迭代制导在抛整流罩之后接入. CZ-2F 的二级分为五机工作段, 即 1 台主 发动机和 4 台游动发动机联合工作; 以及四机工作段, 此时主发动机关机. 过载曲线如图 6 所示.

由于存在两个连续的、但不同推力值的工作段,式(1)要进行如下处理. 当火箭飞行在 ta~tc 时



图 7 迭代制导对推力下降的适应性

Figure 7 Adaptability of the IGM to the thrust descent. (a) Pitch angle; (b) yaw angle; (c) velocity; (d) height

间段内时,剩余飞行时间有两部分组成:

$$t_k = t_{k1} + t_{k2}.$$
 (3)

对应的视加速度为

$$\dot{W}_{x1}(t) = \begin{cases} \frac{V_{ex1}}{\tau_1 - t}, & t_a \leqslant t < t_b, \\ \frac{V_{ex2}}{\tilde{\tau}_2 - t}, & t_b \leqslant t \leqslant t_c. \end{cases}$$
(4)

当主发动机未关机时,式(4)中  $\tilde{\tau}_2$ 采用第二主动段起始时刻的理论值替代;当飞行至该阶段后以 实测数据进行替换.不同推力段的组合导致状态方程不再是连续函数,但这仅影响积分计算的复杂度.

该方法取得了非常高的入轨精度,在 CZ-2F 后续任务中一直使用.入轨精度的提高可以有效减小 飞船用于修正轨道偏差而产生的推进剂消耗,由此提升载荷能力 110 kg (载人飞船) 和 120 kg (载货飞 船),也提升了火箭对推力下降故障的适应能力.图 7 对比了正常飞行过程 (IGM<sub>ref</sub>) 和 400 s 时主发 动机秒流量下降 40% 后迭代制导的控制效果 (IGM<sub>60%</sub>).根据图 7(a) 和 (b),推力下降后迭代制导算 法能够迅速收敛,并结合五机工作段和四机工作段的可用推力,计算出平稳的程序角指令以重新调整 火箭的质心运动,从而改变速度和高度随时间的变化过程 (图 7(c) 和 (d)),最终仍能实现高精度入轨, 保证了飞行安全.

#### 3.2.2 预测修正迭代制导方法

CZ-7 是发射货运飞船的新一代中型运载火箭,其末级采用 4 台真空推力最大可达 180 kN 的发动机,单台发动机的推力已超过了 CZ-2F 二级 4 台游动发动机推力的总和 (7.6 t). 推力增大会导致在相同的姿态跟踪精度下产生较大的横法向速度偏差,同时大推力发动机的干扰和后效偏差也会大幅增大,从而影响入轨精度.



图 8 (网络版彩图) CZ-7 二级发动机关机时序示意图 Figure 8 (Color online) Cutoff sequences of CZ-7 last stage

为满足入轨精度,可增加末速修正系统,即在 4 台发动机关机后,利用小推力的辅助动力系统对 速度偏差进行修正.但这种处理带来复杂度、成本的增加和运载能力的下降.为此,CZ-7 总体设计中 采用两两关机的时序,即先关闭两台固定发动机,再关闭两台摇摆发动机,通过这种手段尽可能地降低 入轨前的过载;同时,控制系统采取了预测修正的迭代制导方法.飞行时序如图 8 所示.

两台固定发动机不能提前太早关机,否则会显著影响运载能力.但若两次关机相隔过短,过载的 突变以及发动机后效不确定性的影响,会造成迭代程序角大幅变化,影响姿态跟踪精度,同样对入轨精 度不利.为此,在选定合理的关机时间间隔后,在固定发动机关机前即停止位置约束,尽可能消除第一 次关机的后效影响,使迭代程序角快速进入平缓段.这种处理无疑产生了系统性的位置误差;但由于 程序角和姿态变化平缓,能准确预估关机时刻火箭所处的位置,以及与需要位置的偏差,从而可以将此 偏差修正到终端位置约束中.通过如此的前馈补偿,同样实现了精确入轨.

#### 3.2.3 带终端姿态约束的迭代制导方法

如果入轨时需要满足相应的姿态,相当于增加了终端姿态约束.这样的需求并非不常见,往往依 靠火箭末级配置调姿系统来完成,即在主发动机关机后,增加调姿飞行段.但 CZ-2F 未配置该系统,在 T3 任务中仅依靠对俯仰、偏航程序角和关机时间这 3 个量的控制,来满足终端 5 个轨道根数和 2 个 姿态角约束,对制导方法是个挑战.

由于姿控系统需要跟踪程序角指令,在偏差和干扰下会导致入轨时的姿态偏离标称状态.为此, CZ-2F/T3 任务采用了一种新的推力方向表述形式,即将式 (2) 修改为时间的二阶函数,如下所示:

$$\begin{cases} \phi_{cx}(t) = \tilde{\phi} + \left(-k_1 + k_2 \cdot t + k_3 \cdot t^2\right), \\ \psi_{cx}(t) = \tilde{\psi} + \left(-k_4 + k_5 \cdot t + k_6 \cdot t^2\right). \end{cases}$$
(5)

推力方程中新增的两个变量,可以利用终端的俯仰和偏航两个姿态角约束来求解.

需要注意的是,终端姿态不能任意给定.若火箭入轨时推力方向与速度方向夹角太大,则不满足 k<sub>1</sub>~k<sub>6</sub>为小量的假设,这是迭代公式对三角函数进行简化处理并能够推导得到解析表达式的必要条 件.这方面相关的讨论可参考文献 [12].





Figure 9 The thrust direction command deviation and its influence on the semi major axis under different conditions. (a) Pitch program angle; (b) pitch program angle with local zoom; (c) yaw program angle; (d) yaw program angle with local zoom; (e) semi major axis deviation without corrections; (f) semi major axis deviation with corrections

#### 3.2.4 跨滑行段的迭代制导方法

考虑插入滑行段的优化,也会使得在线规划的复杂度大幅上升.因此带滑行段飞行剖面的火箭一般仅在飞行末段采用迭代制导方法,但对故障发生在早期的工况失去了纠正能力.CZ-8/Y1 飞行首先采取并验证了跨滑行段的迭代制导方法,其中滑行段的飞行程序仍沿用参考轨迹的设计,以降低求解的难度.这就将整个飞行段的约束分为两个部分,滑行前的关机条件为滑行轨道的终端约束,滑行结束后再次点火,飞行末段的关机条件则是原目标轨道约束.

CZ-8 的末级增加了末速修正系统. 当入轨时刻迭代程序角与标称程序角有偏差时, 会影响速度修 正效果. 为此在迭代制导中增加了速度偏差预测与修正功能, 即提前预估程序角偏差下末修策略会产 生的速度偏差, 并进行前馈补偿到关机量中. 这一处理与 CZ-7 预测修正迭代制导有相近之处, 只不过 前者修正的是位置误差, 这里修正的是速度偏差.

图 9 给出了参考 CZ-8/Y1 工况的仿真结果. 图 9(a) 和 (c) 是发动机推力为额定和分别在 1%, 2%, 3%, 4%, 5% 偏差工况下, 二级飞行段俯仰和偏航程序角曲线, 图 9(b) 和 (d) 是第二次动力段程序角的放大图. 可以看出: 当实际飞行推力产生偏差时, 易造成迭代终端时刻的俯仰程序角与标称弹道程序角偏差较大, 使得二级后效的推力方向与设计值存在较大的偏差. 图 9(e) 和 (f) 分别为采用传统迭代制导方法和本小节提出的方法, 其后效结束时刻半长轴偏差. 这一偏差通常由末修系统来修正, 但其对半长轴的修正能力通常约 1.5 km (工作时间约 40 s), 当后效冲量产生的偏差超出末修工作段的修正

Table 2         Orbital injection accuracy of typical guidance methods in real applications							
Mission No.	$i~(^{\circ})$	$\Omega$ (°)	$w~(^\circ)$	$H_p$ (m)	<i>a</i> (m)	Pitch angle (°)	Yaw angle (°)
CZ-2F/Y8	0.000354	$0.000072^{a}$	0.058	13	1.48	_	_
$\rm CZ\text{-}2F/Y7^{f)}$	0.0034	$0.103^{a}$	0.14463	114	2621	_	—
CZ-7/Y1	0.00288	$0.00006^{a}$	0.012	37	842	—	—
CZ-2F/T3	0.0007	0.046	-	-	_	0.081	0.17
CZ-8/Y1	0.0034	0.0319	$11.1751^{\rm d}$ )	$4610^{e}$	370.6	_	_
Thresholds	$0.05^{\rm b}$ )	$0.1^{b)}$	$4.3^{b)}$	$2000^{\rm b}$	$3750^{\rm b}$ )	$2^{c)}$	$2^{c)}$

表 2 典型迭代制导方法在实际飞行中取得的入轨精度统计

a) For the rendezvous and docking mission, it refers to the deviation of the right ascension of ascending node, not that of the longitude of ascending node.

b) The listed indices are those for rendezvous and docking mission, and the indices for CZ-2F/T3 and CZ-8/Y1 missions are more relaxed.

c) It is only required for CZ-2F/T3 mission, and other missions could ignore the terminal attitude constraints.

d) Generally, there is no constraint on the deviation of argument of perigee for circular orbit.

e) The accuracy of perigee height is usually relaxed for SSO missions, and that of eccentricity is paid more attention to.

f) The guidance methods of CZ-2F/Y7 and the previous missions are the perturbation guidance methods (PGMs).

能力时将会造成定时关机,意味着速度偏差未能全部补偿,进而影响有效载荷的入轨精度.

在 CZ-8/Y1 首飞中, 迭代终端程序角与标称弹道相差 10.5°, 采用本方法有效地避免了末修段定 时关机的问题, 大幅提升了半长轴控制精度.

#### 3.2.5 小结

上述 3 种增强型迭代制导方法, 均是在基础型方法的优化命题构造环节, 修改终端约束或推力矢 量的描述形式,如图 5 所示.4 种方法首次采用的入轨精度(偏差的绝对值)统计如表 2 所示.

从表 2 中可以看出, CZ-2F/Y8 任务相对于 Y7 任务, 入轨精度有了显著提升, 尤其是轨道面的指 标. 同时可以看出, 摄动制导 (CZ-2F/Y7) 升交点经度的误差已超过了 0.1° 的要求 (尽管满足非交会 对接任务 0.5° 升交点经度误差要求),这也进一步证实了采用迭代制导的必要性. CZ-7 入轨指标中轨 道面的精度仍然很高,但半长轴和近地点高度等误差相对 CZ-2F 有所增大,但仍远低于要求值.这是 由于末级发动机推力大,其后效影响也大,非制导因素造成了上述偏差. CZ-2F/T3 仅对轨道面和终端 姿态有要求,实际飞行结果优于指标. CZ-8/Y1 发射卫星至 SSO (sun-synchronous orbit) 圆轨道, 仅对 轨道面、半长轴和偏心率 (表 1 中未列出, 要求小于 0.003, 实际为 0.0004) 有要求.

#### 目标轨道与飞行轨迹的联合优化 4

当推力故障导致目标轨道不可达时,迭代制导已不能发挥作用,需要优化与剩余运载能力匹配的 新目标轨道.相比于离线设计的分档式故障应对策略,采用数值计算的优化方法能够在寻找新的目标 轨道的同时确定飞行轨迹,该类方法更加灵活,并且能够提升载荷入轨或留轨的可能性.

将根据剩余运载能力优化新的救援轨道的问题描述为非线性规划问题,能够考虑复杂的过程约束 和终端条件,并且可以通过设计目标函数实现对火箭运动过程的控制.数值优化是一类基于模型的方 法,准确的火箭模型和外界环境模型决定了算法的计算效果.但随着箭载计算能力的提升,基于滚动 时域的优化方法能够实时更新预测模型,进一步提升算法对故障的适应性和最优解的准确性.

在学术界自主救援的研究成果也较少, Sun<sup>[19]</sup>提出了一种基于有限微分的上升段制导方法,采用同伦方法处理大气密度逐步生成易于求解的计算初值,对主发动机推力损失的故障具有一定的适应能力. Dukeman<sup>[37]</sup>和 Calise 等<sup>[38]</sup>提出了基于预测 – 校正的初值生成方法,并利用多重打靶法求解上升段轨迹,能够适应故障后返回地面的故障处理模型.得益于原始对偶内点法能够在保证收敛性的同时快速求解凸优化问题的优势, Cheng 等<sup>[39]</sup>采用基于模型补偿的序列凸优化方法求解大气层内火箭轨迹规划问题, Hao 等<sup>[40]</sup>基于序列凸优化研究了目标轨道面内以最大半长轴为目标的最优圆轨道在线规划方法. 然而对于椭圆轨道和轨道面参数等非线性更强且不易凸化处理的约束条件,尚无法采用凸优化求解.基于自适应配点法的序列二次规划或内点法能够处理非凸约束问题, Song 等<sup>[35,41,42]</sup>针对入轨飞行段提出了基于 STI (state triggered indices)的救援轨道与飞行轨迹联立优化方法,以规划最接近原目标轨道的救援轨道,通过序贯优化提升了求解的快速性. 在此基础上结合 IGM,以分段优化的方式提出了针对典型故障的上升段自主任务重构算法<sup>[43]</sup>. 但上述方法均无法实现多飞行段或跨滑行段联立优化,为进一步发掘火箭故障后的剩余运载能力,以多级分层优化 (multiple graded optimization, MGO) 为代表的优化方法成为后续研究方向之一.

本节介绍单个飞行段以及跨滑行段分段优化这两种工况,并讨论全程联立计算的 MGO 问题.

#### 4.1 典型发动机故障模式

联合优化常发生在动力系统故障的情况下.典型发动机故障模式、原因及处置策略如表 3 所示. 发动机故障后的处置一般包括关机、重启和维持状态 3 种,这都会对运载能力产生影响.当故障导致 目标轨道不可达时,迭代制导在目标轨道上寻找最佳入轨点的前提已经不存在了.如何寻找救援轨道, 或称停泊轨道,并避免星箭坠落,成为研究重点.

需要指出的是,表 3 中的检测参数并非是故障隔离的充分必要条件,在实际应用中可检测的参数 更少.以采用液氧/煤油推进剂的发动机为例,氧泵后氧泄漏、燃气均流板堵塞、涡轮喷嘴烧蚀、氧泵 效率下降等均会造成推力下降 (标称推力为 1188 kN),表 4 列出了不同故障工况下发动机推力、燃料 泵出口压力、主涡轮转速、燃烧室压力等参数.

在上述 4 项故障下,包括发动机推力在内的 4 项检测参数并没有显著差异.但不同故障模式对自 主制导的影响差别很大.对于堵塞故障,一般认为剩余推进剂均可用,本文的讨论均是基于这样的假 设.若发生泄漏故障,则并非所有推进剂都会转化为推力,且推进剂耗尽时刻难以估计,给任务规划带 来了很大的不确定性.当发生烧蚀或效率下降时,则有发动机爆炸的风险,此时及时关机才是较为安 全的处置.因此,准确的健康监测是动力系统故障下自主制导的前提,但这已超出了本文的讨论范围.

#### 4.2 连续推力段的 STI 方法

本小节首先介绍单个动力飞行段的优化.为了减少卫星留轨后调整轨道所消耗的推进剂,降低对 其寿命的影响,希望救援轨道尽可能接近原目标轨道.然而,不同轨道根数的偏差对调轨能力的影响 与轨道特点和飞行器当前状态密切相关,具有很强的非线性特征;因此仅根据轨道根数的偏差来定义 "最优"停泊轨道比较困难,且直接以轨道根数的偏差为目标函数来求解,收敛性差,或易陷入局部最 优解,无法充分发挥剩余运载能力.

为此提出了基于状态触发目标函数 (STI) 的方法, 其中心思想如下.

(1) 出于安全性的考虑, 故障后尽可能确保轨道高度. 由于调整轨道面需要消耗推进剂, 可以在故 障时刻的轨道面内寻找剩余运载能力可达的最高圆轨道, 避免轨道高度过低而坠落. 与一般优化问题 燃料最优的优化目标相比, 该问题需要尽可能耗尽所有推进剂. 由于运载火箭在近地点附近入轨, 根据

	<b>JI O</b>	I I I I I I I I I I I I I I I I I I I	
Failure mode	Causes	Detection parameters	Reactions
Thrust	1. A leakage of the pre-burner feed system, or a blockage in a	Gas generator pressure	1. Thrust drop is
drop	filter or nozzle, leading to a decrease of fuel (or oxidant) flow	and temperature; turbine	evident due to its
	into the gas generator.	inlet temperature and	effect on the accel-
	2. A gas leakage in the upstream of the turbine, causing	pressure $(TIT\&P);$	eration of the
	damage to the gas pipelines and/or a further gas leakage.	rotation rate of the	vehicle.
	3. A leakage of the main pipeline, or an improperly secured	turbine pump (RRTP);	2. It is generally
	precooling discharge valve, causing a reduction in the flow	pressure after pump	believed that these
	entering into the thrust chamber, so as to decrease the	(PAP); thrust chamber	failures will not
	combustion chamber pressure (CCP).	pressure.	cause an explosion.
Explosion	1. The pressure drops at the inlet of the engine pump, causing	Pump inlet pressure,	If the engine looks
	the turbine pump to cavitate and whirl, and resulting in	RRTP, fuel and oxidizer	likely to explode, shut
	structural damage to the pump blades, bearings and/or	pressure before injection	it down immediately.
	seals, and perhaps even turbine pump explosion.	in the generator, TIT,	
	2. A leakage of propellant supply in the pipelines of the	etc.	
	oxygen (or fuel) enriched generator, or a blockage of the filter		
	and nozzles, resulting in a decrease of the oxidizer (or fuel)		
	flow and an increase of the gas temperature of the generator,		
	thus leading to structure damage of the generator and/or gas		
	pipelines, which may cause the engines to explode.		
Unable to	A disconnection of the power supply line, a failure of the	CCP, gas or ambient	For multi-burn
startup	firing element, and/or an inappropriate amount of powder	temperature, etc.	engines, restarting
	which causes the igniter not to work normally.		is an option.
Accidental	Accidently triggered shutdown command, or closing the	RRTP, CCP, PAP, etc.	For multi-burn engines,
shutdown	cutoff valve due to abnormal air supply control.		restarting is an option.

#### 表 3 典型发动机故障模式、原因及检测参数

 Table 3 Typical engine failure modes, causes and detection parameters

#### 表 4 某发动机不同故障模式下的参数

 Table 4
 Parameters of an engine under different failure modes

	Failure mode				
	Leakage after	Blockage of	Turbine nozzle	Oxygen pump	
Parameter	oxygen pump	gas equalizing	ablation (area increased	efficiency	
		plate $(70\%)$	to 1.5 times)	decreased $(10\%)$	
Engine thrust	1040	1067	976	1102	
Fuel pump outlet pressure	31.09	30.53	22.76	33.93	
Main turbine speed	16813	16643	14256	17589	
Combustion chamber pressure	16.01	16.22	14.51	16.87	

单位质量总能量公式 (6) 可知, 在相同地心距下, 入轨时刻速度越小, 则入轨需要的能量越少, 因此进入圆轨道需要的能量比同等近地点高度的椭圆轨道少.

$$E = \frac{1}{2}V^2 - \frac{\mu}{r}.$$
 (6)

若可达的圆轨道高度小于某一安全值时,说明运载能力损失很大,有效载荷已难以留轨,可以放弃救援.若圆轨道高度大于安全门限、但小于原目标轨道近地点高度时,应以此圆轨道作为救援轨道.



图 10 (网络版彩图)针对典型故障的自主任务规划算法框图

Figure 10 (Color online) Block diagram of autonomous mission reconstruction algorithm under typical faults

当圆轨道高度大于近地点高度时,说明还有一定的运载能力余量可用于调整其他轨道根数,为此触发下一个优化问题.

(2) 在保证近地点高度的情况下, 调整轨道面参数 (轨道倾角和升交点经度). 将救援轨道的近地 点高度限定在原目标轨道的要求值附近, 并尽可能消除轨道面的偏差.

如果不考虑轨道高度而直接调整轨道面,有可能消耗大量推进剂,造成轨道高度不足而使得卫星 坠毁.因此,STI的本质是在确认能够满足前序问题的约束下才开展下一步优化.

如果优化结果表明能够与原目标轨道共面且仍有剩余推进剂,则继续触发下述优化问题;否则将 优化的结果作为救援轨道.

(3) 在保证近地点高度和轨道面参数的情况下, 调整轨道形状 (近地点幅角、半长轴和偏心率). 有关上述方法的详细讨论可参考文献 [41]. STI 方法通过逐级触发的方式, 将前述问题的解作为下一层优化命题的初值, 提高求解效率. 上述方法在仿真中取得了较好的效果.

#### 4.3 含滑行段的自主任务重构

本小节讨论在飞行中存在多个飞行段,尤其是插入了滑行段的优化策略.为降低在线计算的复杂 度,将滑行轨迹作为滑行段前动力飞行段的目标轨道.同时考虑表 3 的故障模式,提出如图 10 所示的 任务重规划算法 (以带助推器的二级火箭发射 GTO (geostationary transfer orbit) 卫星为例). 该方法 的特点是:

(1) 首先进行故障诊断, 并采取 4.1 小节中提出的处置策略;

(2) 判断当前工作段是在大气层内飞行还是大气层外.如果是在大气层内飞行,考虑到火箭残骸 落区限制,仍采用跟踪轨迹的制导方法 (PGM),直至耗尽关机;

1602

(3) 如果运载器在大气层外,则进行剩余运载能力的预估 (ES-IGM). 在滑行段前预估剩余运载能力是否还能飞行至原滑行轨道,在滑行段后预估剩余运载能力是否还能飞行至原目标轨道;

(4) 如果剩余运载能力能够达到预定的轨道,则依旧采用 IGM 进行轨迹规划;否则,采用 STI 进行新轨道和飞行轨迹的联合优化.

由于没有对滑行段进行优化,上述算法是一种近似的处理方法.因此当滑行轨道仍可达时,整个 滑行段仍延续了原有的飞行程序;当滑行轨道不可达时,采用 STI 方法规划最接近原滑行轨道的新转 移轨道,并在滑行至转移轨道远地点时再次启动发动机.具体仿真用例和结果可参考文献 [42].

#### 4.4 未来研究方向

#### 4.4.1 多级分层优化方法

上述多飞行段的优化尽管能应对典型的故障模式,但本身并不是一种最优的处理策略,尤其没有 对滑行轨迹进行优化.本小节讨论的 MGO 试图解决这一问题.

随着商业航天和各类星座的推出, 一箭多星和共享发射将愈发普遍. 以 CZ-8 为例, 其可将总重为 4.7 t 的多颗小卫星 (不含卫星支架重量) 送入 700 km 的 SSO 轨道. CZ-8 二级具有两次启动的能力, 二级一次动力工作段工作结束后进入约 –2600 km × 710 km 的过渡轨道, 滑行 400 s 后在远地点附近 二次点火. 通过选择亚轨道作为过渡轨道以约束发动机两次点火的间隔, 避免过长的滑行时间对推进 剂管理和发动机预冷的不利影响.

假设二级一次动力工作段 320 s 时突发某种故障, 总推力降为 85.5. 继续采用原有的制导方法, 所 有载荷均有可能坠落. MGO 方法的目的, 是充分利用剩余运载能力, 将尽可能多的载荷送入预定轨 道, 而同时利用滑行的机会, 提前将其他载荷释放到停泊轨道. 优化命题描述如下所示:

$$\min J = -m(t_f),$$
s.t. Dynamics :  $\dot{\boldsymbol{r}} = \boldsymbol{V}, \, \dot{\boldsymbol{V}} = \frac{\boldsymbol{T}}{m} - \frac{\mu}{\|\boldsymbol{r}\|^3} \boldsymbol{r}, \, \dot{\boldsymbol{m}} = -\frac{\|\boldsymbol{T}\|}{I_{sp}g_0},$ 

$$phase1 : \begin{cases} [\boldsymbol{r}_0, \, \boldsymbol{V}_0, \, m_0] = [\boldsymbol{r}, \, \boldsymbol{V}, \, m] (t_0) \,, \\ \|\boldsymbol{T}(t)\| = T_1, \\ t_1 < t_1 \, \max, \, h \, (t_1) \ge h_{safe}, \end{cases}$$

$$phase2 : \|\boldsymbol{T}(t)\| = 0,$$

$$f_2 - t_1 \leqslant t_{sep}, \\ m(t_2) \leqslant m(t_1), \\ orbit_{ref} = Fun \, (\boldsymbol{r} \, (t_f) \,, \boldsymbol{V} \, (t_f)) \,, \\ m(t_f) \ge m_{\min}, \\ \|\boldsymbol{T}(t)\| = T_2. \end{cases}$$

$$(7)$$

Phase1 指的是二级一次动力工作段,其终端时刻  $t_1$  的约束是进入一个转移轨道,近地点高度大于 安全门限  $h_{safe}$ ,二级一次允许最大工作时间为  $t_{1 max}$ . Phase2 指滑行段,最大滑行段时间为  $t_{sep}$ ,并在 滑行段分离部分卫星,因此分离时刻火箭的质量  $m(t_2)$  小于进入滑行时刻的起始质量  $m(t_1)$ . Phase3 指二级二次动力工作段,推进剂允许充分耗尽.



图 11 MGO 仿真曲线

Figure 11 MGO simulation results. (a) Height; (b) velocity; (c) orbital inclination; (d) mass; (e) perigee height; (f) apogee height

通过仿真分析,存在如下解决方案:将二级一次工作时间延长约 20 s,进入 150 km × 710 km 滑行轨道.在滑行中主动分离 1.4 t 的卫星载荷,并将滑行时间延长至 800 s (最大点火间隔);在滑行段远地点附近二次点火,将剩余 3.3 t 的卫星送入原目标轨道.其中滑行轨道是一条停泊轨道,保证了被提前释放卫星的安全性.飞行过程轨迹如图 11 所示,其中 Ref 和 MGO 分别表示标称状况和推力故障后重新规划的飞行轨迹,下标 21, coast, 22 分别表示二级一次工作段、滑行段、二级二次工作段.

MGO 是非常具有代表性的工作场景,将能进一步降低故障后的损失,但目前计算的收敛性和实时性还未能满足在线规划的要求.

#### 4.4.2 基于自主制导的闭环控制

基于上文的介绍, 上升段自主飞行的闭环控制框图如图 12 所示. 其中红色部分为传统闭环控制 的组成.

飞行中实时进行剩余运载能力的评估,以决定飞向原目标还是某个降级目标.当需要降级时,根据在线算力的性能,选择是端对端的优化,还是分段优化 (权衡只优化火箭飞行段还是火箭/卫星飞行段联立的端对端优化,或者在火箭飞行规划时是否要将滑行段单独处理等),这一选择可由预置的重构策略来控制.根据故障发生时段、故障影响和重构策略选择解析或计算制导,其中约束松弛后的解析制导结果可以作为计算制导的初值猜想.

### 5 总结

本文介绍了上升段自主制导方法这一前沿研究领域,及长征火箭在此方面的研究进展.在目标轨 道可达的情况下,自主制导的主要工作是规划飞行轨迹并实施制导控制.长征火箭以 IGM 为基础,针

1604





对多种应用场景,发展了满足不同需求和约束的增强型迭代制导方法,并经过了实际飞行的验证.当 发生动力系统故障时,自主制导的作用是寻找合适的停泊轨道并同时规划飞向该轨道的飞行轨迹.目 前这方面取得了一定成果,以 STI 方法为基础,针对典型故障的自主任务重规划算法在地面仿真过程 中取得了很好的效果.

如果能充分利用卫星的变轨能力,则救援轨道不一定是停泊轨道,也可以是亚轨道;卫星在分离 后及时变轨,不再有"停泊"的过程.这样能进一步减少卫星因调整轨道而消耗的推进剂.针对多星发 射的 MGO 优化,可以根据剩余运载能力,满足入轨和留轨的不同需求.而当 MGO 中融合端对端的 策略时,故障的适应能力会更强,同时自主制导的难度进一步增大.

随着信息技术的发展,以自动控制为主要特征的运载火箭飞行控制的可靠性和技术成熟度不断提升,随之也被寄予了更高的期望.更高的适应性、在外系统失效的情况下缓解故障影响甚至挽救任务,都是对自主制导提出的新要求,也将进一步提升火箭飞行的自主性能.

#### 参考文献

- 1 Bao W M. Space intelligent control technology enables launch vehicle to "self-learning". Acta Aeronaut Astronaut Sin, 2021. doi: 10.7527/S1000-6893.2020.25055 [包为民. 航天智能控制技术让运载火箭 "会学习". 航空学报, 2021. doi: 10.7527/S1000-6893.2020.25055]
- 2 Song Z Y. Autonomous guidance and control technology in ascent flight. In: Proceedings of the Forum of Aerospace Intelligent and Autonomous Control, 2021 China Aerospace Conference, Nanjing, 2021 [宋征宇. 上升段自主制导与 控制技术. 见: 2021 中国航天大会空间智能自主控制学术论坛, 南京, 2021]
- 3 Chern H S. A Open Loop Guidance Architecture for Navigationally Robust On-orbit Docking. NASA Technical Report NASA-CR-4687. 1995
- 4 Kampos B. Guidance, Flight Mechanics and Trajectory Optimization. Volume 9 General Perturbations Theory. NASA Technical Report NASA-CR-1008. 1968

- 5 Speyer J L, Jarmark B S A. Robust perturbation guidance for the advanced launch system. In: Proceedings of American Control Conference, Pittsburgh, 1989. 2489–2494
- 6 Cui X S. Guidance technique of CZ-2E launch vehicle. Missiles Space Veh, 1993, 2: 21-27 [崔鑫水. CZ-2E 运载火箭 制导技术. 导弹与航天运载技术, 1993, 2: 21-27]
- 7 Huang W B, Zhang Y H, Shi S, et al. Research on the real-time calculation of perturbation guidance coefficients for the launch vehicle. J National Univ Def Technol, 2013, 35: 19–23 [黄文博, 张银辉, 师帅, 等. 运载火箭摄动制导导 引系数实时计算方法. 国防科技大学学报, 2013, 35: 19–23]
- 8 Smith I E. General Formulation of the Iterative Guidance Mode. NASA Technical Report NASA-TMX-53414, 1966
- 9 Horn H J. The iterative guidance law for Saturn. In: Proceedings of the 12th East Coast Conference on Aerospace and Navigational Electronics, Baltimore, 1965
- 10 Lv X G, Song Z Y. Guidance methods of Long-March launch vehicles. J Astronaut, 2017, 38: 895–902 [吕新广, 宋征 字. 长征运载火箭制导方法. 宇航学报, 2017, 38: 895–902]
- 11 Song Z Y, Pan H, Wang C, et al. Development of flight control technology of Long March launch vehicles. J Astronaut, 2020, 41: 868-879 [宋征宇, 潘豪, 王聪, 等. 长征运载火箭飞行控制技术的发展. 宇航学报, 2020, 41: 868-879]
- 12 Shi G X, Lyu X G, Gong Q H. Research on quadratic curve IGM for multi-terminal constraints. Chinese Space Sci Technol, 2018, 38: 24–31 [施国兴, 吕新广, 巩庆海. 满足多终端约束的二次曲线迭代制导方法研究. 中国空间科学 技术, 2018, 38: 24–31]
- 13 Schleich W. The space shuttle ascent guidance and control. In: Proceedings of Guidance and Control Conference, San Diego, 1982
- 14 Mchenry R L, Long A D, Cockrell B F, et al. Space shuttle ascent guidance, navigation, and control. J Astronaut Sci, 1979, 27: 1–38
- 15 von der Porten P, Ahmad N, Hawkins M, et al. Powered explicit guidance modifications & enhancements for space launch system block-1 and block-1b vehicles. In: Proceedings of the 41st Annual AAS Rocky Mountain Section Guidance and Control Conference, Breckenridge, 2018
- 16 Brown K R, Harrold E F, Johnson G W. Rapid optimization of multiple-burn rocket flights. In: Proceedings of International Astronautical Congress, Amsterdam, 1972. 649–671
- 17 von der Porten P, Ahmad N, Hawkins M. Closed loop guidance trade study for space launch system block-1b vehicle.
   In: Proceedings of AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference, Breckenridge, 2018
- 18 John M, Hanson M, Shrader W, et al. Ascent guidance comparisons. J Astronaut Sci, 1995, 43: 307–326
- 19 Sun H. Closed-loop endo-atmospheric ascent guidance for reusable launch. Dissertation for Ph.D. Degree. Iowa: Iowa State University, 2005
- 20 Dukeman G A. Atmospheric ascent guidance for rocket-powered launch vehicles. In: Proceedings of the 17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, San Francisco, 2011
- 21 Bourgeois E, Bokanowski O, Desilles A, et al. New improvements in the optimization of the launcher ascent trajectory through the HJB approach. In: Proceedings of the 7th European Conference for Aeronautics and Space Sciences, Milan, 2017
- 22 Robert R B. Time-domain Finite Elements in Optimal Control with Application to Launch Vehicle Guidance. NASA Technical Report NASA-CR-4376, 1991
- 23 Vachon A, Desbiens A, Gagnon E, et al. Launch ascent guidance by discrete multi-model predictive control. Acta Astronaut, 2014, 95: 101–110
- 24 Anthony J C, Dewey H H. Optimal Guidance Law Development for an Advanced Launch System. NASA Technical Report NASA-CR-192189, 1993
- 25 Zhang Z G, Yu M L, Geng G Y, et al. Research on application of pseudo-spectral method in online guidance method for a launch vehicle. J Astronaut, 2017, 38: 263–369 [张志国, 余梦伦, 耿光有, 等. 应用伪谱法的运载火箭在线制导 方法研究. 宇航学报, 2017, 38: 263–369]
- 26 Lu P. Introducing computational guidance and control. J Guidance Control Dyn, 2017, 40: 193–193
- Shotwell R, Benito J, Karp A, et al. Drivers, developments and options under consideration for a Mars ascent vehicle.
   In: Proceedings of IEEE Aerospace Conference, Big Sky, 2016
- 28 Starek J A, Schmerling E, Maher G D, et al. Real-time, propellant-optimized spacecraft motion planning under clohessy-wiltshire-hill dynamics. In: Proceedings of IEEE Aerospace Conference, Big Sky, 2016

- 29 Goforth M B. NASA-Johnson Space Center Engineering Directorate Overview And L-8 Initiative. NASA Technical Report JSC-E-DAA-TN48720, 2017
- 30 AIAA Intelligent Systems Technical Committee. Roadmap for Intelligent Systems in Aerospace. Reston: AIAA, 2016
- 31 Yanova O V, Akobian B G. Launcher mission risk reduction due to the advanced adaptive guidance algorithms.
   In: Proceedings of the 67th International Astronautical Congress (IAC), Guadalajara, 2016
- Rafael L, Daniel L, Min Q, et al. A robust method to integrate end-to-end mission architecture optimization tools.
   In: Proceedings of IEEE Aerospace Conference, Big Sky, 2016
- 33 Zolghadri A, Henry D, Cieslak J, et al. Fault Diagnosis and Fault-Tolerant Control and Guidance for Aerospace Vehicles: From Theory to Application. Berlin: Springer, 2014
- 34 Ahmad N, Anzalone E J, Craig A S, et al. Evolution and impact of Saturn V on space launch system from a guidance, navigation, and mission analysis perspective. In: Proceedings of the 70th International Astronautical Congress (IAC), Washington, 2019
- 35 Song Z Y, Wang C, Gong Q H. Autonomous trajectory planning for launch vehicle under thrust drop failure. Sci Sin Inform, 2019, 49: 1472–1487 [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. 中国科 学: 信息科学, 2019, 49: 1472–1487]
- 36 Montenbruck O, Gill E. Satellite Orbits: Models, Methods and Applications. 4th ed. Berlin: Springer, 2012
- 37 Dukeman G A. Closed-loop nominal and abort atmospheric ascent guidance for rocket-powered launch vehicles. Dissertation for Ph.D. Degree. Atlanta: Georgia Institute of Technology, 2005
- 38 Calise A J, Brandt N. Generation of launch vehicle abort trajectories using a hybrid optimization method. J Guid Control Dyn, 2004, 27: 6
- 39 Cheng X M, Shang T, Xu F, et al. Online trajectory planning for launch vehicles with successive convex programming. J Astronaut, 2021, 42: 202–210 [程晓明, 尚腾, 徐帆, 等. 基于序列凸规划的运载火箭轨迹在线规划方法. 宇航学报, 2021, 42: 202–210]
- 40 Hao Z M, Zhang R. Onboard real-time generation of launch vehicle abort orbits. J Guid Control Dyn, 2021, 44: 1541–1549
- 41 Song Z Y, Wang C, Gong Q. Joint dynamic optimization of the target orbit and flight trajectory of a launch vehicle based on state-triggered indices. Acta Astronaut, 2020, 174: 82–93
- 42 Wang C, Gong Q H, Song Z Y. Autonomous trajectory replanning for launch vehicles with propulsion subsystem failure. Adv Astronaut Sci, 2018, 165: 1379–1392
- 43 Song Z Y, Liu Y, He Y, et al. Autonomous mission reconstruction during the ascending flight of launch vehicles under typical propulsion system failures. Chinese J Aeronaut, 2021. doi: 10.1016/j.cja.2021.01.001

## Review and progress of the autonomous guidance method for Long March launch vehicle ascent flight

Zhengyu SONG<sup>1,3\*</sup>, Qinghai GONG<sup>2</sup>, Cong WANG<sup>2</sup>, Yong HE<sup>2</sup> & Guoxing SHI<sup>2</sup>

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

2. Beijing Aerospace Automatic Control Institute, Beijing 100854, China;

3. College of Control Science and Engineering, Zhejiang University, Hangzhou 310027, China

\* Corresponding author. E-mail: songzhengyu@zju.edu.cn

Abstract The development of the autonomous guidance method (AGM) in the ascent phase of a launcher is reviewed. The AGM is a real-time planning method which does not rely on offline planning reference trajectory, so as to dynamically generate the current guidance command to meet the subsequent complex process and terminal conditions. It combines the advantages of trajectory planning and traditional guidance methods, such as onboard, dynamic, globally optimized, and iterative. The main features faced by different moving bodies in guidance control are compared, showing the distinguished challenges of the launcher's ascent flight. Thus, two technical systems of AGMs for Long March launch vehicles are proposed. One is the guidance method for a prescribed target orbit, also known as the iterative guidance mode (IGM); and its basic theory, fundamental and enhanced algorithms, and the flight results in real launches are discussed in order. The second is the joint optimization of the target orbit and the flight path, mainly occurring under the typical failures of thrust dropping; and a state triggered indices (STI) method, as well as the mission reconstruction algorithms based on STI and IGM, are introduced. Finally, the future research directions are discussed, including the multiple graded optimization and an innovative closed-loop control system architecture based on AGMs. These studies will further improve the autonomy and fault adaptability of the ascending flight.

**Keywords** iterative guidance mode (IGM), autonomous guidance method (AGM), online planning, autonomous mission reconstruction, multiple graded optimization (MGO)



**Zhengyu SONG** was born in 1970. He is the chief designer of Chinese LM-8 rocket, member of International Academy of Astronautics (IAA), and an adjunct professor of Zhejiang University. His research interests include autonomous dynamic trajectory optimal control of launch vehicles, vertical landing and recovery technology, and commercial rocket development.



Qinghai GONG was born in 1980. He received his master's degree from China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing, in 2006. He is currently a researcher at Beijing Aerospace Automatic Control Institute. His research interests include launch vehicle trajectory planning and intelligent flight control.



**Cong WANG** was born in 1990. He received his Ph.D. degree from China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing, in 2019. Currently, he is an engineer at Beijing Aerospace Automatic Control Institute. His research interests include trajectory planning, computational guidance, and numerical optimization.



Yong HE was born in 1981. He received his Ph.D. degree from Harbin Institute of Technology. Currently, he is a senior engineer at Beijing Aerospace Automatic Control Institute. He is mainly engaged in the research on launch vehicle guidance, navigation, and control.