

面对称运载火箭控制技术研究进展与展望

齐瑞云¹, 王焱华¹, 胡存明², 余宇琛²

(1. 南京航空航天大学自动化学院, 南京, 211106; 2. 上海航天控制技术研究所, 上海, 201109)

摘要: 面对称重复使用运载火箭在未来可重复使用航天运输系统中具有较高的发展优先级, 面对称运载火箭控制技术是其中的关键技术之一。首先阐明了面对称运载火箭的研究意义, 并结合工程需求分析了液体推进剂面对称运载火箭的控制技术难点; 然后分别从姿态控制、主动减载控制、弹性振动抑制和液体晃动抑制4个方面总结国内外研究现状; 最后针对现有研究尚未解决的问题和液体推进剂面对称运载火箭特殊结构带来的新问题, 从高精度、高可靠性、智能化需求出发, 对面对称运载火箭控制技术未来的发展方向进行了展望。

关键词: 面对称运载火箭; 姿态控制; 主动减载控制; 弹性振动抑制; 液体晃动抑制

中图分类号: V448

文献标识码: A

Research Progress and Prospect of the Plane-symmetric Launch Vehicle Control Technology

QI Ruiyun¹, WANG Yihua¹, HU Cunming², SHE Yuchen²

(1. School of Automation, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing, 211106;

2. Shanghai Institute of Aerospace Control Technology, Shanghai, 201109)

Abstract: In the future reusable space transportation system, the plane-symmetric reusable launch vehicle has a high development priority, and the plane-symmetric launch vehicle control technology is one of the critical technologies. Firstly, the research significance and difficulties of plane-symmetric and liquid propellant rocket are analyzed according to the engineering requirements. Then, the research progress is summarized from four aspects, including attitude control, active load relief (LR) control, elastic vibration suppression and liquid sloshing suppression. Finally, in view of the unsolved problems in the existing research and the new problems brought by the special structure of liquid propellant plane-symmetrical rocket, prospecting its future development and putting forward several feasible research directions from the requirements of high-precision, high reliability and intelligent.

Keywords: plane-symmetrical launch vehicle; attitude control; active load relief control; elastic vibration suppression; liquid sloshing suppression

0 引言

航天运输系统是一个国家自主进出空间能力的集中体现, 以运载火箭为代表的航天运输系统, 是建设航天强国的重要技术基础^[1]。目前, 航天运载器正在从一次性运载火箭向重复使用运载器 (Reusable Launch Vehicle, RLV) 发展。根据动力和回收方案的不同组合方式, RLV有3种典型技术途径: 火箭构型重复使用、升力式火箭动力重复使用、组合动力重复使用。以火箭发动机为动力的RLV能够充分继承现有航天运输技术, 在各国RLV发展路线中具有较高优

先级^[2]。

SpaceX公司的猎鹰重型运载火箭 (见图1a), 采用与芯一级基本相同的大型助推器构成“助推-芯级-助推”并联捆绑布局, 提升了运载能力。以美国的航天飞机 (见图1b) 为代表的升力式火箭动力重复使用航天运载器, 采用面对称翼身组合体升力式构型, 兼具航空器和航天器的特点。近年来SpaceX公司研发的星舰超重型太空运载器 (见图1c) 上升段采用火箭动力, 回收段结合火箭动力和升力体气动减速两种方案, 实现两级完全可重复使用。新一代运载火箭在研

制过程中突破了传统轴对称布局,采用两个助推器与芯一级捆绑构型,或者面对称翼身组合体升力式构型,均呈现面对称布局的特点^[3]。

中国长征系列运载火箭中的长征三号丙运载火箭(见图1d)仅捆绑两个短助推器,初步呈现面对称特点,提升了中国运载火箭的适应性。新一代主力中型运载火箭长征八号(见图1e)捆绑了2个直径2.25 m的长助推器,面对称特征明显,其衍生型号CZ-8R一级和助推器将进行捆绑垂直回收,进一步降低发射成本。商业航天公司如星际荣耀航天科技股份有限公司正在发展大推力可重复使用面对称运载火箭,如SQX-3A、3B(见图1f)采用1+2个通用核心助推器,以减少研制成本和周期。

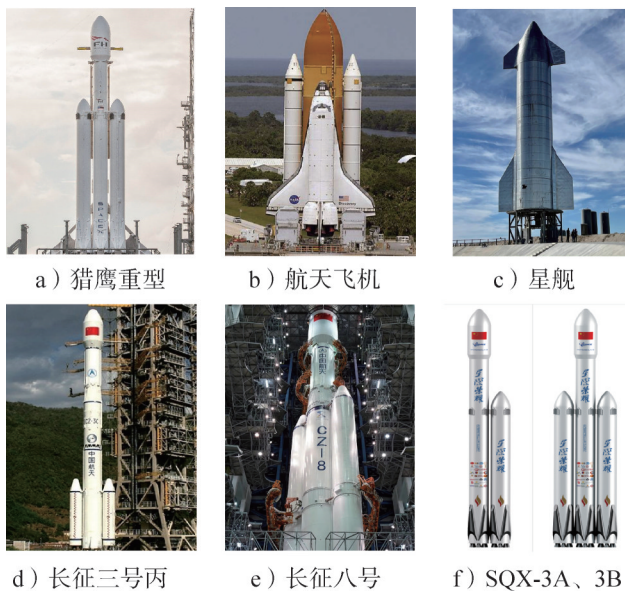


图1 部分面对称航天运载器型号

Fig.1 Some models of space launch vehicle

相较于轴对称运载火箭,面对称运载火箭在飞行过程中面对的流场结构更为复杂,通道间的耦合更为严重,气动力和力矩的干扰更为显著,且在机动性、可靠性、任务适应灵活性等方面面临更高的性能要求,适用于传统轴对称火箭的设计方法体系难以满足面对称运载火箭的设计需求。本文结合工程需求分析面对称运载火箭控制技术难点,从姿态控制、主动减载控制、弹性振动抑制、液体晃动抑制4个方面,概述面对称运载火箭控制技术的研究方法并进行展望。

1 面对称运载火箭控制技术难点

近年来研究较多的飞行器,如RLV、捆绑火箭、高超声速飞行器等均存在面对称构型设计,其控制技

术在某些方面与面对称运载火箭具有共性^[4-6]。面对称运载火箭不仅具有捆绑火箭助推器比重大、发动机数量多、结构复杂的特点,也具有与RLV、高超声速飞行器类似的气动特性和飞行环境。因此其容易受各种干扰影响,多变量、强耦合、非线性、参数不确定以及各种非参数动力学等因素,均给控制系统设计增加了难度。

a) 控制通道耦合与运动耦合。

面对称运载火箭存在横航向运动耦合、三通道控制耦合,以及刚体运动、弹性振动和液体晃动相互耦合。箭体姿态调整或受干扰时,控制耦合和刚体、弹性、晃动非线性耦合增强,影响箭体稳定性和精确姿态控制。

b) 飞行环境复杂且不确定性强。

面对称运载火箭助推器或升力翼的布局使发动机喷流干扰和横侧向气动干扰对箭体稳定和控制的影响远大于轴对称火箭^[7]。级间分离、大气环境变化等干扰也会带来飞行参数不确定性、时变性强的问题,影响火箭的稳定性和飞行轨迹。

c) 大动压区飞行载荷影响。

面对称运载火箭在大气层内飞行时承受较大气动载荷与弯矩,火箭结构安全和轨迹跟踪受到影响。在大动压区保持标准姿态飞行将产生较大风攻角,这对执行机构能力提出较高要求,存在控制饱和、执行机构损伤等风险。未来火箭研制方案趋于模块化设计,其承载能力与实际飞行载荷不匹配,也会降低发射成功率。

d) 弹性振动和液体推进剂晃动。

为了提高运载能力和结构效率,运载火箭结构刚度逐渐降低,刚性运动和弹性振动的耦合严重影响控制系统稳定裕度和控制精度,也增加了弹性辨识难度。液体推进剂随着箭体快速机动而晃动,与控制器、弹性振动,以及多个助推器间的频率发生耦合,产生干扰力和力矩,影响系统稳定性和控制器性能。

2 面对称运载火箭控制技术研究方法

航天运载器面临复杂的飞行环境和多源不确定性,引入智能控制技术来提高其可靠性和自主能力,是航天控制系统的发展趋势。根据文献[8]对航天智能控制的阶段划分,中国火箭控制技术正处于“+智能”发展阶段和“智能+”探索阶段,即应用智能

控制技术增强火箭基础控制系统的适应能力和学习能力,进而研究智能感知与控制技术的深度融合技术,使火箭具备自主发现并解决问题的能力。

中国已经在火箭姿控系统中引入自适应控制来应对参数、干扰等不确定性,使火箭具备了一定的学习能力。随着航天工程任务的升级和可靠性需求的提升,火箭智能化程度需要不断提高。

2.1 姿态控制

面对称运载火箭姿控系统是一个多变量系统,控制耦合较强且存在各种非线性耦合动力学,飞行过程跨速域跨高度,系统参数和空气动力学的不确定性和时变性强。其控制系统设计要考虑的因素比一般火箭更多,直接套用现有技术难以获得满意效果。

传统火箭控制方法中,比例-积分-微分(Proportion Integration Differentiation, PID)控制器常依靠牺牲动态品质来保证稳定裕度,对非线性系统缺乏闭环稳定性和性能的理论保证;滑模控制具有快速响应能力和强鲁棒性,但其固有的抖振控制易使系统产生振荡甚至失稳;自抗扰控制(Active Disturbance Rejection Control, ADRC)具有抗扰能力强、控制精度高、动态效果好等优点;自适应控制不依赖对象的精确数学模型,适用于各种非线性、强耦合、时变系统,且具有严密的理论依据保证稳定性。因此ADRC和自适应控制具有在面对称运载火箭上继续发展应用的潜力。

2.1.1 自抗扰控制

ADRC改进了PID控制的缺点,并基于现代控制理念通过扩张状态观测器(Extended State Observer, ESO)观测系统状态变量,从而进行反馈控制,实现了主动抗扰。该技术针对PID控制由误差提取微分产生的缺陷,以及线性误差反馈结构的控制性能不足的问题做出改进,通过“跟踪微分器”和“非线性状态误差反馈”,无需依赖被控对象精确模型就能很好地抑制干扰并稳定控制系统。ADRC适用于多变量非线性系统和时变系统,具有优越的抗扰能力和解耦能力。近年来,学者们将ADRC与自适应控制、线性二次型调节器(Linear Quadratic Regulator, LQR)控制、模糊控制等方法结合^[9-11],研究了降低控制器设计复杂度等问题,增强ADRC扰动抑制能力和工程应用价值。

目前ADRC已成功应用于长征八号运载火箭,通过实时补偿干扰、辨识微分信号,增强了火箭的干扰

适应能力和高阶状态感知能力。然而,ADRC仍有诸多问题需要深入研究,如参数设定复杂、观测器带宽选择需要平衡噪声和动态效果,以及ESO无法区分干扰成分的成因等。

2.1.2 自适应控制

自适应控制可以适应由内部变化、故障和外部干扰引起的系统参数、结构和环境不确定性,具有强鲁棒性和抗干扰能力。模型参考自适应控制(Model Reference Adaptive Control, MRAC)可以通过构造参考模型使闭环系统获得期望性能,无需辨识系统参数。状态跟踪形式的MRAC结构简单,但需要满足严格的模型匹配条件。文献[12]~[14]深入研究MRAC在多变量系统中的应用,并提出仅利用输入输出信号的多变量MRAC,以及减少控制器所需对象信息的矩阵分解方法,增强了MRAC的工程应用价值。

采用高增益自适应有助于抑制瞬态响应中的不确定性,但可能使控制信号控制方法包含高频内容,激发高频未建模动态。文献[15]~[17]提出的L1自适应控制、自适应PI跟踪控制,避免了传统MRAC采用高增益自适应时系统对噪声敏感的问题,鲁棒性强且能保证瞬态性能。文献[18]~[20]分别通过自适应滑模控制、自适应多模型控制、考虑时变全状态约束的自适应控制改善了自适应控制的响应性能和容错能力。

自适应控制主要研究稳定性、收敛性、鲁棒性和动态品质问题,适用于扰动特性变化范围大和需要保持一定性能指标的对象。但其频域特性和频域设计方法还需深入研究,以便工程应用和性能评估。

2.1.3 自适应增广控制

NASA针对运载火箭鲁棒性问题提出了自适应增广控制(Adaptive Augmenting Control, AAC),并成功应用于空间发射系统(Space Launch System, SLS)。AAC能解决“PD控制+调参算法”应用于工程实践时面临的关键问题:a)保证增加的控制器不会破坏标称控制器的稳定性;b)能够在大范围参数偏差下减小控制误差;c)抑制弹性振动对刚体运动的不利影响。

AAC算法在箭上搭载应用前历经十余年的仿真验证、算法更新和飞行试验。2012年,在高保真模型上进行的AAC性能分析和蒙特卡罗分析显示AAC显著增强了非标称工况下的鲁棒性^[21]。2013—2015年,

在F/A-18战斗机上进行的一系列飞行试验验证了AAC算法在实际应用中的可行性。2014—2016年, NASA工程与安全中心针对SLS的飞控系统进行了全面的AAC算法性能验证, 更新了算法用以改善非线性稳定特性^[22]。由于传统频域稳定分析对AAC算法进行了线性化, 描述函数法^[23]被用于研究AAC的非线性特性和频域稳定性, 该算法提供了闭环系统可能的极限环振荡的预测和稳定性条件以便调谐。中国也对AAC算法的性能进行了分析和验证, 并在网络参数自适应优化^[24]、弹性能量在线辨识^[25]方面对AAC进行改进。

目前中国已经在长征八号^[26]、长征六号丙运载火箭上进行了AAC搭载验证。表1列举了自适应控制和AAC的飞行测试案例^[27-30]。AAC在提高控制系统鲁棒性、应对大干扰和大范围参数不确定性方面效果较好。自适应控制不依赖于对象精确模型, 通过在线学习调整控制参数, 增强了系统自主应对不确定性的能力, 提高了火箭控制系统的智能化水平。

表1 自适应控制和AAC飞行试验案例

Tab.1 Flight test cases of adaptive control and AAC

飞行器型号	技术	结论
2010年 NASA运输机	MRAC	对控制效率降低、舵面卡滞故障具有鲁棒性
2014年 F/A-18战斗机	AAC	能在标称控制性能较差时实现预期的性能改进
2019年 变稳定型飞机	L1自适应	能够恢复期望的动态特性, 提供一致和安全的操作质量
2022年 NASA SLS	AAC	在整个发射阶段响应良好, 反映了预期的飞行轨迹
2024年 长征六号丙运载火箭	AAC	弥补了缺乏全箭模态试验下的动力学偏差影响

传统火箭通常采用通道解耦设计, 忽略了变量间的相互作用和通道间的相互干扰, 且解耦补偿器在模型精确性不足时解耦效果较差, 导致无法取得最佳控制效果。而多变量控制协调各输入输出间关系以降低控制误差、改善动态特性, 控制性能和全局稳定性优于单变量控制。考虑到面对称运载火箭存在多通道强耦合, 需为其发展多变量控制方案。自抗扰控制^[9-11]、自适应控制^[12-20]、预设性能控制、模型预测控制(Model Predictive Control, MPC)、 H_∞ 控制^[31]均能应用于多变量系统。近年来, H_∞ 控制在鲁棒性与控制性能权衡方面迎来了新的发展, 文献[31]融合博弈控制论, 将 H_∞ 最优控制问题表述为控制器-外部干扰的零和差分博弈问题, 求解纳什均衡解获得了最优

控制性能。表2总结了这些方法的特点, 以比较其在面对称运载火箭多变量控制中的应用潜力。

表2 姿态控制方法分析比较

Tab.2 Analysis and comparison of attitude control methods

控制方法	主要特点
自抗扰控制	抗扰能力强, 但控制器与观测器频域设计难度大, 算法对实时计算能力要求高
自适应控制	鲁棒性和抗扰能力强, 适用于被控对象特性未知或不确定的场景, 计算需求相对较低
H_∞ 控制	强调鲁棒性和性能权衡, 工程应用价值高, 可以结合博弈控制论, 获得最优控制性能
预设性能控制	能在参数变化和扰动下维持预设性能, 但容易过度调节从而导致振荡和不稳定性
模型预测控制	基于模型预测未来行为并求解最优策略, 便于处理多变量系统约束, 但算法计算量大

2.2 主动减载控制

面对称运载火箭助推器受力面积大, 受风干扰影响强烈, 不同方向受力不平衡, 若未及时减载可能导致轨迹漂移、姿态失控、结构冲击等后果。翼身组合面对称运载火箭的机翼易受阵风等干扰产生翼根弯矩, 影响姿态控制和机翼控制效率。因此, 需要研究考虑面对称结构特性的减载控制。

现役火箭常用的射前轨道修正方法的效果依赖于高空风信息的准确度, 难以抑制未知时变风载荷。研究主动减载控制的目的是: a) 减轻火箭结构质量的同时保证承载能力; b) 提高气象突变时火箭的适应能力; c) 减轻对发射场风场数据的依赖性, 加快发射流程。

2.2.1 运载火箭主动减载控制

火箭主动减载控制主要基于加速度表和攻角传感器两种技术, 然而攻角反馈可能存在微分误差、估算值与测量值极性相反问题, 影响反馈信号可靠度。基于加表测量的过载反馈改变了姿态控制结构, 且敏感信息中包含弹性振动等引起的加速度值, 减载效果受系统稳定性和弹性抑制限制^[32]。

由于专用加速度计对安装选位要求高、对控制系统改变大, 使稳定裕度减小, 无需额外电气设备的信号辨识技术和惯组加速度计更为实用。文献[33]~[34]分别使用跟踪微分器、惯组加速度计进行信号辨识或测量, 实现了加速度反馈主动减载控制, 不影响刚体稳定和弹性稳定。自抗扰技术抗扰能力强但减载效果弱, 文献[35]~[37]对ADRC的改进解决了其无法区分总干扰中风干扰和其他干扰的问题, 提

高了风载抑制效果。

火箭在大风区时可以减小指令跟踪需求, 优先满足减载需求, 之后通过闭路制导在线规划修正程序角累积误差^[36]。文献[38]~[39]分别设计了AAC减载控制系统和姿态开环减载系统, 在大动压区自适应调整姿态跟踪或减载任务, 对系统稳定性影响小。

由于传统减载结构依赖于测量精度和控制系统稳定性, 国外研究了AGE减载系统和不稳定姿态反馈结构^[40-41]。其他减载方案致力于减载和抑制轨迹漂移目标的权衡^[42]。航天飞机通过姿态滚动转向背风区降低气动舵面载荷, 并开发了姿态和减载混合控制系统^[43]。Ares-I火箭通过分布式速率陀螺仪和防漂移减载算法提高其在大动压区对弹性振动、力和扭矩干扰的鲁棒性^[44]。表3列举了主动减载技术及其特点。

表3 主动减载控制方法分析比较

Tab.3 Analysis and comparison of active LR control methods

主动减载控制方法	主要特点
攻角表反馈 ^[32]	攻角测量或估算的精度都较低, 无法满足工程使用需求
过载反馈 ^[32]	需在稳定性和减载效果间权衡, 且加速度表信号中的弹性加速度影响减载效果
在线信号辨识 ^[33]	仅利用惯组、速率陀螺以及信号辨识技术就可以获取减载所需反馈信号
惯组加速度表反馈 ^[34]	不改变火箭现有电气布局, 不影响刚体和弹性稳定性, 工程应用价值较强
自抗扰控制 ^[35-37]	抗干扰能力强但减载效果不足, 与过载反馈结合可以大幅提升减载效果
AGE减载系统 ^[40]	去除了姿态参考, 只用于高动压区, 能够解决弯矩过大和不稳定情况
不稳定姿态反馈 ^[41]	能显著降低高动压区气动载荷, 鲁棒性更强, 有利于气动不稳定火箭的控制

实时主动减载控制的引入, 增强了火箭自主应对高空风干扰的能力。长征二号丙运载火箭通过射前准实时二次补偿、主动减载控制提高了发射概率。自抗扰结合过载反馈的减载方案通过长征八号运载火箭完成了验证。长征八号运载火箭基于现有模块组合及其顶层约束进行逆向设计, 通过组合优化减载方案突破了静不稳定性较大的火箭的主动减载技术, 降低了火箭研制的经济和时间成本。新一代火箭在高空风区的减载效果、姿态控制性能方面有大幅改善, 风载荷感知能力和飞行智能化程度大幅提高。

2.2.2 有翼型面对称运载火箭主动减载控制

面对称翼身组合体升力式火箭是RLV的重要发展路线之一, 为了实现面对称运载火箭的重复使用, 提高其机动性和任务适应性, 未来将研制有翼型面对称

运载火箭。其增加的控制舵面将承受额外气动载荷, 可以参考面对称航空器的减载策略来增强现有减载控制系统。

面对称航空器的主动减载技术常借助主动气动弹性翼实现, 其产生有利的气动弹性扭转, 无需额外的结构材料增强机翼, 可以减轻结构质量, 增加大动压区控制效率。文献[45]~[46]结合连续后缘控制面和性能优化代价函数来实现包含减载的多目标控制。文献[47]~[49]利用输入冗余和输入输出解耦, 解耦解决刚体轨迹跟踪和减载两个目标。近几年在主动减载控制的多目标优化方面针对MPC的研究较多, 文献[50]~[52]将刚体跟踪和载荷缓解都包含在MPC优化目标或约束公式中, 并研究了提高MPC预测精度、减少MPC优化求解时间、MPC减载问题的充分稳定条件等问题。MPC能很好地处理稳定和减载问题, 但仍面临计算实时性差、在干扰下难以找到优化问题可行解等挑战。

综上, 国内外主动减载控制主要研究: 轨迹跟踪与减载目标的权衡、通过先进传感器和信号辨识提高减载反馈信号可靠度方面。但传统火箭仅在大风区采用减载控制, 而面对称运载火箭需考虑更宽飞行域的减载问题。

2.3 弹性振动抑制

面对称运载火箭的弹性模态比单根轴对称火箭或短助推捆绑火箭更为复杂。其助推器长细比大, 芯级与助推器的纵振、横振和扭振耦合强, 低频模态密集。其振动方程耦合复杂, 不利于控制器的通道间解耦设计。

弹性振动主要通过4个方面影响火箭的稳定性和控制精度。a) 气动弹性: 弹性振动产生附加攻角和侧滑角, 改变箭体所受气动力; b) 气动伺服弹性: 传感器测量信号中包含弹性振动, 降低控制器反馈信号可靠度; c) 执行机构偏差: 弹性振动影响舵面或发动机摆角偏转, 产生附加干扰力矩; d) 刚体、弹性、晃动耦合: 低频弹性与刚体运动、晃动严重耦合, 破坏姿控系统稳定性。

早期火箭通过速率陀螺选位和滤波网络进行一阶模态相位稳定和高阶模态幅值稳定来抑制弹性。但相位稳定对模型参数精确性要求较高, 幅值稳定易对刚体控制性能产生不利影响。新一代火箭由于弹性模态复杂、模态试验不充分、风干扰等因素, 弹性不确定性增大。需要在线辨识并抑制弹性模态, 以提高火箭对大范围弹性偏差的适应性。

自适应陷波器基于弹性振动频率辨识结果更新陷波器参数来衰减弹性信号,但难以辨识与控制系统频带相近的弹性频率^[53-54]。光纤光栅传感器通过箭体多点应变感知和多阶弹性模态分解,实时获取弹性振型信息,但对高阶弹性振型和同时激励的多个振动频率的辨识技术尚不成熟。AAC中的频谱阻尼器可以降低控制器对弹性模态的响应,但其仅在弹性振动能量占主导时起作用,无法精准滤除弹性振动信号^[55]。多速率陀螺方案通过信号混合削弱伺服弹性的影响,兼顾刚体姿态和弹性振动稳定要求^[56]。鲁棒控制实现姿态和弹性稳定时避免了在反馈回路中引入滤波器而损失相位裕度^[57]。表4总结了弹性振动抑制方法及其特点。

自适应陷波器能适应弹性参数大范围变化,但刚体、弹性耦合的弹性频率辨识困难、依赖辨识算法效率和灵敏度使其实际应用效果受限。光纤光栅传感器弹性模态识别技术在孔雀飞行器演示平台完成了验证。多速率陀螺方案在Ares-I、SLS上实现了弹性相位稳定。AAC在SLS、长征六号丙火箭上实现了伺服弹性稳定。这些技术提高了控制系统的可靠性、适应性和自主性。

表4 弹性振动抑制方法对比

Tab.4 Comparison of elastic vibration suppression methods

弹性振动抑制方法	主要特点
自适应陷波器 ^[53-54]	对刚体控制性能影响小,但存在激发弹性以辨识参数和抑制弹性的矛盾
自适应增广控制 ^[25,55]	鲁棒性好、工程应用价值高,但无法精准滤除弹性信号,稳定裕度提升有限
多速率陀螺控制 ^[44,56]	可以兼顾刚体姿态和弹性振动、幅值和相位的稳定要求,但成本较高
鲁棒控制 ^[57]	未利用弹性模态信息,不能从理论上保证刚体和弹性同时稳定收敛

2.4 液体晃动抑制

面对称运载火箭捆绑大规模助推器,液体推进剂比重较大,姿态调整、级间分离、推力变化等产生的液体晃动影响较以往构型更为严峻。晃动参数时变性、复杂的固液耦合动力学、晃动干扰力矩会影响火箭姿态控制的精度和稳定性。液体晃动易与控制系统和弹性振动耦合,使控制系统失效、冲击箭体结构。因此面对称运载火箭控制系统设计难度较大。

工程研究中常用等效力学模型描述液体晃动,但传统模型中忽略助推器模态和横法向过载影响的做法不适用于面对称运载火箭,需要研究考虑刚体-液体非线性耦合动力学的建模方法和控制设计。

非线性控制可以兼顾刚体控制和晃动抑制,滑模控制可以设计为非线性反馈控制律,通过系统耦合抑制液体晃动,对参数和动力学不确定性具有鲁棒性。如自适应滑模控制器、增量滑模控制器,均可以保证姿态稳定跟踪并抑制晃动的影响^[58-59]。

液体晃动建模难以模拟真实晃动动力学,自适应控制在晃动补偿控制和姿态跟踪控制中能有效处理各种不确定性。如考虑惯性矩不确定和大范围变化的一致跟踪自适应控制器、自适应预测反步控制,均能在在线估计惯性矩参数,并显著减小液体晃动^[60-61]。

考虑液体晃动的闭环控制常对角速度等状态进行反馈,对于测量不准确或无法测量的情况,基于观测器的控制方案能够估计总干扰或晃动干扰力矩,如有限时间滑模观测器、神经网络观测器^[62-63]。但设计观测器估计晃动状态难度较大,并且高阶模态难以观测。

由于晃动状态难以测量、观测器设计难度和观测误差等问题,闭环控制应用受限。而输入整形和命令平滑技术等开环命令生成方法,如多模态鲁棒输入整形器、前馈命令平滑控制器^[64-65],无需状态反馈就可以实现姿态机动控制和多模态晃动抑制。

面对称运载火箭刚体-液体耦合问题较为严峻,工程中依赖校正网络抑制晃动和以上未利用晃动模态信息的方法均存在局限性。在晃动建模与模态辨识基础上,还需研究能够在线优化整体性能的主动晃动抑制方法。

3 面对称运载火箭控制技术发展展望

基于面对称运载火箭的控制难点和技术现状,从高精度控制、高可靠性和智能化需求出发,进行以下展望。

a) 多变量自适应高精度姿态控制。

受大气环境变化和自身结构特点影响,面对称运载火箭面临弹性模态增加、晃动动力学复杂、高空风干扰等问题,参数不确定性和时变性强,控制通道间耦合作用强烈,刚体、弹性、晃动非线性耦合动力学明显。需制定多变量自适应高精度姿态控制方案,强化姿态稳定性和对复杂动力学变化的适应性。

b) 上升段和返回段气动参数在线辨识。

受发动机喷流、级间分离、高空风等影响,上升段气动参数辨识的难度增加,而气动参数的不确定或测量误差对运载火箭控制精度和性能造成不利影响。火箭返回段高精度制导、垂直软着陆姿态控制与落点

精准控制也对箭上参数辨识能力提出较高要求。需要发展实时、高精度的参数辨识和预测技术。

c) 考虑更宽域飞行域的主动减载控制。

由于传统火箭仅在高空风作用时受干扰严重,一般只在大动压区内考虑减载控制,然而面对称运载火箭对风干扰敏感,其在低空风场内和再入返回段也需要考虑气动载荷影响。当执行机构控制能力受限时,可以借助栅格舵、反作用控制系统来辅助减载控制,或者通过燃料排放或配置内部可动部件改变质量分布,实现变质心控制^[66],提高大动压下火箭的操控能力。

d) 基于数据和模型混合驱动的振动优化控制。

工程上弹性与晃动抑制均依赖振动动力学建模,然而现有研究对高阶模态和多模态振动的辨识技术还不成熟,等效力学模型难以模拟火箭真实晃动动力学。对于刚体、弹性、晃动强耦合下的面对称运载火箭,考虑将模型与环境进行交互,并通过模型和传感器动态数据双重表示进行混合驱动强化学习^[67],以提高模型准确度,并评估和改进策略,从而抑制振动特性对控制精度和稳定性的影响,可以在不同工况下实现最佳控制效果。

e) 伺服故障在线辨识与控制重构技术。

新一代火箭动力系统愈加复杂,然而动力系统故障是发射失败的主要原因之一,故障容错控制对提高面对称运载火箭可靠性至关重要。工程上着重研究基于故障辨识的伺服重构控制,然而故障辨识耗时且伺服重构容错能力有限。需提升伺服故障辨识速度与精度,并推动控制律层面先进容错重构技术的研究与应用。

f) 基于人工智能技术的运载火箭智能控制。

新一代主力火箭逐步取消了全箭模态试验,需要突破性提高其可靠性以适应动力学偏差。随着人工智能技术的发展,可以引入强化学习等算法改进控制策略。文献[68]基于状态-行为模型和鲁棒补偿项的复合强化学习规则学习控制策略;文献[69]通过随机策略增强探索性以应对离线训练中未遇到的故障情况,提高了未建模动态、突发故障等情况下系统的鲁棒性。借助强化学习等算法从与环境的交互中学习并优化决策过程的能力,可以改进利用现有资源实现控制策略的最优,积累新的飞行数据后又可以不断优化模型,提高姿态、减载等反馈控制的可靠度,提高强化学习在复杂环境中应用的有效性,逐步实现“智能+”控制。

4 结束语

未来大规模进出空间的需求及航天任务的多样性对航天运输系统低成本、高精度、高可靠性以及缩短发射周期提出了更高的要求。采用面对称布局及液体推进剂在提升火箭运载能力、增强机动能力的同时,也带来了通道间耦合增强、气动载荷影响增大、弹性及液体晃动干扰更显著等技术难题。

在继承一次性运载火箭控制技术成果的同时,需要面向面对称重复使用运载火箭带来的新挑战,推动中国运载火箭控制技术的持续发展与创新。新一代人工智能技术的蓬勃发展,也为开发具备更强学习与适应能力、更加智慧化的航天运输系统提供了强有力的技术支撑。通过开展面对称运载火箭控制技术攻关,有望在提高火箭性能及可靠性方面取得新的突破,推进中国火箭控制技术从“+智能”到“智能+”的发展,支撑科技强国和航天强国的建设目标。

参 考 文 献

- [1] 李东,李平岐.中国航天运输系统发展及未来趋势展望[J].前瞻科技,2022,1(1):51-61.
LI Dong, LI Pingqi. Prospects for the development of China's space transport system and future trends[J]. Science and Technology Foresight, 2022, 1(1): 51-61.
- [2] 刘杰平,马元宏,蔡巧言,等.面对称重复使用运载器尾部喷流风洞试验[J].航空学报,2021,42(2):56-65.
LIU Jieping, MA Yuanhong, CAI Qiaoyan, et al. Wind tunnel experiment on supersonic exhaust flow of symmetric reusable space vehicles[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(2): 56-65.
- [3] 龙乐豪,王国庆,吴胜宝,等.我国重复使用航天运输系统发展现状及展望[J].国际太空,2019(9):4-10.
LONG Lehao, WANG Guoqing, WU Shengbao, et al. The development status and prospect of China's reusable space transportation system[J]. Space International, 2019(9): 4-10.
- [4] 包为民.可重复使用运载火箭技术发展综述[J].航空学报,2023,44(23):8-33+3.
BAO Weimin. A review of reusable launch vehicle technology development[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2023, 44(23): 8-33+3.
- [5] 张远,黄旭,路坤锋,等.高超声速飞行器控制技术研究进展与展望[J].宇航学报,2022,43(7):866-879.
ZHANG Yuan, HUANG Xu, LU Kunfeng, et al. Research progress and prospect of the hypersonic flight vehicle control technology[J]. Journal of Astronautics, 2022, 43(7): 866-879.
- [6] 吴燕生.中国运载火箭姿态控制技术发展与展望[J].宇航学报,2023,44(4):509-518.

- WU Yansheng. Review and prospect of attitude control technologies for China's launch vehicle[J]. *Journal of Astronautics*, 2023, 44(4): 509-518.
- [7] 中国运载火箭技术研究院. 一种火箭动力面对称运载器主动段制导控制方法: 中国, 11241601.2[P]. 2021-02-26.
China Academy of Launch Vehicle Technology. Active phase guidance and control method for a rocket-powered axisymmetric launch vehicle: China, 11241601.2[P]. 2021-02-26.
- [8] 包为民. 航天智能控制技术让运载火箭“会学习”[J]. *航空学报*, 2021, 42(11): 8-17.
BAO Weimin. Space intelligent control technology enables launch vehicle to “self-learning” [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2021, 42(11): 8-17.
- [9] YAO J Y, DENG W X. Active disturbance rejection adaptive control of hydraulic servo systems[J]. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2017, 64(10): 8023-8032.
- [10] 高科, 宋佳, 艾绍洁, 等. 高超声速飞行器再入段LQR自抗扰控制方法设计[J]. *宇航学报*, 2020, 41(11): 1418-1423.
GAO Ke, SONG Jia, AI Shaojie, et al. LQR active disturbance rejection control method design for hypersonic vehicles in reentry phase[J]. *Journal of Astronautics*, 2020, 41(11): 1418-1423.
- [11] HAN D M, LI C J, SHI Z J. Attitude autopilot design based on fuzzy linear active disturbance rejection control[J]. *Aerospace*, 2022, 9(8): 429.
- [12] ELLIOTT H, WOLOVICH W A. A parameter adaptive control structure for linear multivariable systems[J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 1982, 27(5): 340-352.
- [13] ELLIOTT H, WOLOVICH W A, DAS M. Arbitrary adaptive pole placement for linear multivariable systems[J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 1984, 29(3): 221-229.
- [14] COSTA R R, HSU L, IMAI A K, et al. Lyapunov-based adaptive control of MIMO systems[J]. *Automatica*, 2003, 39(7): 1251-1257.
- [15] KITSIOS I, DOBROKHODOV V, KAMINER I, et al. Experimental validation of a metrics driven L1 adaptive control in the presence of generalized unmodeled dynamics[C]. Chicago: AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, 2009.
- [16] GRIFFIN B, BURKEN J, XARGAY E. L1 adaptive control augmentation system with application to the X-29 lateral/directional dynamics: a multi-input multi-output approach[C]. Toronto: AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, 2010.
- [17] SONG Y, WANG Y, WEN C. Adaptive fault-tolerant PI tracking control with guaranteed transient and steady-state performance[J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2016, 62(1): 481-487.
- [18] 董旺, 齐瑞云, 姜斌. 空天飞行器直接力/气动力复合容错控制[J]. *航空学报*, 2020, 41(11): 83-96.
DONG Wang, QI Ruiyun, JIANG Bin. Composite fault tolerant control for aerospace vehicles with swing engines and aerodynamic fins[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2020, 41(11): 83-96.
- [19] WANG L, QI R, WEN L, et al. Adaptive multiple-model-based fault-tolerant control for non-minimum phase hypersonic vehicles with input saturations and error constraints[J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2022, 59(1): 519-540.
- [20] CHAO D, QI R, JIANG B. Adaptive fault-tolerant control for the ascent phase of hypersonic vehicle with time-varying full state constraints[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2022, 131: 108006.
- [21] ORR J, VAN Z T. Robust, practical adaptive control for launch vehicles[C]. Minneapolis: AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, 2012.
- [22] NESC. Stability of the space launch system (SLS) flight control system (FCS) with adaptive augmentation[R]. NESC-RP-14-00964, 2016.
- [23] ANGELOV J, YOON Y E, JOHNSON E N, et al. Analytical derivation of the sinusoidal input describing function for adaptive augmenting control algorithms[C]. Williamsburg: AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, 2018.
- [24] 施棋, 余宇琛, 胡存明, 等. 运载火箭自适应增广控制参数优化整定方法[J]. *航天控制*, 2023, 41(6): 18-23.
SHI Qi, SHE Yuchen, HU Cunming, et al. Optimization and tuning method of adaptive augmenting control parameters for launch vehicles[J]. *Aerospace Control*, 2023, 41(6): 18-23.
- [25] 邵梦晗, 胡海峰, 潘豪, 等. 一种运载火箭弹性自主辨识与自适应控制方法[J]. *宇航学报*, 2023, 44(12): 1916-1924.
SHAO Menghan, HU Haifeng, PAN Hao, et al. A method for elastic autonomous identification and adaptive control of launch vehicles[J]. *Journal of Astronautics*, 2023, 44(12): 1916-1924.
- [26] 宋征宇, 刘立东, 陈晓飞, 等. 新一代中型系列运载火箭长征八号的发展及其关键技术[J]. *宇航学报*, 2023, 44(4): 476-485.
SONG Zhengyu, LIU Lidong, CHEN Xiaofei, et al. Development and key technologies of Long March 8 family: China's next-generation medium-lift launchers[J]. *Journal of Astronautics*, 2023, 44(4): 476-485.
- [27] GREGORY I, GADIEN R, LAVRETSKY E. Flight test of composite model reference adaptive control (CMRAC) augmentation using NASA AirSTAR infrastructure[C]. Toronto: AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, 2011.
- [28] WALL J H, MILLER C J, HANSON C E, et al. In-flight suppression of a destabilized F/A-18 structural mode using the space launch system adaptive augmenting control system[C]. Texas: AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, 2015.
- [29] ACKERMAN K, PUIG-NAVARRO J, HOVAKIMYAN N, et al. Recovery of desired flying characteristics with an L1 adaptive control law: flight test results on Calspan's VSS learjet[C]. Orlando: AIAA Scitech 2019 Forum, 2019.
- [30] VANZWIETEN T, WALL J, ORR J. Path to first flight of adaptive augmenting control on NASA's space launch system for Artemis I [J]. *Papers of ESA GNC-ICATT 2023*, 2023. DOI: 10.5270/esa-gnc-icatt-2023-222.

- [31] XU Y, YANG H, JIANG B. Optimal fault-tolerant control for a class of nonlinear systems by using zero-sum differential game[C]. Kitakyushu: 2019 12th Asian Control Conference (ASCC), 2019.
- [32] 潘豪, 冯昊, 李新明, 等. 运载火箭自适应减载控制技术[J]. 导弹与航天运载技术, 2019(2): 58-61+88.
PAN Hao, FENG Hao, LI Xinming, et al. Adaptive control technology of load-relief for launch vehicle[J]. Missiles and Space Vehicles, 2019(2): 58-61+88.
- [33] 张卫东, 贺从园, 周静, 等. 基于信号辨识的运载火箭实时减载控制技术[J]. 航天控制, 2018, 36(3): 3-8+14.
ZHANG Weidong, HE Congyuan, ZHOU Jing, et al. The in-flight load relief of launch vehicles based on the signal identification[J]. Aerospace Control, 2018, 36(3): 3-8+14.
- [34] 张普卓, 李君, 黄亮, 等. 基于惯组加速度计的主动载荷控制技术研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2019(4): 52-56+62.
ZHANG Puzhuo, LI Jun, HUANG Liang, et al. Load control technology based on IMU accelerometer in launch vehicles[J]. Missiles and Space Vehicles, 2019(4): 52-56+62.
- [35] 杨伟奇, 许志, 唐硕, 等. 基于自抗扰的运载火箭主动减载控制技术[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(1): 130-138.
YANG Weiqi, XU Zhi, TANG Shuo, et al. Active load relief control technology of launch vehicle based on active disturbance rejection[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(1): 130-138.
- [36] 宋征宇, 潘豪, 王聪, 等. 长征运载火箭飞行控制技术的发展[J]. 宇航学报, 2020, 41(7): 868-879.
SONG Zhengyu, PAN Hao, WANG Cong, et al. Development of flight control technology of long march launch vehicles[J]. Journal of Astronautics, 2020, 41(7): 868-879.
- [37] SONG Z, PAN H, XU S, et al. Comprehensive load relief of launch vehicle with the constraints of legacy stages[J]. AIAA Journal, 2022, 60(8): 4991-5003.
- [38] 崔乃刚, 陈诚, 潘哲, 等. 运载火箭自适应增广抗扰减载控制[J]. 导弹与航天运载技术, 2017(6): 1-7.
CUI Naigang, CHEN Cheng, PAN Zhe, et al. Adaptive augmented disturbance rejection and load-relief control for launch vehicle[J]. Missiles and Space Vehicles, 2017(6): 1-7.
- [39] 修观, 匡东政, 李鑫, 等. 运载火箭的一种自适应姿态开环减载控制技术[J]. 航天控制, 2021, 39(1): 3-7.
XIU Guan, KUANG Dongzheng, LI Xin, et al. An adaptive attitude open loop load relief control technology for launch vehicle[J]. Aerospace Control, 2021, 39(1): 3-7.
- [40] SHARP J. Attitude control systems for load relief of Saturn-class launch vehicles[R]. NASA Contractor Report CR-61375, 1971.
- [41] SAUNOIS P. Comparative analysis of architectures for the control loop of launch vehicles during atmospheric flight[J]. Aerospace Science and Technology, 2009, 13(2-3): 150-156.
- [42] SIMPLÍCIO P, MARCOS A, BENNANI S. Launcher flight control design using robust wind disturbance observation[J]. Acta Astronautica, 2021, 186: 303-318.
- [43] SCHLEICH W T. Shuttle vehicle configuration impact on ascent guidance and control[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1984, 7(3): 338-346.
- [44] JANG J W, ALANIZ A, HALL R, et al. Ares I flight control system design[C]. Torino: AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, 2010.
- [45] FERRIER Y, NGUYEN N T, TING E, et al. Active gust load alleviation of high-aspect ratio flexible wing aircraft[C]. Williamsburg: AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, 2018.
- [46] HASHEMI K E, NGUYEN N T, DREW M C, et al. Performance optimizing gust load alleviation control of flexible wing aircraft[C]. Williamsburg: AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, 2018.
- [47] DUAN M, KOLMANOVSKY I V, CESNIK C E. Maneuver load alleviation of very flexible aircraft via nonlinear decoupling control[C]. Orlando: AIAA Scitech 2021 Forum, 2021.
- [48] HASHEMI K E, NGUYEN N T. Adaptive maneuver load alleviation for flexible wing aircraft with nonminimum phase zeros[C]. Williamsburg: AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, 2018.
- [49] HANSEN J H, DUAN M, KOLMANOVSKY I V, et al. Load alleviation of flexible aircraft by dynamic control allocation[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2022, 45(10): 1890-1898.
- [50] HAGHIGHAT S, LIU H H T, MARTINS J R R A. Model-predictive gust load alleviation controller for a highly flexible aircraft[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2012, 35(6): 1751-1766.
- [51] KOPF M, GIESSELER H G, VARUTTI P, et al. On the effect of enforcing stability in model predictive control for gust load alleviation[C]. Chicago: 2015 American Control Conference (ACC), 2015.
- [52] VIRGILIO PEREIRA M, KOLMANOVSKY I, CESNIK C E, et al. Model predictive control architectures for maneuver load alleviation in very flexible aircraft[C]. Orlando: AIAA Scitech 2019 Forum, 2019.
- [53] 张志健, 王小虎, 王铁军. 基于插值DFT的弹体弹性自适应陷波方法[J]. 宇航学报, 2013, 34(9): 1239-1245.
ZHANG Zhijian, WANG Xiaohu, WANG Tiejun. An interpolated DFT based adaptive notch filter for missile bending mode suppression[J]. Journal of Astronautics, 2013, 34(9): 1239-1245.
- [54] 朴敏楠, 陈志刚, 孙明玮, 等. 高超声速飞行器气动伺服弹性的自适应抑制[J]. 航空学报, 2020, 41(11): 51-65.
PIAO Minnan, CHEN Zhigang, SUN Mingwei, et al. Adaptive aeroservoelasticity suppression of hypersonic vehicle[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(11): 51-65.
- [55] 许志, 马宗占, 唐硕. 一种高超声速试飞器助推段主动弹性抑制方法[J]. 宇航学报, 2019, 40(10): 1234-1242.
XU Zhi, MA Zongzhan, TANG Shuo. Active elastic control for boost stage of a hypersonic test vehicle[J]. Journal of Astronautics, 2019,

- 40(10): 1234-1242.
- [56] 王建民, 张冬梅, 洪良友, 等. 运载火箭姿态控制稳定性多速率陀螺组合策略[J]. 宇航学报, 2020, 41(3): 337-342.
WANG Jianmin, ZHANG Dongmei, HONG Liangyou, et al. Strategy on multi-rate gyroscopes application to attitude control of launch vehicles[J]. Journal of Astronautics, 2020, 41(3): 337-342.
- [57] GE Z, LI Y, MA S. Attitude stabilization of rocket elastic vibration based on robust observer[J]. Aerospace, 2022, 9(12): 765.
- [58] 董新蕾, 齐瑞云, 卢山, 等. 事件触发机制下的充液航天器姿态控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(2): 382-390.
DONG Xinlei, QI Ruiyun, LU Shan, et al. Event-triggered attitude control of liquid-filled spacecraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(2): 382-390.
- [59] MOOIJ E, WANG X. Incremental sliding mode control for aeroelastic launch vehicles with propellant slosh[C]. Orlando: AIAA Scitech 2021 Forum, 2021.
- [60] THAKUR D, SRIKANT S, AKELLA M R. Adaptive attitude-tracking control of spacecraft with uncertain time-varying inertia parameters[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2015, 38(1): 41-52.
- [61] HUO J, MENG T, SONG R, et al. Adaptive prediction backstepping attitude control for liquid-filled micro-satellite with flexible appendages[J]. Acta Astronautica, 2018, 152: 557-566.
- [62] 宋晓娟, 王宏伟, 吕书锋. 输入饱和的充液航天器抗干扰有限时间滑模控制[J]. 控制与决策, 2021, 36(5): 1078-1086.
SONG Xiaojuan, WANG Hongwei, LYU Shufeng. Anti-disturbance finite-time sliding mode control for liquid-filled spacecraft with input saturation[J]. Journal of Control and Decision, 2021, 36(5): 1078-1086.
- [63] QI R, DONG X, CHAO D, et al. Constrained attitude tracking control and active sloshing suppression for liquid-filled spacecraft[J]. ISA Transactions, 2023, 132: 292-308.
- [64] PRIDGEN B, BAI K, SINGHOSE W. Shaping container motion for multimode and robust slosh suppression[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2013, 50(2): 440-448.
- [65] SONG X, LI X, LU S, et al. Adaptive quaternion feedback control and oscillation suppression for liquid-filled flexible spacecraft[J]. Journal of Vibration Engineering & Technologies, 2023, 11(3): 1011-1028.
- [66] 周敏, 周凤岐, 周军, 等. 高速飞行器变质心控制技术综述[J]. 宇航学报, 2022, 43(3): 271-281.
ZHOU Min, ZHOU Fengqi, ZHOU Jun, et al. A review of moving mass control for high-speed vehicles[J]. Journal of Astronautics, 2022, 43(3): 271-281.
- [67] MU Y, PENG B, GU Z, et al. Mixed reinforcement learning for efficient policy optimization in stochastic environments[J]. 2020. DOI: 10.23919/ICCAS50221.2020.9268413.
- [68] YANG Y, GAO W, MODARES H, et al. Robust actor-critic learning for continuous-time nonlinear systems with unmodeled dynamics[J]. IEEE Transactions on Fuzzy Systems, 2021, 30(6): 2101-2112.
- [69] DALLY K, VAN KAMPEN E J. Soft actor-critic deep reinforcement learning for fault tolerant flight control[C]. Orlando: AIAA Scitech 2022 Forum, 2022.

作者简介

齐瑞云 (1979—), 女, 博士, 教授, 主要研究方向为飞行器容错控制。

王焱华 (2000—), 女, 主要研究方向为运载火箭姿态控制。

胡存明 (1986—), 男, 高级工程师, 主要研究方向为运载火箭控制系统设计。

余宇琛 (1990—), 男, 博士, 高级工程师, 主要研究方向为运载火箭先进控制器设计。