电控固体推力器研究现状及关键技术*

夏广庆^{1,2,3,4}、官上伟^{1,2}、鹿 畅^{1,2,3}、国峰楠^{1,2}、王晓光^{3,4}、康会峰^{3,4}

(1. 大连理工大学 工业装备结构分析国家重点实验室,辽宁 大连 116024;
2. 大连理工大学 辽宁省空天飞行器前沿技术重点实验室,辽宁 大连 116024;
3. 河北省微纳卫星协同创新中心,河北 廊坊 065000;
4. 河北省微小型航天器技术重点实验室,河北 廊坊 065000)

摘 要: 电控固体推力器具有独特的电控能力,能同时满足可重启、可控制推力且结构简单等技术 要求,引起了国内外的研究关注。推进剂开发、工作机理探索、推力器结构设计和工程应用是当下研究 的热点。本文总结了电控固体推力器的相关研究进展,认为装药结构失效、推进剂自持燃烧以及在大尺 寸装药中难以受控燃烧等是限制其应用和发展的主要问题,从推进剂配制、推进剂制备、点火电极设计 和推力控制四个方面梳理了电控固体推力器的关键技术,提出了研究建议,并结合推力器的工作特点和 应用背景展望了发展趋势。

关键词: 推力可控; 固体推进剂; 推力器; 现状; 关键技术; 综述

中图分类号: V231.1 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2023) 10-2207050-13 **DOI**: 10.13675/j.cnki. tjjs. 2207050

Research Status and Key Technology of Electrically Controlled Solid Thruster

XIA Guang-qing^{1,2,3,4}, GUAN Shang-wei^{1,2}, LU Chang^{1,2,3}, GUO Feng-nan^{1,2},

WANG Xiao-guang^{3,4}, KANG Hui-feng^{3,4}

(1. State Key Laboratory of Structural Analysis for Industrial Equipment, Dalian University of Technology, Dalian 116024, China;

2. Key Laboratory of Advanced Technology for Aerospace Vehicles of Liaoning Province,

Dalian University of Technology, Dalian 116024, China;

3. Collaborative Innovation Center of Micro and Nano Satellites of Hebei Province, Langfang 065000, China;

4. Key Laboratory of Micro Spacecraft Technology of Hebei Province, Langfang 065000, China)

Abstract: The electronically controlled solid thruster has a unique electric control capability and satisfies the technical requirements such as restartable, controllable thrust and simple structure, which has been attracting the attention of domestic and foreign research institutions. Propellant development, working mechanism exploration, thruster structure design and engineering applications are the hot spots of current research. The relevant research progress of electronically controlled solid thrusters have been summarized. The problems of grain structure failure, propellant self–sustaining combustion and the difficulty of controlled combustion in large size grains

^{*} 收稿日期: 2022-07-13;修订日期: 2023-02-10。

基金项目:国家重点研发计划(2020YFC2201100;2021YFE0116000);国家自然科学基金(12175032;12102082;12275044; 12211530449);中央高校基本科研业务费专项资金(DUT22QN232);辽宁省重点研发计划(2020JH2/10500003); 河北省省级科技计划资助(YCYZ202201;216Z1901G;206Z1902G);河北省科技创新项目(SJMYF2022X18; SJMYF2022X06)。

作者简介:夏广庆,博士,教授,研究领域为电推进、微推进等。

通讯作者: 鹿 畅,博士,副教授,研究领域为电推进数值模拟。E-mail: ChangLu@dlut.edu.cn

引用格式:夏广庆,官上伟,鹿 畅,等.电控固体推力器研究现状及关键技术[J].推进技术,2023,44(10):2207050.
 (XIA Guang-qing, GUAN Shang-wei, LU Chang, et al. Research Status and Key Technology of Electrically Controlled Solid Thruster[J]. Journal of Propulsion Technology, 2023, 44(10):2207050.)

were identified as the main problems limiting their application and development. The key technologies of electronically controlled solid thruster are summarized and sorted out from four aspects: propellant formulation, propellant preparation, ignition electrode design and thrust control, the research suggestions are put forward, and the development trend is looked forward with the working characteristics and application background of this thruster.

Key words: Thrust controllable; Solid propellant; Thruster; Status; Key technology; Review

1 引 言

电控固体推力器是一种新型动力装置。这种推 力器通过施加电能来维持和控制推进剂的燃烧,通 过通断电来控制推进剂的点火和熄火,具备多次重 启和推力控制能力^[1-2],其基本结构和工作原理如图1 所示。管状外电极包裹内部装药。棒状内电极嵌入 到装药中,嵌入部分的表面包覆有绝缘层,绝缘层长 度比内电极嵌入部分略短,从而保证电极与推进剂 接触。电极通电后,推进剂被点燃,在一定范围内, 燃速受加载电流(电压)的控制,并随加载电流(电 压)的增加而加快。随着燃烧的进行,燃面后移,靠 近燃面的绝缘层会被高温烧蚀,露出新的电极表面 与推进剂接触导电,维持推进剂的燃烧。断电后,推



Fig. 1 Working principle diagram

从原理上,电控固体推力器结合了电推进技术 和固体推进技术的优点,相比传统的固体火箭发动 机,拥有可重复启动和推力调节能力^[3-4];相比液体火 箭发动机,没有复杂运输管路,避免了燃料泄漏的风 险^[5-6];相比电推力器,通过释放工质的化学能,可以 提供较大的推力^[7-8]。综上所述,电控固体推力器具 有结构简洁、体积小、质量轻、推力精准可控等优点, 可进一步为运载装置减轻结构重量、提高有效载荷 和避免燃料泄漏风险。

基于上述优点,它在航空航天和武器装备等领 域拥有广泛的应用前景,如:用于卫星、深空探测器 等航天器的轨道机动、姿态调整任务等^[9-10];用于导 弹等智能化武器装备的主推进和姿轨控制任务 等^[11-13]。美国已经开展了相关研究,一些构想已经通 过或正在进行试验验证。例如:2014年,美国在国际 空间站释放了一颗搭载电控固体推力器的卫星 (Spinsat),对电控固体推进技术开展了首次太空飞行 试验,试验数据将用于推力器的进一步优化迭代。 美国还在针对不同尺寸的电控固体火箭发动机开展 试车试验,目前已经成功验证了其无烟火点火能 力^[1]。相较而言,国内的研究偏向于推进剂性能和配 方等基础研究,在工程应用方面还落后于美国。

目前这项技术还不够成熟,比如,在推进剂燃烧 时,装药结构因推进剂熔化和软化而失效、推进剂因 压强过高而自持燃烧等关键问题没有得到根本解 决;在较大尺寸的推力器中实现推力控制仍然面临 瓶颈^[1,14-15]。这些问题限制了推力器应用,需要进一 步研究解决。本文总结了电控固体推力器的相关研 究进展,从推进剂配制、推进剂制备、点火电极设计 和推力控制四个方面梳理了电控固体推力器的关键 技术,并分析了相关技术的不足,提出了下一步研究 建议,最后结合电控固体推力器的工作特点和应用 背景展望了未来的发展趋势,以期为推力器的发展 和应用提供思路和参考。

2 研究现状

国外从事相关研究的单位有:ET公司、DSSP公司、Raytheon公司、密苏里科技大学、伊利诺伊大学、阿拉巴马大学、以色列理工大学和弗吉尼亚理工大学。国内主要有:湖北航天化学技术研究所、重庆大学、南京理工大学、国防科技大学、内蒙古机械研究所、哈尔滨工业大学、北京理工大学和西安交通大学等。总体来说,目前的研究可概括为四个方面:推进剂开发、工作机理研究、推力器结构设计和应用研究。国内的研究偏向于前三个方面,国外起步较早,还开展了应用方面的研究,并且报道了相关进展。

2.1 推进剂开发进展

自电控固体推进剂(ECSP)问世以来,国内外研 究单位为提升推进剂的燃烧可控性能和力学性能开 展了较多的研究工作。目前开发比较成熟的ECSP 有三种:硝酸铵(AN)基、硝酸羟胺(HAN)基和高氯酸 盐基推进剂^[16-19],改进方法和新的配方还在不断被 提出^[20-24]。

1999年,ET公司在美国空军合同(SBIR)的支持下,开发了第一代ECSP(ASPEN)^[16]。ASPEN以硝酸铵(AN)为氧化剂,通过弹簧供料,在末端燃烧器上进行测试,实现了受控点火和熄灭。在6.89MPa和10:1的膨胀比下,ASPEN比冲可达230s,常压下最大燃速为1.0~1.3mm/s。但是,ASPEN点火延时超过10s,当温度较高时,容易发生熔化;当压强超过1.4MPa时,熄火困难。

为解决上述问题,DSSP公司发展了一款基于硝 酸羟胺(HAN)的ECSP(HIPEP)^[1]。HIPEP拥有更强 的导电性,比冲可达245~265s,受控燃烧的压力阈 值<1.38MPa。更强的导电能力加快了推进剂的点火 响应速度,缩短了点火延时时间,但这也导致电能集 中于电极附近,使推进剂大面积均匀燃烧比较困难。 所以,HIPEP在较大尺寸的推进装置中难以得到应 用。HIPEP容易吸收空气中的水分,在燃烧时存在熔 化和软化等问题回。湖北航天化学技术研究所于 2016~2019年研制了多款 HAN 基 ECSP 配方(理论比 冲250~260s,危险等级满足1.3级要求),提高了推进 剂的力学性能和含能水平[17,22]。重庆大学研制了一 款 HAN 基 ECSP, 但因为 HAN 的吸湿性较强, 导致推 进剂的吸湿性难以得到改善^[25]。2018年,南京理工 大学改进了推进剂配方,通过加入交联助剂和高能 添加剂制备了力学性能和含能水平较高的 HAN 基 ECSP^[18](理论比冲>260s)。

2010年,Raytheon公司开发出了基于高氯酸盐的 ECSP^[26]。这款推进剂在较高的压力下实现了受控燃烧和主动熄火,解决了受控燃烧压力阈值低的问题^[26-27]。为了避免推进剂在燃烧时发生熔化和软化, 2017年,重庆大学开发了一款高氯酸盐基ECSP^[19]。 该推进剂有良好的热稳定性,保证了装药结构在燃烧过程中的有效性,但由于电阻率较高,需要较高的 点火电压,所以对电源提出了更高要求^[28]。国防科 技大学开发了一款高氯酸锂基ECSP。该推进剂分别 在 80~400V 的电压下和低于 5MPa 的环境压力下实 现了受控燃烧^[29]。

在新配方开发方面,北京理工大学开发并测试

了二硝基酰胺(AND)基ECSP。相较于AN基ECSP, 其点火响应速度更快,比冲提高了6.5%^[20];西安交通 大学开发了以聚氧化乙烯-聚丙烯腈(PEO-PAN)为 基质,高氯酸铵(AP)和高氯酸锂(LP)为氧化剂的 ECSP。其峰值热分解温度为259~284°C,相较于HI-PEP拥有更高的热稳定性^[21]。弗吉尼亚理工大学分 別用 PEO 和聚甲基丙烯酸乙酯(PEMA)代替聚乙烯 醇(PVA)制备ECSP,前者的力学性能与用 PVA制得 的推进剂相当,后者的表面固化形成了较硬的外壳, 而内部却没有得到充分固化。两种推进剂都能通过 通电控制燃烧,前者点火响应速度更快,在相同功率 下燃速也更快^[30]。

总体来看,目前开发最为成熟的是 HAN 基 EC-SP,由于导电性和吸湿性较强以及受控燃烧的压力 阈值低,所以多用于微小型推力器^[1,31-32]。点火延时 较长和高温熔化等问题使 AN 基 ECSP 的应用和发展 受到阻碍,相关研究也较少^[16,33-35]。高氯酸盐基系列 ECSP 在可控性和力学性能上有一定优势,但电阻率 较高的问题还有待改进^[36]。

2.2 工作机理研究进展

ECSP一般以聚乙烯醇(PVA)为黏合剂,由离子 含能氧化剂与PVA结合形成基体制得,是一种具有 电化学特性的复合导电高分子材料^[37]。在推进剂 中,导电离子与聚合物长链结合形成聚合物电解质, 通过相互接触或在电场作用下迁移形成导电通路。 位于燃面的推进剂受热熔化后形成液化界面层。在 界面层中的氧化剂离子受到电场的作用向电极迁 移,并在电极附近发生电解反应^[38-39]。Baird等^[38]根 据空间电荷传导限制理论,建立了推进剂的电荷传 导模型,认为在电极附近较强的电场击穿了电极周 围的推进剂,从而使靠近电极的ECSP导电。

为了进一步探究 ECSP 在燃烧过程中的化学反 应机理,Baird 等^[38]对 HAN 基 ECSP 开展了点火实验, 基于 HAN 液体推进剂的电解机理提出了 HAN 基 EC-SP 的点火燃烧机理。该机理表明 HAN 基 ECSP 的电 解反应在阳极产生高活性的氧原子(O),在阴极产生 羟基自由基(一OH),这两种产物和其它电解产物一 起与 PVA 发生反应,从而导致推进剂燃烧。由于阳 极的氧原子具有比阴极的羟基自由基更强的氧化 性,所以能更快地与 PVA 发生反应,这合理解释了阳 极优先于阴极发生点火的现象^[2]。程红波等^[31,40]认 为推进剂通过电解反应产生了 H₂和 O₂,它们在化学 反应放热和焦耳热的作用下被点燃,燃烧所释放的 热量促使推进剂发生分解,从而点燃了推进剂,并维 持推进剂的燃烧。两种观点解释了关闭电源后 ECSP 在没有反应物或能量的供给下停止燃烧的现象。鲍 立荣等^[41-43]发现 HAN 基 ECSP 在热分解时先后发生: HAN 分解, HAN 的分解产物和未分解的 HAN 以及 PVA 反应,其它剩余组分的反应;在燃烧的过程中, 电解反应起到了重要作用,但以 HAN 的热分解反应 为主导,压强增加将会加剧热分解反应,并导致推进 剂自持燃烧。此外,他们还研究了导电石墨、多壁碳 纳米管(MWCNT)以及纳米/微米铝粉(Al)分别对 HAN 基 ECSP 导电性和燃烧性能的影响^[44-45]。He 等^[46]通过热重分析研究提出 HAN 基 ECSP 的热分解 动力学遵循随机成核和随后生长模型。陈永康等^[47] 研究了 PVA 含量对推进剂热分解过程的影响,发现 当 PVA 含量增加时,推进剂的热爆炸临界温度和自 加速分解温度升高。

胡建新等^[36]的研究表明,高氯酸锂(LP)基ECSP 在热分解过程中,PVA率先分解,分解产物再和LP反 应,推进剂组分中的功能添加剂可加速PVA的分解。 乙醛是 PVA 热分解中主要的挥发产物,由于 LP 基 ECSP燃烧过程中产生大量乙醛,因此Li等^[48]推测解 聚反映是LP基ECSP热分解过程中的一个主要机制。 Gnanaprakash 等^[49]基于 LP 和 PVA 各自的热分解反应 给出了LP基ECSP基础配方和含钨配方的反应方程, 方程反映了各产物的由来,但因为没有考虑电解反 应,所以难以解释 ECSP 电控点火和燃烧的机理。He 等^[29]研究了LP基ECSP含Al配方的热分解过程,发 现对推进剂比冲的影响程度 LP>Al>水,指出配方中 LP占比50%~60%、AI占比10%~20%、水占比<15% 制得的推进剂性能较好。此外,他们还研究了铝粉 占比和粒径对LP基ECSP感度的影响^[50-51]。Gobin 等^[39]研究了由LP和PEO制备的ECSP的点火燃烧过 程。通电后,反应从阴极开始,PEO分子链断裂产生 液化层,液化层扩散到阳极后,离子在电极间的迁移 速度加快使得高氯酸盐加速分解,进而引发推进剂 燃烧。

ECSP的化学反应机理由众多的组分反应和复杂的物理化学过程构成,目前还没有真正掌握。ECSP 燃烧过程涉及的机理主要是基于实验结果或主要组 分的电解或热解反应机理推测得出。比如James提 出的反应机理,它基于HAN的电解机理提出,由于没 有考虑HAN的热分解反应,所以无法解释高压下EC-SP为何发生自持燃烧。这说明该机理还不足以揭示 推进剂燃烧过程的化学反应过程,还需要通过实验 验证,并明确所适用的范围。

2.3 推力器结构设计进展

国内外已经开发了多款不同结构的推力器。开 发思路主要是通过改进电极结构进而改善推进剂中 的电流密度分布,以及从推力器的制造、组合和封装 等方面进行创新,提升推力器的性能。

DSSP公司基于 HIPEP 开发了一款同轴式微推力器,推力器结构与图 1 类似,装药的厚度在 3.175~12.7mm,在测试中产生超过 12 个脉冲^[1]。由于 HI-PEP 较高的导电性,较大的电极间距(药厚较厚)容易造成燃面的电流密度分布不均,使推进剂无法均匀燃烧。该推力器采用间隙小于 3.175mm 的电极配置(图 2),虽然减小了电流密度在径向上的差异,但也限制了推力的大小和可调范围^[52]。



Fig. 2 Coaxial micro thruster ^[1]

2012年,湖北航天化学技术研究所开发了一款 推力器原理样机,并进行了测试^[53]。该样机点火次 数>10次,推进剂的动态燃速约为1mm/s,实现了受控 燃烧和熄灭。王新强^[54]研究了电极形状对推进剂点 火过程的影响,设计了一种筛网电极,通过优化网孔 的孔径和间距,使得燃面上的电流密度分布更加均 匀(图3)。样机采用层状电极分布和弹簧供料方式, 通过开发的控制模型调节推力,在试验中实现了3次 重复点火、熄火,推力调节比达到了1:8,初步验证了 推力器的推力调节能力。



Fig. 3 Three-dimensional diagram of ECSP thruster principle prototype ^[54]

2015年,Raytheon公司开发了一种推力器 3-D 打印技术,可以打印推进剂、电极、壳体等组件,图 4 展示了通过 3-D 打印技术制造的推力器^[26-27]。推力器采用LP基ECSP和嵌入式电极结构,在试验中完成了

255次脉冲点火。这种推力器可适配1U的立方星, 用于执行大推力的轨道机动任务[55]。



Fig. 4 3-D printed micro thruster ignition^[26]

重庆大学设计了不同电极结构对 LP 基 ECSP 开 展点火试验,结合 ECSP 电流密度仿真,分析了电极 结构、绝缘层参数及其布置方式对电流密度分布的 影响[56]。在此基础上,段炼设计了一款嵌入式电极 结构的推力器原理样机(图5),并且通过试验初步验 证了对样机进行电控点火的可行性[28]。该样机点火 延迟时间为100~200ms,稳定工作状态下燃烧室压强 接近0.3MPa,工作过程分为延时点火、燃烧扩散、稳 定燃烧和尾段燃烧四个阶段。



Fig. 5 Principle prototype of ECSP thruster [28]

南京理工大学提出将电阻检测器和电压控制器 与推力器主体进行封装,使整体结构更加紧凑[57]。 电阻检测器监测并反馈装药的电阻,电压控制器根据 反馈的阻值调节输入电压。综合以上设计,该推力器 具有推力实时调节能力。推力器通过电极插针与电源 相连,节约空间的同时可以实现快速装卸,通过减小推 进剂与电极的接触面积降低推进剂的点火电压。

国防科技大学设计了一款组合式电控固体发动 机,其外层为环状燃气发生器,内层嵌套了同轴燃气 发生器[58]。推进剂分别采用富氧和贫氧高氯酸盐基 ECSP。富氧推进剂产生的燃气含有大量氧化剂。贫 氧推进剂产生的燃气含有未被充分氧化的燃气。通 过调节两种燃气的比例,发动机可以实现较宽范围 的推力调节,以满足多种飞行工况的推力需求。

内蒙古机械动力研究所开发了一种正负交错螺 旋型电极结构^[59],见图6(a),电能集中于燃面减小了 电能损耗,推进剂燃烧需要的电功率小;正负电极的 间距相等,电极与推进剂的接触面积相等,所以燃面 具有比较均匀的电流密度分布。 全瑞杰等[60]对其开 展了点火测试,测试结果表明该推力器的启动电压 为170V,在2MPa以下可以实现重复启动,且重复工 作稳定,没有出现压力异常导致的爆炸现象。

为解决大尺寸装药中推进剂难以受控燃烧的问 题,哈尔滨工业大学设计了一款正负电极交错排列 的电极结构(图6(b))^[61]。装药装填于正负电极之间, 从图 6(b)可以看出正负电极的间距相等且与推进剂 的接触面积相同,所以通电后推进剂中的电流密度分 布均匀,可以实现比较均匀的燃烧。这种设计通过拓 展电极增加装药的截面尺寸,从而增大推力。



Fig. 6 Electrode configurations

除装药和电极结构外,电源控制装置也是推力 器的基本结构,可根据所需的推力调节加载电压。 尺寸较大的推力器结构更完备,还包括燃烧室壳体、 绝缘隔热层和喷管^[28,62]。推力器的壳体一般为金属, 由于推进剂带电工作,壳体需要通过绝缘隔热层与 推进剂绝缘。喷管可以提高燃气的能量利用效率。 目前,推力器结构设计的主要目标是实现推进剂均 匀和受控燃烧,所以关于电极结构改进的研究较多, 而对其它结构的研究和开发还较少。

2.4 推力器应用研究

在工程应用方面,美国已经开发了多款不同尺 寸和功能的电控固体推进装置,同时还在不断拓展 推进装置应用的范围^[1,13,26,63]。先前开发的推进装置 包括应用于微纳卫星的微推力器和应用于导弹武器 的固体火箭发动机。由于技术保密,关于前者的报 道较多,该类型的推力器装药尺寸较小,采用脉冲工 作模式,工作时电源先对多个电容充电,再通过电容 输出较高的脉冲电压点燃推进剂,因此电源的输入 电压较低。相比之下,国内开发的样机装药尺寸较 大,采用连续工作模式,电压通过电源直接输入,因 此电源输入的电压较高[28,54]。表1为目前已公开的 推力器参数。除上述两个应用方面的研究外,美国

Table 1 Operating parameters of thruster										
Source	Electrode	Propellant	$I_{\rm sp}/{ m s}$	Input voltage/V	Power/ W	Ignition times	Nozzle throat diameter/mm	Equilibrium pressure/MPa		
USA ^[10]	Coaxial	HIPEP	245~263	5	200	15	-	-		
USA ^[26]	Embedded	Perchlorate-based	-	8	-	255	-	-		
CHINA ^[54]	Plate-mesh	HAN-based	262	100~200	200	3	2	0.23~0.75		
CHINA ^[28]	Embedded	Perchlorate-based	224	>160	-	-	3	0.3		

还在针对电控固体推力器在电-化学多模式推进系 统中的应用开展前期的研究,以进一步提高推力器

在各类航天任务中的适用性和灵活性。

2014年,美国发射了一颗搭载电控固体推力器的球形卫星(Spinsat)。Spinsat直径为558mm,质量为57kg,被用于测试推力器的在轨性能和检测轨道沿线的中性气体密度^[63-64]。Spinsat搭载了由12个UMS(Universal Mounting System)推力器构成的推力器集群。图7展示了UMS的组成结构,UMS集成了6个电控固体微推力器(表2为微推力器的性能测试结果)。微推力器采用同轴电极,长度为13mm,电极间距为1mm,推进剂质量为0.1g。UMS推力器集群可提供自旋(去自旋转)和加速的两种推力方式。目前该推力器已经初步通过了在轨验证。



ross-section of a UMS cluster

Fig. 7 UMS structure diagram^[64]

Table 2 Thruster	test results [64]
------------------	-------------------

Propellant	Value	Variability
Total impulse/(mN·s)	12.3	+/- 2.5
Thruster lifetime/s	1.39	+/- 0.13
Percentage of minimum thrust reached $(2.5 mN)/\%$	85	N/A

DSSP开发了直径为101.6mm的电控固体推力器,它可以通过供电点燃推进剂,但不能控制推进剂的燃速^[1]。这种类型的推力器可以达到上百磅推力,用于取代传统点火方式的推进装置,提高武器运输过程的安全性。美国导弹防御局(MDA)正在基于此开发具有推力主动、随机可控的固体推进装置,用于提升导弹的作战性能。

早期,ET公司开发了基于硝酸铵的新型绿色固 体推进剂(ABIP)。在美国空军合同(AFRL)支持下, 脉冲等离子推力器(PPT)被用于ABIP的性能测试^[1]。 由于 ABIP 的电导率和比冲低, 在高能量水平的放电 下容易发生起泡和熔化,因此无法适用于 PPT^[16]。 2016~2020年,密苏里科技大学与伊利诺伊大学合 作,通过实验验证了HIPEP用于PPT和多模推进系统 的可行性[65-69]。他们打算在电控固体推力器的基础 上以同一套结构实现 PPT 的工作模式,使推力器具备 大推力和高比冲两种推力模式[65-66]。大推力采用电 控固体推力模式(图8(a))。高比冲采用脉冲等离子 推力模式(图8(b)),工作原理是:通过火花塞点火诱 导装药的内表面产生高温放电电弧,进而蒸发和电 离推进剂,产生等离子体,等离子体在洛伦兹力和气 动力的作用下被加速喷出,产生推力。这种多模式 的推进方案可以提高推力器在航天任务中的灵活性 和适应性[70-71]。

3 电控固体推力器的关键技术

ECSP 配制技术、ECSP 制备技术、点火电极设计 技术和推力控制技术是目前国内外研究的主要内 容。ECSP 配制技术旨在提高推进剂的燃烧可控性, 以及提升推进剂的力学性能和含能水平,降低控制 燃烧所需的供电功率。ECSP 制备技术要求保证推进 剂固化后的成型质量,同时也要避免制备过程中各 种因素造成组分的损失,最后要从实现的技术难度、 时间和成本方面综合考虑。电极结构决定了推进剂 的点火位置和燃烧规律,合理的电极结构能够保证 推进剂的燃速均匀和燃烧充分。实现推力控制需要





将推进剂的燃烧特性参数代入控制模型,进而计算 控制电压,因此需要合理的控制模型和准确的特性 参数。

3.1 ECSP 配制技术

ECSP的主要组分包括氧化剂、黏合剂和功能添 加剂,组分种类和占比是决定推进剂性能的关键。 其中氧化剂包括主氧化剂和助氧化剂,功能添加剂 包括交联剂、稳定剂、金属添加剂等。除了充当氧化 剂,助氧化剂还可以提高主氧化剂的稳定性以及调 节推进剂体系的结晶温度。功能添加剂能够从多个 方面对推进剂进行改性。目前,ECSP(如表3所示) 在性能上还存在缺陷。由于掌握的化学反应机理有 限,难以定量地指导配制过程,科研人员为了获得最 佳配方,一般采用控制变量法研究各种组分及其占 比对 ECSP性能的影响,通过总结实验规律得到最佳 的配制参数。这种方法依赖于大量实验,对于涉及 化学机理的问题无法从造成问题的根本原因上进行 解决。

AN基ECSP以AN为主氧化剂,该推进剂电阻率 较高,点火延时时间较长,受热后容易发生熔化^[16]。

N,n-丁基硝酸吡啶(NBPN)是一种离子液体,不易挥发,具有良好的导电性,能够降低推进剂的电阻率。 1,3-丁二烯二环氧树脂(BDDE)能够使聚合物 (PVAN)交联形成更加稳定的三维结构,从而提高推 进剂的抗熔化能力。硝酸胍(GN)和硝酸肼(HN)会 影响聚合物的交联效果,从而影响推进剂的成型后 的力学性能,采用硝酸钠(SN)代替 GN和 HN 可以避 免这种干扰。

 Table 3
 Propellant parameters [1,28,52-53]

Propellant	$I_{\rm sp}/{\rm s}$	$Density/(g/cm^3)$	Resistivity/($\Omega \cdot m$)
AN-based	230	-	2043~8506(50°C)
HAN-based	245~263	-	104~136(50°C)
HAN-based	250~260	1.5~1.54	-
LP-based	224	1.72	3×10 ⁵

HAN基ECSP存在导电性强、受控燃烧压力阈值 低、燃烧不均匀和吸湿性强等问题^[52]。提高AN的含 量可以降低推进剂的导电性。但是以PVA为黏合 剂,推进剂只能含有少量 AN,采用 PVA/PVAN 共聚物 代替 PVA 可以提高 AN 的含量,进而降低推进剂的导 电性。硼酸作为交联剂能提高 PVA 的交联程度,进 而提高推进剂的抗熔化能力。5-氨基四氮唑(5-ANZ)作为稳定剂能够保持体系的酸碱平衡,能够消 除重金属离子的不稳定作用,从而提高推进剂的分 解温度。Katzakian 等^[52]以 S-HAN-5 为氧化剂, PVA/ PVAN共聚物为黏合剂,硼酸为交联剂,5-ANZ为稳 定剂,制得的推进剂相较于S-HAN-5和PVA的基础 配方拥有更好的燃烧性能和力学性能。黄印等[17]以 环糊精和甲基羟乙基纤维素为助黏合剂增大聚合物 之间的作用力,以硼砂为交联剂,硅烷(KH-550)为偶 联剂,通过交联剂和偶联剂协同作用提高推进剂的 交联程度,制得的推进剂密度为1.55g/cm3,在常温下 抗拉强度可以达到8MPa。张伟等[18]以硼砂为交联 剂,己二酸二酰肼为交联助剂,提高黏合剂的交联程 度,通过高能添加剂黑索金、奥克托今和CL-20等提 高推进剂的含能水平,制得的推进剂在6.86MPa下, 理论比冲可达260s以上,在25℃下,抗压强度可达 3.55MPa以上。

为了解决 ECSP 的可控性差、吸湿性强和受热熔 化等问题,开发了以高氯酸盐为氧化剂的 ECSP。这 类推进剂电阻率较高,对电源功率和电压有较高的 要求,而且还存在燃烧不可控问题。Villarreal等^[55]通 过加入钨、镁、铜等金属添加剂降低推进剂的电阻 率,并利用金属的低可燃性提高推进剂熄火的可控 性,制备的推进剂在13.79MPa下能够受控熄火,点火 所需能量为800J/g,维持燃烧所需的能量为200J/g。 胡建新等^[25]制备的高氯酸盐基ECSP吸湿性较低。 长宽高为2mm×1mm×1mm的推进剂在环境温度为 25℃,相对湿度为85%的环境下,吸湿率最高为 2.26%。He等^[29]以LP,PVA,铝和水为原料制备了LP 基ECSP。在大气压下,该推进剂能在80~400V内调 节燃速,线性燃速和质量燃速分别可以提高到7.89 倍和8.19倍。

研究表明,高分子量的 PVA 能使推进剂更容易 固化成型,而低分子量的 PVA 可能会导致推进剂无 法固化成型。高分子量 PVA 比低分子量 PVA 具有更 好的热稳定性,通过提高 PVA 聚合度和醇解度可以 增加 PVA 热分解反应的燃烧热^[50]。调节铝粉的含量 和粒径可以降低 ECSP 的撞击、摩擦、静电和火焰感 度^[51]。添加导电石墨可以提高推进剂的导电性能和 导热性能,从而加快推进剂的电解反应速度和热解 反应速度,但随着石墨占比的增加,推进剂的含能水 平降低^[44]。添加多壁碳纳米管和铝粉可以提高推进 剂的电导率,但是当铝粉的粒径较小时,铝粉容易形 成团聚,从而无法均匀地分散到推进剂中。在较高 的压强下,铝粉反应产生的热量将促使推进剂从可 控燃烧转变为自持燃烧^[45]。

3.2 ECSP 制备技术

ECSP的制备过程包括原料混合、聚合物交联和 推进剂固化等过程。推进剂均匀性差、交联反应难 以控制、固化成型效果不佳是目前面临的主要问 题^[71]。推进剂均匀性差的原因主要有三点:推进剂 药浆黏度较大,溶解过程产生的气泡分布于推进剂 中难以去除;溶液中,氧化剂的浓度较高,导致PVA 无法完全溶解,从而形成凝胶微团;在固化阶段,不 溶性添加剂会在重力作用下沉降,从而无法均匀地 分散到推进剂中。均匀性较差的推进剂难以稳定燃 烧,甚至丧失可控性[28]。为了保证黏合剂能够充分 溶解,需要提供较高温度,这会使黏合剂在进行交联 反应时的可控性降低,导致成型后推进剂的力学性 能下降[52]。另外,组分容易在高温下发生化学反应 和挥发,从而降低推进剂的燃烧性能。增加水的占 比有助于组分的溶解,但也会增加推进剂的固化时 间和固化后残余水分含量,残余水分含量过高会使 推进剂的成型质量和力学性能降低。

制备 AN 基 ECSP 可以先在加热容器中将氧化剂 加热至熔化,再加入粘合剂及各种功能添加剂进行 溶解,当粘合剂充分溶胀后,再把制得的药浆浇筑到 模具中,最后在低于氧化剂熔融温度下让药浆固化 成型。加热阶段的温度根据氧化剂熔融温度确定, 一般是在47~130℃,固化阶段温度接近但低于该温 度。这种方法以熔融的氧化剂为溶剂不用蒸发额外 的溶剂,而且推进剂体系具有较高的熔点,药浆冷却 能快速成型。制备过程需要较高的温度,高温会导 致组分发生分解和挥发,从而降低推进剂的燃烧性 能,还会削弱黏合剂的交联强度,导致推进剂的力学 性能下降^[16]。

对于HAN基ECSP,在室温下可以将高浓度HAN 作为溶剂,通过溶解黏合剂和其它组分制得推进剂 药浆,再将制得的推进剂药浆浇筑到模具中进行固 化。这种方法在固化阶段不用通过萃取或蒸发去 除多余的溶剂,从而使推进剂中的氧化剂和燃料 能够连续接触。整个制备过程的温度接近室温, 避免了组分的分解和挥发,但是较低的温度会导致 固化需要较长的时间。提高温度虽然能够缩短固 化时间,但也会降低推进剂的力学性能。按照这种 方法制备,制备温度一般低于60℃,需要4~5天固化 时间^[23,52]。

以低浓度的 HAN 水溶液为溶剂,通过加热促进 黏合剂等组分的溶解,可以得到低黏度和低浓度的 推进剂药浆。这样的体系既可以防止组分的团聚, 也有利于去除制备过程中产生的气泡,使制得的药 浆具有良好的均匀性和流动性。药浆在50~60℃的 真空环境中进行浓缩,把浓缩后的药浆浇筑到模具 中,在-45~-20℃下冷冻,然后在常温下解冻,通过反 复冷冻解冻使药浆完成固化^[17,22,72]。冷冻解冻3次以 上,固化时间为72~150h。经过此过程,PVA能够形成 强度较高的多孔结构,从而提高推进剂的力学性能。

通过浇筑和固化使推进剂成型的方法,装药形 状和质量受到模具限制,在长时间的固化过程中,组 分会因重力的作用而分布不均匀。推进剂3-D打印 技术突破了这些限制,先将各组分在高温下溶解,得 到推进剂药浆,然后通过机械装置将药浆挤入打印 机喷嘴(温度为100~210℃),最后通过控制程序将药 浆喷出,利用高温蒸发溶剂使推进剂快速固化^[27]。 此过程需要严格控制喷嘴的温度^[73]。温度低时,喷 出的推进剂会残留过多溶剂,难以固化成型;温度高 时,组分则容易发生分解和挥发。

3.3 点火电极设计

实验表明,在火焰作用下推进剂不会自持燃烧, 通过供电才能点燃和维持燃烧^[2]。根据不同的电极 结构,早期电控固体推力器被分为同轴电极、平行板 电极和嵌入电极三种(图9)^[28]。在燃烧过程中,推进 剂保持与电极接触。在绝缘层的作用下,电能集中 在装药端面,使装药保持端面燃烧。电流密度决定 了推进剂燃速^[56]。增加装药的截面尺寸,可以提高 推力水平,但会使其燃面的电流密度分布不均匀,导 致推进剂的燃速不一致,从而降低推力器的工作稳 定性和推进剂的燃烧效率^[74]。

DSSP公司采用同轴式电极,正负电极的形状差 异导致燃面的电流密度分布不均匀,通过减小装药 尺寸,该问题能够得到改善[1]。重庆大学采用嵌入式 电极,通过调整电极的根数和分布改善推进剂中的 电流密度分布。随着电极数量的增加,更多的空间 被电极占据,导致装填推进剂的空间减小[56]。平行 板电极在较小的装药尺寸下可以保证端面的电流密 度分布均匀,但当装药尺寸较大时,电极附近的电流 密度将远高于燃面中心的电流密度,导致推进剂不 均匀燃烧。哈尔滨工业大学采用交错排列的电极设 计,在不增加平行板电极间距的前提下增加装药的 截面积,保证电流密度分布的同时增大了推力^[61]。 湖北航天化学技术研究所设计了筛网电极[54]。筛网 电极贴附在燃面,可以改善燃面的电流密度分布,另 一电极置于燃面的另一端,工作时电流经过整个装 药,造成较大的电能损失。内蒙古机械研究所改进 了端面电极的设计,将正负电极都置于燃面,使电流 主要流经燃烧端面,正负电极的间距相同,保证推进 剂在端面上的电流密度分布均匀[60]。端面电极存在 共同的问题,即端面电极与高温燃气直接大面积接 触,受到燃气冲刷,所以容易造成损坏。

电极结构决定了推进剂中的电流密度分布,因此 是控制推进剂燃烧的关键结构。然而,推进剂的燃速 还与电极结构以外的其它因素有关。文献[75-76] 通过点火试验发现不同材料的电极点火的优先顺序 不同,先后为钛、铝、石墨、铜。另外,电极表面粗糙 度可以在微观上改变电极与推进剂的接触面积,进 而影响推进剂点火速度^[77]。如果考虑直流供电,这 些因素的影响将进一步加大电极设计的难度。 目前,对于电极点火顺序不一致问题可采用交流供电方式避免,或匹配合适的接触面积、表面粗糙度、极性、材料等电极参数进行解决,然而后者的实现方法相当繁琐。对于推进剂中电流分布不均匀的问题,可行的解决方法有降低推进剂的电导率和改进电极结构,但降低电导率会降低推进剂的点火响应速度,因此本文建议对电极结构进行改进。

3.4 推力控制技术

ECSP在燃烧过程中,燃烧室压强和温度会随推进剂的燃烧状态发生变化,从而影响推进剂的燃烧状态发生变化,从而影响推进剂的燃速。这使得简单地通过通断电和调节电压无法实现推力控制,所以必须考虑各种影响推力的因素,建立反映输入电压和推力关系的控制模型。Reuven和王新强^[33,54]根据电功率和压力对推进剂燃速的影响,先后建立了可以预测燃烧速率的经验模型。推力器的推力由ECSP燃烧产生的燃气提供,可表示为

$$F = C_{\rm p} A_{\rm t} p_{\rm c} \tag{1}$$

$$_{\rm c} = \frac{r\rho_{\rm p}A_{\rm b}c^{*}}{4}$$
(2)

式中 C_p 为推力系数, A_t 为喷管喉部截面积, p_e 为燃烧 室平衡压强,r为推进剂燃速, ρ_p 为推进剂密度, A_b 为 推进剂燃面面积。

p

ECSP 的 燃速 r(t) 由 压强 $p_{c}(t)$ 和 通 电 电 压 U(t) 决定,满足式(3),U(t) 和推力 F 的关系满足式(4)。

$$r(t) = f\left[p_{e}(t), U(t)\right]$$
(3)

$$U(t) = \int_{0}^{t} \left[\left(\frac{\rho_{p} A_{b} c^{*}}{A_{t}} - \frac{\partial f}{\partial p_{c}} \right) / \frac{\partial f}{\partial U} \right] \cdot \frac{1}{C_{p} A_{t}} \cdot \frac{\partial F}{\partial t} dt + U_{0}$$
(4)

式中U₀为积分常量,表示初始电压,通过实验测得。

先根据任务需求设计F-t曲线,再将F-t代入式 (4)计算得到电源的输入U-t曲线,通过输入U-t电 压实现推力控制。该模型没有考虑燃烧过程中温度 等其它参数变化对推进剂燃速的影响,因此无法准 确控制推进剂的燃速。控制电压的计算依赖于ESCP 的燃烧特性数据,所以需要对ECSP的燃烧特性开展 测试,但目前还缺少标准化的测试平台,通过实验测 得的特性曲线还存在一定误差,因此需要对ECSP测



试平台进行完善。

4 总结和展望

4.1 总 结

电控固体推力器兼具结构简单、推力可控和可 重启等优点,在航空航天和国防领域的应用中具有 独特优势和前景。经过二十余年的发展,相关技术 不断取得突破,已经初步实现了应用。本文从推进 剂开发、工作机理探索、功能结构设计和工程应用四 个方面综述了其研究现状。针对装药结构的失效、 推进剂自持燃烧以及在大尺寸装药中难以受控燃烧 等重要问题,梳理了推进剂配制、推进剂制备、点火 电极设计和推力控制四个方面的关键技术,最后提 出以下几点不足和建议:

(1)推进剂在制备和燃烧过程中涉及的化学反应机理还没有完全掌握,导致推进剂的性能难以得到本质改善。未来要继续突破其化学反应机理,并继续从实验的角度总结规律,改进推进剂配方。

(2)制备方法难以兼顾组分分布的均匀性、交联 反应的可控性和固化成型效果,所以制得的推进剂 在性能上存在缺陷。为了避免缺陷,制备方法应根 据组分的理化性质选择,同时也需要不断完善和 发展。

(3)点火电极的设计只考虑了电流密度分布对 推进剂燃速的影响,还不能实现推进剂的均匀燃烧。 未来需要明确其它影响燃速的因素,并综合考虑这 些因素对电极进行改进。

(4)推力控制模型根据影响推进剂燃速的变量 与燃速的响应关系建立,已有的模型还不能准确地 控制推力。未来需要开发更加标准的性能测试方法 和装置以及建立更加完善的控制模型。

4.2 展 望

电控固体推进技术对未来航空航天和国防领域 的发展具有重要意义,国外已经实现了初步应用,而 国内还没有实现。为了加快推动推力器的工程应 用,国内应加大对应用研究的投入,聚焦关键需求, 解决关键问题。应用拓展是发展的必然趋势。除了 提升推力器的工作性能,推力器还在向大尺寸和电-化学多模推进方向发展。

对于大尺寸的推力器目前还没有实现推进剂的 受控燃烧。未来应该综合考虑推进剂配方,电极结 构和燃烧控制模型实现对推进剂燃速的控制;并考 虑工程应用对电源功率的限制,降低推进剂对燃烧 控制功率的要求。 以电控固体推力器和PPT为基础的电-化学双模 推力器是实现大推力和高比冲双推力模式的一种创 新方案。这项研究在国外还处于概念研究阶段,且 国内尚未展开。相关单位应及时对 ECSP在 PPT中 的应用进行评估,梳理关键问题,为这项技术的开发 奠定基础。

致 谢:感谢国家重点研发计划、国家自然科学基金、中 央高校基本科研业务费专项资金、辽宁省重点研发计 划、河北省省级科技计划资助、河北省科技创新项目的 资助。

参考文献

- Sawka W N, Mcpherson M. Electrical Solid Propellants: A Safe, Micro to Macro Propulsion Technology [C]. San Jose: 49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2013.
- [2] Hiatt A T, Robert R A. Laboratory Experimentation and Basic Rsearch Investigating Electric Solid Propellant Electrolytic Characteristics [C]. Salt Lake: 52nd AIAA/ SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2016.
- [3] 叶定友,薛朋飞,闫大庆.固体火箭推进技术发展的 几点思考[J].固体火箭技术,2021,44(4):427-430.
- [4] 固体火箭技术编辑部.2021年固体推进动力领域发展 综述[J].固体火箭技术,2022,45(2):167-180.
- [5]姚照辉,范家璇.变推力液体火箭发动机推力调节技术研究综述及发展趋势[J].推进技术,2022,43(9):210500. (YAO Zhao-hui, FAN Jia-xuan. Review and Trend for Thrust Regulation Technology of Variable-Thrust Liquid Rocket Engine [J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(9):210500.)
- [6] 张振臻,陈 晖,高玉闪,等.液体火箭发动机故障 诊断技术综述[J].推进技术,2022,43(6):210345.
 (ZHANG Zhen-zhen, CHEN Hui, GAO Yu-shan, et al. Review on Fault Diagnosis Technology of Liquid Rocket Engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022,43 (6):210345.)
- [7] 朱智春,林庆国,杭观荣,等.我国空间推进技术研究现状及发展[J].上海航天,2021,38(3):178-188.
- [8] 夏广庆, 鹿 畅, 孙 斌, 等. 电推进加速技术现状 及展望[J]. 宇航学报, 2022, 43(2): 143-157.
- [9] Tummala A R, Dutta A. An Overview of Cube-Satellite Propulsion Technologies and Trends [J]. Aerospace, 2017, 4(4).
- [10] O'Reilly D, Herdrich G, Kavanagh D F. Electric Propulsion Methods for Small Satellites: A Review[J]. Aerospace, 2021, 8(1).

- [11] Chung K, Rozumov E, Kaminsky D, et al. Development of Electrically Controlled Energetic Materials (ECEM)
 [J]. ECS Transactions, 2013, 50(40): 59-66.
- [12] 孟二龙,高桂清,吴鹏程,等.智能导弹战发展趋势研究[J].飞航导弹,2021(9):26-31.
- [13] 谢 赞,周灿灿,赵振涛,等.宽速域飞行器发展及 研究现状综述[J].空天技术,2022(4):28-39.
- [14] Hiatt A. Evaluation of Electric Solid Propellant Responses to Electrical Factors and Electrode Configurations [D].
 Alabama: The University of Alabama in Huntsville, 2018.
- [15] Glascock M S. Characterization of a Green Electric Solid Propellant for Electric Propulsion [D]. Rolla: Missouri University of Science and Technology, 2019.
- [16] Grix C, Arthur K, Donald M. Electrically Controlled Solid Propellant[P]. US: 10423072, 2006-1-19.
- [17] 黄 印,张小平,庞爱民,等.一种电控固体推进剂及其制备方法[P].中国专利:110054537A,2019-07-26.
- [18] 张 伟,鲍立荣,沈瑞琪,等.一种高能高力学性能
 电控固体推进剂[P].中国专利:110759800A,2020-02-07.
- [19] 胡建新,何志成,李 洋.一种基于高氯酸盐的可电 控燃烧固体推进剂及其制备方法[P].中国专利: 106905091B,2019-05-07.
- [20] Ma X Y, Jin S H, Xie W X, et al. A Novel Green Electrically Controlled Solid Propellant with Good Electrical Response and High Energy Performance [J]. Colloids and Surfaces A: Physicochemical and Engineering Aspects, 2022, 641: 128550.
- [21] Wang S Z, Lyu J Y, He W, et al. Thermal Decomposition and Combustion Behavior of Ion Conductive PEO-PAN Based Energetic Composites [J]. Combustion and Flame, 2021, 230: 111421.
- [22] 黄 印,张小平,庞爱民,等.一种电控固体推进剂 及其制备方法[P].中国专利:109942356B,2022-03-04.
- [23] 张 伟,王志文,鲍立荣,等.一种具有高临界可控 压强的电控固体推进剂及其制备方法[P].中国专利: 114907177A,2022-08-16.
- [24] Sawka W N, Katzakian Jr A, Grix C. Solid State Digital Propulsion Cluster Thrusters for Small Satellites Using High Performance Electrically Controlled Extinguishable Solid Propellants[C]. Salt Lake City: 19th Annual AIAA/ USU Conference on Small Satellites, 2005.
- [25] 胡建新,何志成,李 洋.一种高性能电控固体推进 剂及其制备方法[P].中国专利:106478323A,2017-03-08.
- [26] Koehler F, Langhenry M, Summers M, et al. Electric Propellant Solid Rocket Motor Thruster Results Enabling

Small Satellites [C]. Logan: 30th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, 2016.

- [27] Koehler F, Meisner M, Vollin J. Multipulse Solid Rocket Motor Technology[C]. Virtual Event: AIAA Propulsion and Energy 2020 Forum, 2020.
- [28] 段 炼.电控固体推进技术探索研究[D].重庆:重庆 大学,2017.
- [29] He Z C, Xia Z X, Hu J X, et al. Lithium-Perchlorate/ Polyvinyl-Alcohol-Based Aluminized Solid Propellants with Adjustable Burning Rate [J]. Journal of Propulsion and Power, 2019, 35(3): 512-519.
- [30] Gobin B, Harvey N, Young G. Use of Polymer Electrolytes for Electrically Controlled Energetic Materials [C]. San Diego: AIAA SCITECH 2022 Forum, 2022.
- [31] 程红波,王 拯,陶博文,等.硝酸羟胺热分解特性及其稳定化技术研究[J].化学推进剂与高分子材料,2018,16(4):80-85.
- [32] 王新强,邓康清,李洪旭,等.一种燃烧可控固体推进 剂及其动力装置技术综述[J].飞航导弹,2017(1): 91-93.
- [33] Ben-Reuven M, Zamir I, Gany A, et al. Theoretical Modeling of Electrically Operated Ammonium Nitrate Propellant Combustion [J]. International Journal of Energetic Materials and Chemical Propulsion, 2019, 18 (1): 67-68.
- [34] Zamir I, Grinstein D, Gany A. Testing Electric Effects on the Burning Rate of Ammonium-Nitrate-Based Solid Propellants[J]. International Journal of Energetic Materials and Chemical Propulsion, 2017, 16(1): 39-47.
- [35] Zamir I, Ben-Reuven M, Gany A, et al. Investigation of Electrically Controlled Ammonium Nitrate-Epoxy Solid Propellant at High Pressures [J]. Propellants, Explosives, Pyrotechnics, 2021, 46(3): 477-483.
- [36] 胡建新,李 洋,何志成,等.电控固体推进剂热分解和燃烧性能研究[J].推进技术,2018,39(11):2588-2594. (HU Jian-xin, LI Yang, HE Zhi-cheng, et al. Study on Thermal Decomposition and Combustion Performance of Electrically Controlled Solid Propellant [J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(11):2588-2594.)
- [37] Baird J K, Lang J R, Hiatt A T, et al. Electrolytic Combustion in the Polyvinyl Alcohol Plus Hydroxylamm-onium Nitrate Solid Propellant [J]. Journal of Propulsion and Power, 2017, 33(6): 1589-1590.
- [38] Baird J K, Huang S, Frederick Jr R A. Space Charge Limited Conduction in Polyvinyl Alcohol + Hydroxylammonium Nitrate Solid Propellant [J]. Journal of Propulsion and Power, 2020, 36(3): 479-484.
- [39] Gobin B, Harvey N, Young G. Combustion Characteristics of Electrically Controlled Solid Propellants Using

Polymer Electrolytes [J]. Combustion and Flame, 2022, 244: 112291.

- [40] 程红波,王 拯,陶博文,等.硝酸羟胺热分解特性 及其稳定化技术研究[J].化学推进剂与高分子材料, 2018,16(4):80-85.
- [41] 鲍立荣,张 伟,陈永义,等.HAN基电控固体推进 剂的热分解和电导率特性[J].含能材料,2019,27
 (9):743-748.
- [42] 鲍立荣,汪 辉,王志文,等.HAN 基电控固体推进 剂电热耦合特性及燃烧特性实验研究[J].推进技术, 2021,42(6):1410-1417.(BAO Li-rong, WANG Hui, WANG Zhi-wen, et al. Experimental Study on Electrothermal Coupling and Combustion Characteristics of HAN-Based Electrically Controlled Solid Propellant [J]. Journal of Propulsion Technology, 2021,42(6): 1410-1417.)
- [43] Bao L R, Wang H, Zheng T T, et al. Controllable Ignition, Combustion and Extinguishment Characteristics of HAN-Based Solid Propellant [J]. Combustion and Flame, 2022, 236: 111804.
- [44] Bao L R, Wang H, Zheng T T, et al. Exploring the Influences of Conductive Graphite on Hydroxylammonium Nitrate (HAN)-Based Electrically Controlled Solid Propellant[J]. Propellants, Explosives, Pyrotechnics, 2020, 45 (11): 1790-1798.
- [45] Bao L R, Zhang W, Zhang X J, et al. Impact of MW-CNT/Al on the Combustion Behavior of Hydroxyl Ammonium Nitrate (HAN)-Based Electrically Controlled Solid Propellant [J]. Combustion and Flame, 2020, 218: 218-228.
- [46] He Z C, Xia Z X, Hu J X, et al. Thermal Decomposition and Kinetics of Electrically Controlled Solid Propellant Through Thermogravimetric Analysis [J]. Journal of Thermal Analysis and Calorimetry, 2020, 139 (3) : 2187-2195.
- [47] 陈永康,陈也弘,安振涛,等.HAN 基凝胶推进剂的
 热分解反应动力学(英文)[J].火炸药学报,2016,39
 (4):77-81.
- [48] Li Y, Xia Z X, Ma L K, et al. Study on the Thermal Decomposition Behavior and Products of Poly (Vinyl Alcohol) and Its LiClO₄ Composites via Py/GC/MS[J]. Journal of Thermal Analysis and Calorimetry, 2022, 147 (12): 7031-7042.
- [49] Gnanaprakash K, Yang M, Yoh J J. Thermal Decomposition Behaviour and Chemical Kinetics of Tungsten Based Electrically Controlled Solid Propellants [J]. Combustion and Flame, 2022, 238: 111752.
- [50] He Z C, Xia Z X, Hu J X, et al. Thermodynamic Properties of Polyvinyl Alcohol Binder of Electrically Controlled Solid Propellant [J]. Journal of Polymer Research,

2019, 26(9): 1-8.

- [51] 何志成,夏智勋,胡建新,等. 铝粉对高氯酸盐基电控固体推进剂感度的影响[J]. 含能材料,2020,28
 (1):52-55.
- [52] Katzakian A, Grix C. High Performance Electrically Controlled Solution Solid Propellant [P]. US: 8317952, 2012-11-27.
- [53] 黄 印,张小平,庞爱民,等.新型智能化电控固体 推进剂技术研究进展[C].昆明:中国航天第三专业 信息网第四十届技术交流会暨第四届空天动力联合会 议论文 S05特种推进及新型推进相关技术, 2019.
- [54] 王新强. 电控固体推进剂动力装置技术研究[D]. 湖 北: 航天动力技术研究院, 2017.
- [55] Villarreal J K, Loehr R D. Electrically Operated Propellants[P]. US: 8950329, 2015-2-10.
- [56] 段 炼,胡建新,李 洋,等.通电启动时固体推进 剂电流密度仿真分析[J].固体火箭技术,2018,41 (1):28-34.
- [57] 张 伟,鲍立荣,沈瑞琪,等.一种推力实时可控、可 重复点火与熄火的电控动力装置[P].中国专利: 1107148554,2020-01-21.
- [58] 李潮隆,马立坤,夏智勋,等.一种推力连续可调的固体 火箭发动机及固体火箭[P].中国专利:110469426A, 2019-11-19.
- [59] 全瑞杰,魏晓婷,杨振华,等.一种用于电控固体火 箭发动机的电极装置[P].中国专利:112160849A, 2021-01-01.
- [60] 全瑞杰,王志强,邹 涛,等.基于正负交错螺旋型 单端面电极的电控固体发动机试验验证[C].成都: 第六届空天动力联合会议暨中国航天第三专业信息网 第四十二届技术交流会暨2021航空发动机技术发展 高层论坛,2021.
- [61] 丁永杰,胡洪同,徐薏深,等.一种大推力电控固体 推力器[P].中国专利:114645800A,2022-06-21.
- [62] 胡建新,李 洋,何志成. 酚醛树脂制备电控固体推进剂 电极绝缘材料的工艺方法[P]. 中国专利:106497304B, 2019-01-29.
- [63] Nicholas A, Sawka W, Finne T, et al. SpinSat Mission Preliminary Results [C]. Hawaii: Advanced Maui Optical and Space Surveillance Technologies Conference, 2014.
- [64] Nicholas A, Finne T, Galysh I, et al. SpinSat Mission Overview [C]. Logan: 27th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, 2013.
- [65] Glascock M S, Rovey J, Williams S, et al. Observation of Late-Time Ablation in Electric Solid Propellant Pulsed Microthrusters [C]. Salt Lake City: 52nd AIAA/SAE/AS-EE Joint Propulsion Conference, 2016.
- [66] Glascock M S, Rovey J L, Williams S, et al. Plume

Characterization of Electric Solid Propellant Pulsed Microthrusters [J]. Journal of Propulsion and Power, 2017, 33(4): 870-880.

- [67] Glascock M S, Rovey J L. Ablation Mass Loss of an Electric Solid Propellant in a Pulsed Plasma Thruster [C]. Atlanta: The 35th International Electric Propulsion Conference, 2017.
- [68] Glascock M S, Drew P D, Rovey J L, et al. Thermodynamic Properties of Hydroxylammonium Nitrate-Based Electric Solid Propellant Plasma[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2020, 34(3): 522-529.
- [69] Glascock M S, Rovey J, Polzin K A. Impulse Measurements of Electric Solid Propellant in an Electrothermal Ablation-Fed Pulsed Plasma Thruster[C]. Indianapolis: AIAA Propulsion and Energy 2019 Forum, 2019.
- [70] 陈茂林,刘旭辉,周浩浩,等.适用于微纳卫星的微型电推进技术研究进展[J].固体火箭技术,2021,44
 (2):188-206.
- [71] Rovey J L, Lyne C T, Mundahl A J, et al. Review of

Multimode Space Propulsion [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2020, 118: 100627.

- [72] 何志成,夏智勋,胡建新,等.电控固体推进剂制备 方法及性能研究进展[J].含能材料,2020,28(12): 1190-1199.
- [73] 任士栋.可控推力固体推进剂研究现状及三维聚乙烯 醇凝胶合成[D].哈尔滨:哈尔滨工业大学,2020.
- [74] Hernandez R N, Singh H, Messimer S L, et al. Design and Performance of Modular 3-D Printed Solid-Propellant Rocket Airframes[J]. Aerospace, 2017, 4(2).
- [75] 黄 印,张小平,庞爱民,等.微推进器电控固体推进剂常压点火燃烧效率影响因素研究[J/OL].固体火箭技术,2022,45(5):703-713.
- [76] 王新强,邓康清,李洪旭,等. HAN 基绿色推进剂点 火技术研究进展[J]. 火箭推进, 2017, 43(2): 72-76.
- [77] Li Y, Xia Z, Hu J, et al. Experimental Investigation of the Ignition and Combustion Characteristics of Electrically Controlled Solid Propellant [J]. Acta Astronautica, 2021, 184: 167-179.

(编辑:白 鹭)