

化学-电喷双模推进系统的研究现状及展望

吴勤勤,刘欣宇,邓涵文,康小明*

上海交通大学 机械与动力工程学院,上海 200240

摘要:传统的化学推进和电推进拥有不同的特点及适用范围。化学推进可以产生毫牛级至牛级推力,相比于电推进,推力大,推力范围宽;电推进比冲高达上千秒,最小可以产生微牛级推力。但两种模式单独执行任务有一定的局限性,难以完成较为复杂的航天任务。化学推进与电推进相结合的双模推进系统,同时拥有高比冲和较宽的推力范围,为航天器提供了更高的任务灵活性,其中单组元液体火箭发动机-离子液体电喷推力器双模推进系统近年来受到广泛关注。简述了单组元-电喷双模推进系统的工作原理和特点,重点总结了国内外关于双模推进的研究现状,并对目前面临的问题与挑战进行分析。

关键词:双模推进;化学推进;电喷推进;双模推进剂;离子液体

中图分类号:V439+.4 文献标识码:A

Research status and prospect of chemical-electrospray dual-mode propulsion system

WU Qinqin, LIU Xinyu, DENG Hanwen, KANG Xiaoming*

School of Mechanical Engineering, Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200240, China

Abstract: The traditional chemical propulsion and electric propulsion have different characteristics and application ranges. The chemical propulsion has a thrust range from \sim mN to \sim N. In comparison with the electric propulsion, it has the characteristics of high thrust and wide thrust range. The electric propulsion can obtain a maximum specific impulse of thousands of seconds and a minimum thrust of $\sim\mu$ N. However, there are limitations for those two modes, and some complex space missions are difficult to be completed independently by any of them. The dual-mode propulsion system includes both chemical mode and electric mode, and has the characteristics of high specific impulse and wide thrust range, which can improve the flexibility of the spacecraft mission. Monopropellant chemical propulsion paired with ionic liquid electrospray propulsion has received the most attention recently. The principle and characteristics of the monopropellant-electrospray dual-mode propulsion system are introduced. The research status of dual-mode propulsion is summarized, and the existing problems and challenges are analyzed.

Keywords: dual-mode propulsion; chemical propulsion; electric propulsion; dual-mode propellant; ionic liquid

20 世纪 80 年代末期以来,随着微加工技术、微电子技术、空间技术的发展,小卫星得到人 们的广泛关注。与中高轨大型卫星相比,小卫星成本低,应急能力与灵活性强,系统建设周期短,

收稿日期:2020-05-12;修回日期:2020-06-16;录用日期:2020-06-25;网络出版时间:2020-07-02 11:04
基金项目:国家自然科学基金(No.51675341)
* 通信作者.E-mail: xmkang@sjtu.edu.cn
引用格式:吴勤勤,刘欣宇,邓涵文,等.化学-电喷双模推进系统的研究现状及展望[J].中国空间科学技术, 2021,41(1):1-12. WU Q Q, LIU X Y, DENG H W, et al. Research status and prospect of chemical-electrospray dual-mode propulsion system[J]. Chinese Space Science and Technology, 2021,41(1):1-12 (in Chinese).

可用于专用通信、遥感、快速反应等科学、军事任务和一些技术试验^[1]。尤其是 100 kg 以下的微纳卫星,它们质量小,体积小,可以进行编队飞行,具有很高的军事应用价值^[2-3]。随着航天任务需求的不断提升,对小卫星指向精度、快速机动等能力的要求越来越高,为了满足这些任务要求,需要为小卫星配备体积小、质量小、功率低、比冲高、推力大范围可调且控制精度高的微推进系统^[4-5]。

传统的化学推进或电推进都在小卫星上有过实际应用,欧洲航天局曾在 LISA Pathfinder 飞船上采用化学推力器完成轨道转移任务,同时也搭载了胶体推力器、离子液体电喷推力器进行姿态控制、轨道保持和无拖曳控制^[6-7]。但由于各自的特点和适用范围不同,两种模式单独执行任务时均存在一定的局限性。化学推进比冲低,推进剂携带量大,降低了卫星的有效载荷;电推进推力小,执行任务需要的时间长,难以完成突发的紧急任务。对于复杂的航天任务,需要同时搭载多个推力器,方案复杂,因此微推进系统开始向化学与电相结合的双模推进方向发展。

双模推进是指将两种推进模式集成到单个推进系统中,不同推进模式可以交替工作。化学与电相结合的双模推进概念从 20 世纪 90 年代开始提出,目前国际上已经对多种不同推力器组成的双模推进系统进行了研究。其中,因为单组元液体火箭发动机和离子液体电喷推力器相比其他推力器结构更简单,便于双模推进系统的小型化、轻量化、一体化,并且都能以离子液体作为推进剂,便于双模推进剂的选择,因此两者相结合的推进系统成为双模推进的最佳选择之一,近年来受到了最多关注,也是本文的研究重点。

单组元-电喷双模推进系统将化学推进与电推进的性能集合在一起,既有高比冲工作模式,又有微牛量级至毫牛量级较宽的推力范围。与单一化学推进或电推进相比,双模推进的适用范围更广,能够完成的任务种类更多,可以作为多种小卫星的微推进系统,势必会在未来的空间推进中发挥重要作用。本文介绍了单组元-电喷双模推进系统的原理和特点,并重点对其国内外研究现状及面临的挑战进行了综述与展望。

1 双模推进系统的原理及特点

1.1 双模推进系统的原理

单组元液体火箭发动机是一种基于燃烧的推进系统,通常由喷注器、分解室(或燃烧室)和喷管等部件组成^[8],如图 1(a)所示。离子液体电喷推力器是一种基于静电喷射原理研制的推力器,主要由发射极、吸极、推进剂储箱和壳体组成^[9],如图 1(b)所示。双模推进系统将这两种模式集成在一起,分别在结构、推进剂、推进机理等方面将两种模式融合。

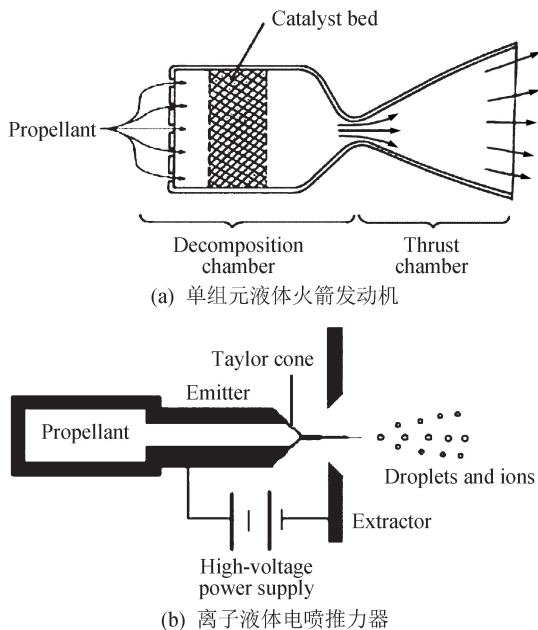


图 1 典型推力器示意^[10]

Fig.1 Schematic diagrams of typical thrusters^[10]

单组元液体火箭发动机和离子液体电喷推力器的结构都较为简单,部件较少,易于集成合并。因此,为了简化推进系统的设计与加工,两种模式共用同一推力器结构。将单组元化学推进需要的喷注器、分解室(或燃烧室)与电喷推进需要的发射极、吸极集成在同一个推力器上,并将分解室(或燃烧室)、喷管等结构与发射极简化合并为同一个部件,采用既可做发射极又可做单组元推进剂催化剂的材料加工。集成后的推力器包含两种模式需要的所有部件,这些部件在每种模式下发挥不同的作用。

单组元化学推进和电喷推进的原理不同,常

用推进剂也不同。若双模推进系统携带两种推进剂,航天任务结束后它们可能未被同时耗尽,仍有某种推进剂剩余,这会导致航天器产生多余功耗。为了避免这种情况,同时提高航天器的空间利用率,两种模式共用同一种推进剂。近年来国际上最常用的电喷推进剂是离子液体,它是一种在室温下为液态的熔融盐,具有良好的导电性和可忽略不计的饱和蒸气压^[9]。常用的单组元推进剂包括肼、硝酸羟铵(HAN)、过氧化氢、混氨等^[8],其中 HAN 基推进剂也是一种新型离子液体推进剂,绿色无毒^[11]。两种推进模式的常用推进剂虽然不同,但都包含离子液体,意味着可能存在某种离子液体可以在两种模式中通用。因此,目前国内外主要以离子液体作为潜在双模推进剂进行研究。

当双模推进系统在化学推进模式下工作时,催化剂通过电阻通电或其他方法被加热,流过催化剂部件的推进剂发生催化分解放热反应,生成高温高压燃气,经推力器高速喷出产生推力^[8],如图 2(a)所示,这个过程中催化剂部件为推进剂的催化分解提供场地,不作为发射极工作,同时吸极没有参与整个反应。由于随机热碰撞造成能量损失,化学推进模式的比冲受到限制^[10],但它能提供大推力,适合于总冲要求大和快速机动的场合^[8]。

当双模推进系统在电推进模式下工作时,在发射极和吸极间施加高压,推进剂在电场作用下

流向发射极尖端,受表面张力和电场力共同作用形成泰勒锥,随着发射极尖端场强增大,进而电离出带电离子或离子与液滴的混合物,被电场吸出加速发射从而产生推力^[12-13],如图 2(b)所示。这个过程中催化剂部件作为发射极工作,为推进剂输运和电离提供载体,不起催化作用。电推进模式能提供精确的小推力,同时因为比冲高,能够大幅节省推进剂,显著增加有效载荷,从而延长航天器使用寿命^[14]。

1.2 双模推进系统的特点

小卫星大都需要微牛至毫牛量级的推力,但由于体积和质量有限,无法直接使用大卫星的推进系统,因此需要配备微推进系统^[16]。双模推进系统整体尺寸较小,结构简单,推力范围完全覆盖小卫星的需求,同时还共用推进剂,很适合于微推进系统的应用。总体来看,双模推进系统主要有以下几个特点。

(1) 提高任务灵活性

双模推进系统利用两种模式的自身优点,根据任务的不同需求在模式间灵活切换,使它们发挥各自优势,交替配合。当航天器遇到轨道转移、快速轨道机动等需要大推力、大速度增量的任务,或者任务有一定时间限制时,双模推进系统切换为化学推进;当航天器遇到长时间、高精度的姿态控制、位置保持等任务,或者需要高效率轨道提升和空间巡航时,双模推进系统切换为电推进。

双模推进仅用一个推力系统就覆盖了两种推力模式的任务种类,能够完成单一模式无法完成的任务,拓宽了推进系统的适用范围,实现了携带更少的推力器数量完成更多的任务,提高了任务灵活性。此外,因为双模推进系统的任务范围广,在飞行期间航天器还可以根据需要对任务计划进行临时更改,增大了任务设计空间^[17]。

(2) 提高航天器灵活性

在航天器飞行过程中可能会遇到空间碎片等威胁,这就需要系统能够及时做出反应。因为结合了两种模式的特点,双模推进系统有能力在既定任务以外解决多种问题,使航天器能够在突发情况下根据需要灵活应对。当飞行轨道上出现空间碎片,航天器可以通过单组元化学推进对即将发生的危险做出快速反应改变轨道,并在威

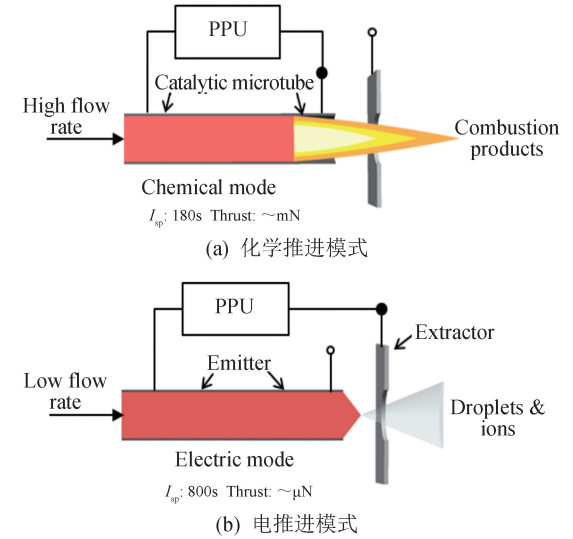


图 2 双模推进系统原理^[15]
Fig.2 Illustration of a dual-mode propulsion system^[15]

胁消退后换用效率更高的电喷推进缓慢返回原始轨道;如果没有遇到威胁,系统可以仅在高比冲的电喷推进模式下维持更长时间的轨道飞行^[18]。

(3)减小推进系统体积、质量

在双模推进系统中,共用推进剂和推力器结构使两种模式下推进剂的输运路线相同。因此,为了简化系统,减少部件数量,两种模式还共用推进剂储箱、管路等硬件设备。这种将两种模式的结构高度集成化的设计,最大程度地减少了推进系统的体积和质量,使航天器可以携带更多的有效载荷,提高了推进剂的利用率和航天器的运载效率,同时也降低了推进系统的成本,节省了航天器发射成本。

2 双模推进系统的研究现状

国际上最早关于不同推进模式结合的研究来源于混合推进,美国洛克希德·马丁公司于

20 世纪 90 年代初开始研制的 A2100 通信卫星平台就采用了霍尔效应推力器和肼单组元液体火箭发动机混合的推进系统^[15,19]。混合推进的概念与双模推进有所区别,在混合推进系统中,航天器虽然也有两种或两种以上的推进模式,但不同模式的推力器是相互独立的,不共享推进剂。

在混合推进的基础上,化学推进与电推进集成的双模推进被提出并逐渐受到关注。近年来国内外的学者对多种冷气或化学推进与电推进结合的推进系统进行了研究,它们在理论分析或实验中都表现出良好的性能,有些也已经投入航天应用,国际上已有的双模推进系统研究概况如表 1 所示。

相比其他种类的双模推进系统,单组元-电喷双模推进起步较晚,尽管已经在学术界广泛讨论了一段时间,但在 2010 年之前几乎没有针对性的研究,近 10 年来才开始有国内外高校和机构对其进行探索。

表 1 化学与电结合的双模推进系统研究进展^[15]
Table 1 Research progress of chemical-electric dual-mode propulsion systems^[15]

Modes	Thrusters	Research progress
Cold-gas with electrostatic propulsion	Cold-gas with ion thruster	The I-COUPS multi-mode propulsion system developed by the University of Tokyo was flown on the PROCYON, a 50 kg-class deep space exploration micro-spacecraft ^[20]
	Cold-gas with ionic liquid electrospray thruster	The performance of the cold-gas thruster using ionic liquids was tested by the Massachusetts Institute of Technology ^[21]
Chemical with electrothermal propulsion	Monopropellant with arcjet thruster	The mission capability of the dual-mode propulsion system was analyzed by the Air Force Research Laboratory ^[22]
Chemical with electrostatic propulsion	Monopropellant with ionic liquid electrospray thruster	The performance of potential ionic liquids as dual-mode propellants was tested by several universities ^[23-25]
Chemical with electromagnetic propulsion	Monopropellant with pulsed inductive thruster	The relationship between the structure and performance of a multi-mode propulsion system was analyzed by the Missouri University of Science and Technology ^[26]
	Monopropellant with pulsed plasma thruster	The performance of the pulsed plasma thruster using a new HAN-based monopropellant was tested by the Digital Solid State Propulsion ^[27]
	Solid propellant with pulsed plasma thruster	The performance of the pulsed plasma thruster using electric solid propellants was tested by the Digital Solid State Propulsion ^[28,29]

2.1 国外研究现状

国外关于单组元-电喷推进系统的研究主要来自于美国密苏里科技大学,它也是在此方面研究成果最多的一所高校。此外,美国伊利诺伊大学厄巴纳-香槟分校和英国南安普顿大学也都在单组元-电喷双模推进方面有一定的研究成果。

(1)双模推进剂的研究

美国密苏里科技大学最早从 2010 年开始进行有关双模推进的研究,最先从推进剂入手,致力于在绿色无毒的离子液体中寻找合适的双模推进剂。Donius 等选择了 10 种有潜力的离子液体,对其与常见氧化剂结合后的推进性能进行评估,并与传统单组元推进剂肼和偏二甲肼(unsymmetrical dimethylhydrazine, UDMH,)进行对比^[30]。结果显示,在化学推进中,虽然所有混合离子液体的比冲均比肼和 UDMH 降低了约 1%~4%,但离子液体与 HAN 氧化剂结合后的性能优于与其他氧化剂的混合物,且与肼和 UDMH 的性能相近。在电喷推进中,1-丁基-3-甲基咪唑双氰胺盐([Bmim][dca])与 HAN 氧化剂的混合物在纯离子发射状态下,可能获得比霍尔推力器更高的比冲^[18,30]。

Berg 等进一步将推进剂研究范围缩小至电喷性能良好的咪唑类离子液体^[17,23]。他们选择了 3 种咪唑类离子液体:1-丁基-3-甲基咪唑硝酸盐([Bmim][NO₃])、[Bmim][dca]、1-乙基-3-甲基咪唑硫酸乙酯盐([Emim][EtSO₄]),分别在两种推进模式下对其进行性能分析。结果表明,这些离子液体单独作为单组元推进剂时,比冲比传统化学推进剂肼低 17%~28%,化学推进性能不理想,但与 HAN 氧化剂混合后,理论上比冲可达 250~260 s,推进性能大幅提升且与肼性能相近。在电喷推进中,3 种离子液体的比冲均比传统电喷推进剂 1-乙基-3-甲基咪唑啉双(三氟甲基磺酰基)亚胺([Emim][Im])高,电喷性能良好,与 HAN 氧化剂混合后,产生相同推力所需的发射极个数比[Emim][Im]多,发射极质量更大。因此提出咪唑类离子液体与 HAN 氧化剂的混合物有潜力作为双模推进剂。

在理论分析的基础上,Berg 等按照表 2 中离子液体和 HAN 氧化剂的质量百分比,实际

合成了 3 种混合物,在合成过程中发现[Bmim][dca]与 HAN 不相溶,因此舍弃了这一方案。将剩下两种混合物分别在预热至 160℃的催化剂床上进行催化分解实验,测试它们的化学点火能力^[31-32]。实验结果显示两种混合物均易通过加热的铈催化剂分解,证明了咪唑类离子液体与 HAN 混合物作为化学单组元推进剂的可行性。

表 2 三种混合物中离子液体与 HAN 氧化剂的质量百分比^[32]
Table 2 Mass percentage of ionic liquid and HAN oxidizer in three mixtures^[32]

Propellant	Ionic liquid	IL/%	HAN/%
A	[Bmim][dca]	31	69
B	[Bmim][NO ₃]	39	61
C	[Emim][EtSO ₄]	41	59

接着 Berg 等还对离子液体磁流体作为双模推进剂的性能进行了研究。密西根理工大学曾提出用离子液体磁流体作为电喷推进剂,利用流体的磁性形成发射极阵列从而代替固体发射极,可以有效简化发射极结构,减少推力器整体质量^[33]。Berg 等参考这一概念,分别在[Bmim][NO₃]和[Emim][EtSO₄]与 HAN 氧化剂的混合物中加入 Fe₂O₃ 纳米粒子,合成了两种离子液体磁流体,并对它们的化学分解能力进行测试^[34]。实验结果表明,当 Fe₂O₃ 含量为 10%时,两种离子液体磁流体的反应速率最快,当含量增加至 30%,起始分解温度不断下降,有利于预热功率的降低,但当 Fe₂O₃ 含量继续增大,分解性能会重新下降。然而,在 Fe₂O₃ 含量不足 50%时,离子液体磁流体不能形成发射点的静态排列,无法应用于电喷推进,因此相关研究没有再继续下去。

这之后的研究都围绕着[Emim][EtSO₄]与 HAN 的混合物展开。Berg 等按照表 2 中的比例合成 HAN-[Emim][EtSO₄]新型双模推进剂,并在毛细管型电喷推力器中测试其电喷性能^[35]。实验结果表明,极间电压为 3400 V 时,该新型推进剂在正负极性下均能实现稳定的电喷发射,推进剂的供给流量越小,电喷推进的比冲越大、推力越小,在 0.19 nL/s 最小测试流量下,比冲最高达到 412.37 s,推力为 1.09 μN,推进剂电喷性

能良好。此后 Berg 等对 HAN-[Emim][EtSO₄]推进剂分别在加热的铂、铈、钛表面进行分解实验,根据推进剂在 3 种表面上起始分解温度的不同,发现了铂对该推进剂是一种很好的催化剂^[36]。在最近的最新研究中,Wainwright 等首次对 HAN-[Emim][EtSO₄]推进剂的电喷羽流进行质谱分析,发现在羽流中离子形式和共价形式的 HAN 均存在,同时电喷过程中[Emim][EtSO₄]与 HAN 之间有离子交换,说明 HAN 氧化剂的添加会使咪唑类离子液体的羽流成分发生改变^[37-38]。

随着人员变动,密苏里科技大学的一部分研究转到了美国伊利诺伊大学厄巴纳-香槟分校,他们仍然以 HAN-[Emim][EtSO₄]混合物作为新型双模推进剂。Rasmont 等在一个恒容反应器中测量了 HAN-[Emim][EtSO₄]推进剂的线性燃烧速率,并与 HAN-水溶液和硝基甲烷单组元推进剂进行比较^[24]。结果表明,在 0.5~3.0 MPa 之间,推进剂的燃烧速率 r_b 与压力 P 呈指数关系 $r_b = 5.35e^{1.11P}$,在 3.0~10.0 MPa 之间,呈线性关系 $r_b = 114 + 3.84P$,和 HAN 与其他燃料混合物的燃烧性质相似。在此实验基础上,伊利诺伊大学还提出 HAN-[Emim][EtSO₄]推进剂中两种成分的比例、推进剂制备方法也可能对燃烧过程产生影响,应进一步进行研究。

英国南安普顿大学近几年也开始从推进剂着手,展开双模推进的研究。Fonda-Marsland 等权衡两种模式下推进剂的性能要求,提出了一些双模推进剂的选择标准^[25]。研究发现,减少推进剂中烷烃的长度和数量、增加氮和氧等高电负性物质,既有利于减少化学推进废气中固体碳的形成,又能有效增加推进剂的表面张力、比电导率,提高电喷性能。他们选择了 13 种离子液体进行比较分析,最后提出甲酸乙铵([EA][C₁O₂])也是一种有潜力的双模推进剂,但需要进一步的实验测试以验证其在实际推进系统中的性能。

(2) 双模推进系统结构的研究

随着双模推进剂研究的不断深入,密苏里科技大学参考之前的毛细管式化学微推进系统^[39],提出了一种用毛细管结构的双模推力

器^[15,39]。推力器主要由一根内径为 100 μm 的毛细管构成,管内涂有铂或其他催化剂材料。在单组元化学推进过程中,毛细管作为分解室,简化省略了喷管结构,毛细管中间段被电阻加热,推进剂在管内催化分解放热,产生高温高压气体排出;在电喷推进过程中,毛细管作为发射极,在毛细管和吸极间施加电压^[15]。两种模式都采用主动供给,但推进剂的供给流量不同,因为化学推进需要消耗更多的推进剂,化学模式下的流量比电喷模式大。

这种毛细管式双模推力器结构虽然被提出,但还未设计出样机。目前推进剂的性能测试依然在两种模式下分开进行,实验装置中使用的毛细管尺寸和材质均不同。在电喷推进实验中采用内径 100 μm 、长 5 cm 的不锈钢毛细管作为发射极,推进剂由内径 100 μm 、长 82.5 cm 的石英玻璃毛细管从储箱运至推力器^[35],如图 3 所示。在单组元化学推进中采用内径 0.4 mm 的毛细管作为分解室,材料选用 HAN-[Emim][EtSO₄]推进剂的催化铂^[40],如图 4 所示。

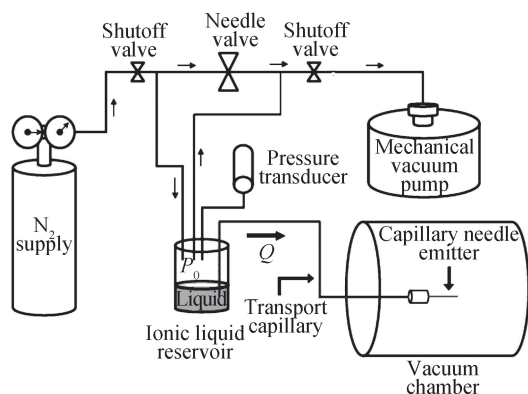


图 3 毛细管式电喷推进实验装置原理^[35]
Fig.3 Schematic diagram of capillary electrospray propulsion experimental apparatus^[35]

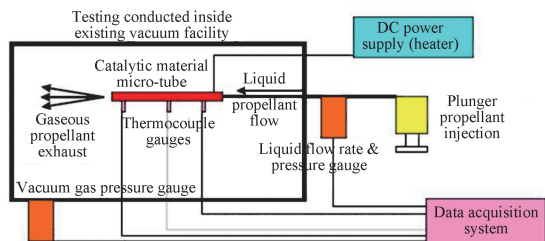


图 4 微管式单组元化学推进实验装置^[40]
Fig.4 Microtube monopropellant chemical propulsion experimental apparatus^[40]

2.2 国内研究现状

国内关于双模推进系统方面的研究处于起步阶段,目前还没有太多代表性的研究成果。

中国科学院大连化学物理研究所的王文涛等在密苏里科技大学的基础上,也对咪唑类离子液体与 HAN 氧化剂的混合物进行了实验分析^[41]。他们选择了 3 种咪唑类离子液体,在制备过程中发现,1-乙基-3-甲基咪唑四氟硼酸盐([Emim][BF₄])与 HAN 无法形成均匀单相体系,1-乙基-3-甲基咪唑双三氟甲磺酰亚胺盐([Emim][Tf₂N])与 HAN 在混合体系中无法长时间共存,只有[Emim][EtSO₄]与 HAN 相容性良好。之后他们采用化学平衡产物软件,综合分析了 HAN 含量对 HAN-[Emim][EtSO₄]混合推进剂能量特性的影响,同时通过点滴着火实验判断推进剂的点火燃烧性能。结果表明, HAN 氧化剂的理想质量百分比为 40%~60%,当质量百分比为 50%时,混合推进剂点火时间较短,燃烧持续时间较长,能量高,是一种具有应用前景的双模推进剂。

3 双模推进系统面临的挑战

国外关于单组元-电喷双模推进已经进行了近 10 年的研究,积累了一定经验,也初步取得了一些成果,但离最终双模推力器实际应用于航天事业还有很远的距离,还有一些问题亟待解决。

3.1 双模推进剂的选择

找到两种模式下均适合的推进剂是双模推进研究的一大挑战,也是推力器结构设计、性能测试等后续研究的基础,大部分机构和高校都将双模推进剂作为研究的第一步。

理想的双模推进剂应该分别满足两种模式下推进剂的性能需求。作为单组元推进剂,首先须易于分解或点火,具有良好的燃烧性能,其次应该具有较高的密度,使航天器在相同体积下能够携带质量更大的推进剂,提高运载效率。在单组元推进中推进剂以液态形式工作,因此推进剂的熔点也是一个重要因素,如果熔点较低,能够

减小推进剂维持在液态所需的功率,节省推力器能耗。此外,推进剂的形成热与化学推进比冲有一定的关系,较高的形成热可以使燃烧时释放更多的能量,从而产生更高的比冲^[17]。而作为电喷推进剂,最重要的是要有良好的导电性,能够在电场作用下发生静电喷射。其次,还希望有较高的表面张力和电导率,有利于推进剂接近纯离子发射模式,有较低的饱和蒸汽压,工作过程中不易蒸发,同时具有较高的相对分子质量,能够发射更重的离子,从而产生更大的推力^[17]。

目前国际上较为认可的有潜力的双模推进剂是 HAN-[Emim][EtSO₄]混合推进剂,它在两种模式下均表现出很好的性能,但是在实际应用前还有许多问题需要解决。混合推进剂中含有 HAN 氧化剂成分,制备过程中需要将 HAN 水溶液蒸发干燥至含水量小于 0.1%,存在腐蚀性、易爆炸等安全隐患,出于安全考虑推进剂制备量应控制在 1g 以内^[41]。过小的推进剂量,会给点火实验、比冲推力测试等造成很大困难。HAN 的含量对推进剂性能有很大影响,虽然已经提出理想质量分数在 40%~60%^[41],但还未对不同配比的推进剂进行实验对比,需要分别在单组元液体火箭发动机和电喷推力器中探索 HAN 的含量对两种模式推进性能的影响。

目前双模推进剂的选择范围还不够广,除了 HAN-[Emim][EtSO₄]混合推进剂以外,应该在离子液体中寻找更多有潜力且绿色安全的推进剂,在应用于双模推进前先分别在两种模式典型推力器中进行测试,综合分析推进剂性能的优劣,为后续推力器设计提供参考。

3.2 高能催化剂

由于催化分解活性相对稳定, HAN 基单组元推进剂需要在一个较高的催化剂预热温度下才能启动分解^[11]。[Emim][EtSO₄]热稳定性较好, HAN 氧化剂催化分解困难,因此为了获得与肼相似的化学推进性能, HAN-[Emim][EtSO₄]推进剂的预热温度比肼高很多。它在 160℃ 预热温度下的性能依然比 50℃ 的肼低^[31],继续升高预热温度或增大催化剂表面积可以提高燃烧性能,但这需要消耗更多能量、携

带更多催化剂,降低了推力器的效率。在中国科学院大连化学物理研究所的实验中, HAN-[Emim][EtSO₄]推进剂催化剂 Ir/Al₂O₃的预热温度达到 300℃^[41],过高的预热要求会限制推进剂在航天器上的应用。

另一方面,由咪唑类离子液体与 HAN 氧化剂混合物的化学平衡燃烧分析可知,理论上当 HAN 含量大约为 80%时单组元化学推进可以得到最高比冲,超过了传统单组元推进剂的性能。但是随着氧化剂含量不断增大,混合推进剂的燃烧温度也会不断升高,在 HAN 含量 80%的配比下燃烧温度将超过 2700 K^[17]。当催化剂长时间处于高于 0.6 倍熔融温度的高温下,会使微观结构改变,活性组分晶粒聚集长大,活性表面积减小,从而导致催化剂烧结、催化活性破坏^[31]。目前应用于 HAN-[Emim][EtSO₄]推进剂的催化剂能承受的最高烧结温度大约为 1900 K,远没有达到 2700 K,这限制了推进剂中 HAN 的含量,进而限制了化学模式的推进性能。

在目前研究的基础上,可以通过改变活性组分的晶粒分布、在现有催化剂中加入耐高温材料等改进催化剂配方、范围更广地寻找新催化剂等方法^[42],获得催化能力更强、更耐烧结的高能催化剂,从而降低催化剂预热温度,减小推力器能量消耗,同时改良推进剂配比,提高化学模式比冲,进一步提高推进剂的利用效率。

3.3 双模推力器的结构设计

推力器结构设计也是一个关键问题,它决定了双模推进系统是否能实现化学推进与电推进的交替工作,是对双模概念可行性的验证。两种模式中推进剂的输运路线相同,化学推进时推进剂在分解室中产生燃气后从推力器尾端喷出,电推进时推进剂直接输运至尾端发射极尖端电离,因此分解室要和发射极合并,这给结构设计带来一定难度。

电喷推力器的发射极分为外部浸润型、多孔介质型、毛细管型 3 种^[9,43],如图 5 所示。在外部浸润型发射极中,推进剂通过毛细作用沿外表面输运,这种结构无法为单组元化学推进提供内部分解室。在多孔介质型发射极中,推进剂沿多

孔材料内部的孔隙输运至发射极尖端,但这些空隙尺寸过小,化学燃气难以经过多孔材料喷出。在毛细管型发射极中,推进剂直接从内部毛细管道输运至管顶部,毛细管道也可用于化学模式下推进剂的分解和燃气的排放。此外,外部浸润型和多孔介质型发射极大多采用被动供给,而毛细管式因为被动供给不利于浸润和输运,更多采用主动供给,可以与单组元化学推进共用供给系统。相比之下,毛细管式结构更适合双模推力器。

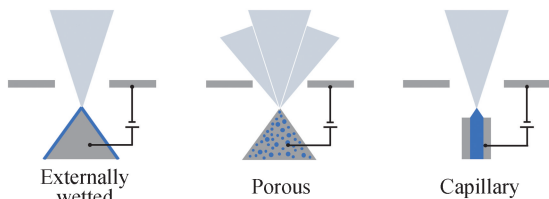


图 5 发射极示意^[9]
Fig.5 Comparison of emitters^[9]

虽然密苏里科技大学已经提出了毛细管式双模推力器结构^[15,39],但是毛细管直径过大会增大发射极尖端的泰勒锥半径,影响电喷性能,过小不利于化学分解的发生,喷管结构的省略也会降低化学推进的性能。需要对不同半径尺寸的毛细管进行实验,分析比较在两种模式下结构参数对发射极性能的影响,同时还需进一步探索更加合理可行的双模推力器结构。

3.4 其他问题

除了上面几个最主要的问题,还有一些其他问题需要完善和解决。

双模推进系统一般选用主动供给,因此推进剂流量控制是重要内容。常见的主动供给方式有微注射泵控制和气体压力控制,前者在真空环境下难以精确控制流量,因此气体压力控制型更常用^[44]。双模推进中两种模式需要的推进剂流量差别较大,单组元化学推进在 $\mu\text{L/s}$ 量级,而电喷推进在 nL/s 量级,这对供给系统性能要求很高,需要流量控制精度更高、流量切换非常稳定的供给系统。

长寿命问题是许多电推进系统都存在的问题。双模推进系统的电喷模式也受此影响,限制寿命的主要因素有推进剂的携带量^[45],除此之

外,发射极腐蚀或推进剂变质会导致发射效率降低,也是影响推力器寿命的重要因素。随着小卫星寿命逐渐增大,长寿命、高可靠性的推进系统是保证航天器完成任务的关键。美国 Busek 公司为 LISA Pathfinder ST7 任务开发了 8 个电喷推力器,并对其进行了 3 478 h 的长寿命测试,推力器均采用主动供给^[46-47];美国麻省理工学院则采用被动供给方式,对其研制的电喷推力器进行了 300 h 的长寿命测试^[48]。两者的测试时长离航天任务要求仍有一定差距,相比之下采用被动供给方式更难实现长寿命。长寿命问题是制约电喷推进发展的一个因素,也是影响双模推进发展的一个方面,因此需要进行电喷模式的延寿设计。

对于推进系统工作的各阶段,推进剂剩余量的确定也是一个重要问题。在飞行过程中较准确地计算出推进剂剩余量,可以使航天器对接下来的任务计划进行合理调整,更高效地利用推进剂,同时也可以预估航天器寿命,从而决定航天器寿命末期的处置策略^[49]。目前常用的剩余量测量方法主要包括薄记法、压力体积温度法和热量激励法,但它们的整体误差较大,离测量精度要求还有一定差距^[50],因此需要更高精度的推进剂在轨测量技术。

4 结束语

单组元液体火箭发动机与离子液体电喷推力器相结合的双模推进系统,涉及化学与电两方面的推进理论,将两种模式的推进原理耦合,在推进剂成分及性能、推力器结构、系统性能指标等方面都有更复杂的要求,未来还需要对其进行大量研究。本文围绕双模推进系统主要进行了以下工作:

1)对单组元-电喷双模推进系统进行了定义及原理分析,为后续相关研究提供了一定的参考。提出了双模推力器的结构特点,对两种模式推力器的集成、发射极类型的选择等问题进行了初步分析,并对两种模式的工作原理、双模推进剂的选择进行了阐述。目前国外关于双模推力器结构的设想主要基于电喷推力器提出,但该结

构不一定能很好地适用于单组元化学推进,未来进行推力器设计时还需更充分地考虑化学模式的性能。

2)系统梳理总结了国内外关于单组元-电喷双模推进的研究进展。经过近 10 年研究,国外提出了一些双模推进剂的选择标准,合成了有潜力的双模推进剂,并不断对其性能及机理进行探索。目前双模推进研究的重心仍主要集中于推进剂,推进系统结构及其他方面的研究成果较少,离样机研制及应用于小卫星推进系统还有很远的距离。国内关于双模推进系统的研究刚刚起步,与国外存在一定差距,现阶段应先从推进剂和推力器结构两方面入手,尽快展开双模推进技术的研究。

3)分析总结了现阶段单组元-电喷双模推进系统面临的主要问题。重点对推进剂的安全性及成分配比、催化剂的预热温度及耐高温性、推力器发射极的尺寸参数等因素对推力器性能的限制进行分析,并对未来发展方向提出了初步建议。文中提出的这些问题是现阶段双模推进研究中体现出的最亟待解决的内容,随着核心技术不断发展,还会有无法预测的难题陆续出现。

参考文献(References)

- [1] 张志华,顾琳,康小明. 小卫星发展现状及其展望[J]. 机械,2006,33(S1):1-3.
ZHANG Z H, GU L, KANG X M. A review on small satellites: the statement and future[J]. Machinery, 2006, 33(S1):1-3(in Chinese).
- [2] 陆震. 小卫星和微纳卫星应用现状与挑战[J]. 兵器装备工程学报,2018,39(6):1-7.
LU Z. Status and trends of the small satellite and micro-nano satellites [J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2018, 39(6):1-7(in Chinese).
- [3] 林来兴. 现代小卫星的微推进系统[J]. 航天器工程, 2010,19(6):13-20.
LIN L X. Micro-propulsion system for modern small satellites[J]. Spacecraft Engineering, 2010, 19(6):13-20(in Chinese).
- [4] 冯甜甜,高晶敏. 一种空间目标高精度指向控制方法[J]. 中国空间科学技术,2020,40(2):1-9.
FENG T T, GAO J M. A high accuracy pointing control method for space target[J]. Chinese Space Science and Technology, 2020, 40(2):1-9(in Chinese).
- [5] 徐明明,康小明,郭登帅,等. 微型场发射电推力器的研

- 制和点火特性[J]. 中国空间科学技术, 2019, 39(4): 73-81.
- XU M M, KANG X M, GUO D S, et al. Development and ignition characteristics of miniature gallium field emission electric propulsion thruster[J]. Chinese Space Science and Technology, 2019, 39(4): 73-81 (in Chinese).
- [6] RUDOLPH A, HARRISON I, RENK F, et al. LISA pathfinder mission operations concept and launch and early orbit phase-in-orbit experience [C]. 14th International Conference on Space Operations. Daejeon: AIAA, 2016.
- [7] RACCA G D, MCNAMARA P W. The LISA pathfinder mission tracing einstein's geodesics in space[J]. Space Science Reviews, 2010, 151(s1-3): 159-181.
- [8] 毛根旺, 唐金兰. 航天器推进系统及其应用[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2009: 4-84.
- MAO G W, TANG J L. Spacecraft propulsion systems and their applications [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2009: 4-84 (in Chinese).
- [9] 刘欣宇, 康小明, 徐明明, 等. 阵列式离子液体电喷推力器的研制及实验特性[C]. 中国电推进技术学术研讨会会议. 长沙: 中国宇航学会电推进技术专业委员会, 2018.
- LIU X Y, KANG X M, XU M M, et al. Development and experimental characteristics of an array ionic liquid electrospray thruster [C]. China Electric Propulsion Conference. Changsha: Chinese Society of Astronautics, 2018 (in Chinese).
- [10] BERG S P. Development of ionic liquid multi-mode spacecraft micropropulsion systems[D]. Missouri: Missouri University of Science and Technology, 2015: 2-6.
- [11] 鲍世国, 公绪滨, 陈艺, 等. 一种 HAN 基单元推进剂及催化分解性能研究[J]. 火箭推进, 2018, 44(2): 39-45.
- BAO S G, GONG X B, CHEN Y, et al. Investigation of a novel HAN-based monopropellant and its catalytic decomposition performance [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2018, 44(2): 39-45 (in Chinese).
- [12] MILLER S W, PRINCE B D, ROVEY J L. Capillary extraction of the ionic liquid [Bmim][DCA] for variable flow rate operations[C]. 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Atlanta: AIAA, 2012.
- [13] MILLER S W, PRINCE B D, BEMISH R J, et al. Electrospray of 1-butyl-3-methylimidazolium dicyanamide under variable flow rate operations[J]. Journal of Propulsion and Power, 2014, 30(6): 1701-1710.
- [14] 张郁. 电推进技术的研究应用现状及其发展趋势[J]. 火箭推进, 2005, 31(2): 27-36.
- ZHANG Y. Current status and trend of electric propulsion technology development and application [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2005, 31(2): 27-36 (in Chinese).
- [15] ROVEY J L, LYNE C T, MUNDAHL A J, et al. Review of chemical-electric multimode space propulsion [C]. AIAA Propulsion and Energy 2019 Forum. Indianapolis: AIAA, 2019.
- [16] 杭观荣, 洪鑫, 康小录. 国外空间推进技术现状和发展趋势[J]. 火箭推进, 2013, 39(5): 7-15.
- HANG G R, HONG X, KANG X L. Current status and development trend of space propulsion technologies abroad[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2013, 39(5): 7-15 (in Chinese).
- [17] BERG S P, ROVEY J L. Dual-mode propellant properties and performance analysis of energetic ionic liquids[C]. 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Nashville: AIAA, 2012.
- [18] DONIUS B R, ROVEY J L. Analysis and prediction of dual-mode chemical and electric ionic liquid propulsion performance[C]. 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Orlando: AIAA, 2010.
- [19] 翟峰, 朱贵伟. 洛马公司 A2100 卫星平台的设计与应用[J]. 国际太空, 2012, (11): 41-43.
- ZHAI F, ZHU G W. Design and application of A2100 satellite platform of Lockheed Martin [J]. Space International, 2012, (11): 41-43 (in Chinese).
- [20] FUNASE R, INAMORI T, IKARI S, et al. Initial operation results of a 50kg-class deep space exploration micro-spacecraft PROCYON [C]. 29th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites. Logan, 2015.
- [21] MASUYAMA K, LOZANO P C. Bimodal propulsion system using ionic liquid propellant for pico- and nano-satellite applications [C]. 49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. San Jose: AIAA, 2013.
- [22] REXIUS T, HOLMES M. Mission capability gains from multi-mode propulsion thrust profile variations for a plane change maneuver [C]. AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference. Portland: AIAA, 2011.
- [23] BERG S P, ROVEY J L. Assessment of imidazole-based ionic liquids as dual-mode spacecraft propellants [J]. Journal of Propulsion and Power, 2013, 29(2): 339-351.
- [24] RASMONT N, BROEMMELSIEK E J, MUNDAHL A J, et al. Linear burn rate of ionic liquid multimode monopropellant[C]. AIAA Propulsion and Energy 2019 Forum. Indianapolis: AIAA, 2019.
- [25] FONDA-MARSHLAND E, RYAN C. Preliminary ionic liquid propellant selection for dual-mode micro-propulsion systems [C]. 53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Atlanta: AIAA, 2017.
- [26] BERG S P, ROVEY J L. Performance analysis of an integrated multi-mode chemical monopropellant inductive

- plasma thruster [C]. 49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. San Jose; AIAA, 2013.
- [27] THRASHER J, WILLIAMS S, TAKAHASHI P, et al. Pulsed plasma thruster development using a novel HAN-based green electric monopropellant [C]. 52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Salt Lake City; AIAA, 2016.
- [28] SAWKA W N, MCPHERSON M. Electrical solid propellants: a safe, micro to macro propulsion technology [C]. 49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, San Jose; AIAA, 2013.
- [29] GLASCOCK M S, ROVEY J L, WILLIAMS S, et al. Observation of late-time ablation in electric solid propellant pulsed microthrusters [C]. 52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Salt Lake City; AIAA, 2016.
- [30] DONIUS B R, ROVEY J L. Ionic liquid dual-mode spacecraft propulsion assessment[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2011, 48(1): 110-123.
- [31] BERG S P, ROVEY J L. Ignition evaluation of monopropellant blends of HAN and imidazole-based ionic liquid fuels[C]. 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Nashville; AIAA, 2012.
- [32] BERG S P, ROVEY J L. Decomposition of monopropellant blends of hydroxylammonium nitrate and imidazole-based ionic liquid fuels[J]. Journal of Propulsion and Power, 2013, 29(1): 125-135.
- [33] MEYER E J, KING L B. Electro spray from an ionic liquid ferrofluid utilizing the rosensweig instability [C]. 49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. San Jose; AIAA, 2013.
- [34] BERG S P, COLEMAN B, ROVEY J L. Decomposition of ionic liquid ferrofluids for multi-mode spacecraft propulsion [C]. 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Cleveland; AIAA, 2014.
- [35] BERG S P, ROVEY J L, PRINCE B D, et al. Electro spray of an energetic ionic liquid monopropellant for multi-mode micropropulsion applications [C]. 51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Orlando; AIAA, 2015.
- [36] BERG S P, ROVEY J L. Decomposition of a double salt ionic liquid monopropellant on heated metallic surfaces [C]. 52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Salt Lake City; AIAA, 2016.
- [37] WAINWRIGHT M J, ROVEY J L, MILLER S W, et al. Electro spray mass spectroscopy of a HAN-based monopropellant [C]. 2018 Joint Propulsion Conference. Cincinnati; AIAA, 2018.
- [38] WAINWRIGHT M J, ROVEY J L, MILLER S W, et al. Hydroxylammonium nitrate species in a monopropellant electro spray plume [C]. AIAA Propulsion and Energy 2019 Forum. Indianapolis; AIAA, 2019.
- [39] MENTO C A, SUNG C-J, IBARRETA A F, et al. Catalyzed ignition of using methane/hydrogen fuel in a microtube for microthruster applications[J]. Journal of Propulsion and Power, 2009, 25(6): 1203-1210.
- [40] BERG S P, ROVEY J L. Decomposition of a double salt ionic liquid monopropellant in a microtube for multi-mode micropropulsion applications [C]. 53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Atlanta; AIAA, 2017.
- [41] 王文涛, 马智勇, 丛伟民, 等. 一种多任务模式离子液体推进剂的制备、表征及催化分解研究[J]. 推进技术, 2020, 41(2): 455-460.
- WANG W T, MA Z Y, CONG W M, et al. Studies on synthesis, characterization and catalytic decomposition of multitask mode ionic liquid propellant [J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41 (2): 455-460 (in Chinese).
- [42] 秦绍东, 李加波, 何若南, 等. 氧化铝负载的钴基费托合成催化剂失活机理 [J]. 煤炭学报, 2020, 45 (4): 1244-1249.
- QIN S D, LI J B, HE R N, et al. Deactivation on Co catalyst supported on alumina for Fischer-Tropsch synthesis [J]. Journal of China Coal Society, 2020, 45 (4): 1244-1249 (in Chinese).
- [43] 刘欣宇, 康小明, 贺伟国, 等. 离子液体电喷推力器的关键技术及展望[J]. 宇航学报, 2019, 40(9): 977-986.
- LIU X Y, KANG X M, HE W G, et al. Key technologies and prospect of ionic liquid electro spray thruster [J]. Journal of Astronautics, 2019, 40 (9): 977-986 (in Chinese).
- [44] 郭云涛, 李世鹏, 武志文, 等. 离子液体电喷微推力器系统设计及性能初步研究[J]. 推进技术, 2020, 41(1): 212-219.
- GUO Y T, LI S P, WU Z W, et al. Design of ionic liquid electro spray micro-thruster system and preliminary study on its performance [J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(1): 212-219 (in Chinese).
- [45] 杨兆伦, 郭宁, 陈学康, 等. 吸气式电推进系统可行条件分析[J]. 中国空间科学技术, 2020, 40(1): 54-49.
- YANG Z L, GUO N, CHEN X K, et al. Feasibility analysis of air-breathing plasma propulsion system [J]. Chinese Space Science and Technology, 2020, 40(1): 54-49 (in Chinese).
- [46] HRUBY V, SPENCE D, DEMMONS N, et al. ST7-DRS colloid thruster system development and performance summary [C] // 44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Hartford; AIAA, 2008.
- [47] DEMMONS N, HRUBY V, LAMARRE N, et al. Electro spray

thruster propellant feed system for gravity wave observation missions [C]. 52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Salt Lake City: AIAA, 2016.

[48] KREJCI D, LOZANO P. Micro-machined ionic liquid electrospray thrusters for cubesat applications [C]. 35th International Electric Propulsion Conference, Atlanta, 2017.

[49] 赵海涛, 杨慧, 熊笑. 多机理下的卫星寿命预测方法与应用[J]. 中国空间科学技术, 2018, 38(4): 76-83.

ZHAO H T, YANG H, XIONG X. Satellite life prediction method and its application by multiple mechanisms[J]. Chinese Space Science and Technology, 2018, 38(4): 76-83(in Chinese).

[50] 代斌, 刘琪, 郑友友, 等. 液体推进剂在轨剩余量测量方法研究进展[J]. 推进技术, 2019, 40(12): 2641-2654.

DAI B, LIU Q, ZHENG Y Y, et al. Research progress on gauging methods for remaining liquid propellant in orbit [J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(12): 2641-2654(in Chinese).

作者简介:

吴勤勤(1995—), 女, 硕士研究生, 研究方向为电推进技术, 61296114@qq.com。

康小明(1971—), 男, 博士, 副教授, 研究方向为电加工、电推进技术与理论, xmkang@sjtu.edu.cn。

(编辑: 高珍)