

doi:10.3969/j.issn.1001-8352.2016.06.001

基于 MEMS 的固体化学微推进器阵列技术综述\*

汝承博<sup>①</sup> 许建兵<sup>①</sup> 代 骥<sup>①</sup> 叶迎华<sup>①</sup> 朱 朋<sup>①</sup> 胡 艳<sup>①</sup> 沈瑞琪<sup>①</sup>  
南京理工大学化工学院(江苏南京,210094)

[摘 要] 基于微机电系统(MEMS)技术的固体化学微推进器阵列具有结构简单、无活动部件、功耗低、可靠性高等优点,可以用于微卫星的姿态调整、重力或阻力补偿及轨道变换等任务。国内外相继开展了固体化学微推进器阵列技术的研究。从结构设计、推进剂选择、键合工艺、点火电路等方面综述了各研究团队采取的技术途径和取得的进展,分析了各种技术途径的优缺点。提出了通过调整喷管结构和优化推进剂,提高微推进器的单元冲量,采用具有寻址点火特征的交叉式引线结构点火阵列,解决点火控制电路结构复杂的难题,并指出了固体化学微推进器阵列技术的发展方向。

[关键词] 固体化学微推进器阵列;点火电路;推进剂;比冲;键合

[分类号] TJ450;TQ038

引言

随着微机电系统(MEMS)技术的迅猛发展,微纳卫星成为研究的热点。与传统卫星相比,微纳卫星的研制周期短、功能专一、研究和发射成本较低,可以用于空间技术验证、教学任务演示以及编队飞行,解决传统卫星难以完成的测量任务等<sup>[1-2]</sup>。

微纳卫星需要微推进系统完成姿态调整、重力或阻力补偿、定位控制和轨道变换等机动飞行任务。微纳卫星的推力需求范围是10~1000 μN,而十公斤级的小卫星则需要0.1 mN到10 mN的推力<sup>[2]</sup>,脉冲冲量范围为10<sup>-9</sup>~10<sup>-3</sup> N·s<sup>[3]</sup>。现阶段的微推进系统主要有固体冷气推进系统、脉冲爆轰微推进器、自由分子流微推进器、脉冲等离子体微推进器(μPPT)、激光烧蚀微推进器以及固体化学微推进器阵列等。和其他微推进系统相比,固体化学微推进器的优点在于无活动部件、结构简单、系统质量轻、能源功耗低、可靠性高、可以实现批量化生产等;缺点是作用的一次性。因此,需要引入阵列的概念,即在一个芯片上大规模集成微推进器单元。从20世纪末开始,不同的研究团队开始了基于MEMS技术的固体化学微推进器阵列的研究<sup>[4-6]</sup>,包括结构设计、制作工艺以及微推力测试等内容。2011年,加拿大York大学研制的6×6固体化学微推进器阵列搭载YUsend-1立方星进入预定轨道,进行空间条件下的技术验证<sup>[7-8]</sup>。

固体化学微推进器主要包括3部分:点火电路、药室(微燃烧室)以及喷口,在喷口底部有一薄层隔膜,未工作时将推进剂与外界复杂环境相隔绝,如图1所示。固体化学微推进器的工作原理与传统的固体火箭发动机原理相似,控制电路接收指令并对指定单元供电,点火桥达到一定温度后,引燃微燃烧室内的固体推进剂,高温高压产物冲破隔膜经喷口产生推力。

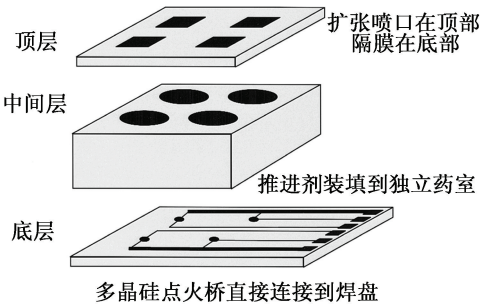


图1 微推进器阵列的结构  
Fig.1 Configuration of SPM array

笔者对固体化学微推进器阵列的结构设计、喷口形状、点火电路设计、推进剂选择、阵列组装、推力测试等几项关键技术进行了总结,并结合自己的研究工作,指出了发展趋势。

1 阵列结构

按照点火桥的位置,微推进器可以分为顶部点火和底部点火两种结构,如图2所示。当点火桥在

\* 收稿日期:2016-05-13  
基金项目:航天科技创新基金(CASC1507XXX)  
作者简介:汝承博(1989-),男,博士研究生,主要从事固体化学微推进器阵列和纳米含能材料应用研究。E-mail:ruchengbo@163.com  
通信作者:叶迎华(1962-),女,研究员,主要从事MEMS火工技术、微推进系统以及含能材料应用技术研究。E-mail:yyinghua@njut.edu.cn

$P_1$  时,为底部点火结构;当点火桥在  $P_2$  时,为顶部点火结构。底部点火微推进器工作时,推进剂燃烧传播方向与燃烧产物运动方向一致,当燃烧室内的压强超过隔膜的机械强度时,未反应的推进剂和燃烧产物会一起冲出,降低推进剂的利用率<sup>[4]</sup>,造成推力损失。顶部点火微推进器工作时,推进剂燃烧传播方向和燃烧产物运动方向相反,燃烧过程中类似于火箭发动机中固体推进剂的端面燃烧,燃烧较为充分。但在制作或者组装过程中,会因为隔膜的强度不足造成点火电路失效,降低成品率;且受限于隔膜上点火桥的存在,只能得到扩张型喷管或者直喷管。

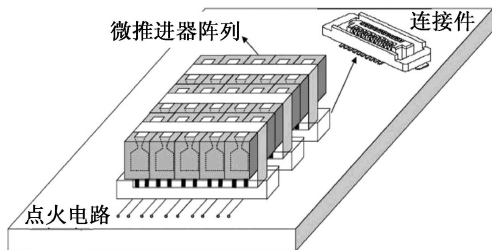
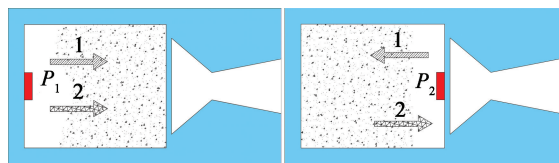


图 4 Zhang 设计的平板式微推进器阵列示意图

Fig. 4 Schematic of planar microthrusters array designed by Zhang



(a) 底部点火

(b) 顶部点火

1 - 产物运动方向;2 - 燃烧传播方向。

图 2 不同点火桥位置的微推进器

Fig. 2 Microthrusters with igniter fixed in different positions

按照微推进器对称轴方向与基片表面法线方向的相对位置,可以分为平板式和垂直式 2 种结构,如图 3 所示。平板式微推进器的对称轴方向与硅片表面平行,优势在于喷管形状可以按需求调整,不受体硅加工技术的限制;可以精确控制隔膜层的厚度;无需考虑喷口层和药室层的键合、对准问题,减少工艺步骤。Zhang 等<sup>[9-14]</sup>系统地研究了平板式微推进器的工作过程,并制作了不同点火桥材料的原理样机,图 4 为其设计的平板式微推进器阵列的集成示意图。Shen 等<sup>[15-16]</sup>于 2014 年成功制作了平板式微推进器单元原理样机,如图 5 所示。Chaalane 等<sup>[17-18]</sup>也开展了相关的研究,设计并制备了  $1 \times 7$  的平板式微推进器阵列。平板式微推进器阵列的局限性在于

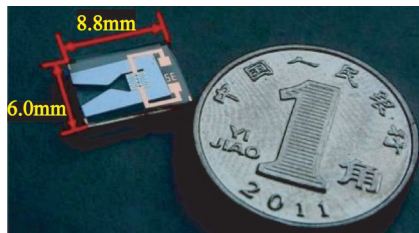


图 5 Shen 制作的平板式微推进器单元样机

Fig. 5 Prototype of planar microthruster developed by Shen

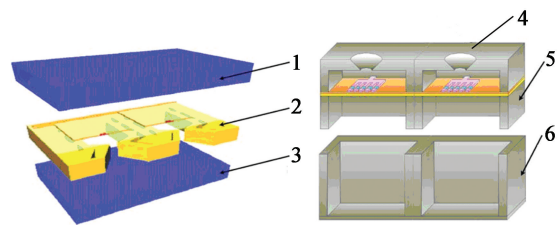
集成规模的限制,集成时附加组件增加了空间需求和工艺复杂性,降低了系统的可靠性。

垂直式微推进器的对称轴方向与硅片表面法线方向平行,典型的“三明治”结构如图 1 所示。其优势在于集成方式简单,适合大规模集成<sup>[19]</sup>,也是现阶段研究的重点。

## 2 喷管结构

合理的喷管可以有效地提高微推进器的推进效率(外效率)。拉瓦尔喷管是固体火箭发动机中常见的喷管形式,包括收敛段、喉部和扩张段,可以将燃气速度加速至超音速。在微推进器阵列中,拉瓦尔喷管的加工技术是限制其使用的最大因素。

表 1 总结了微推进器阵列中常见喷管的材料及形状。与环氧树脂板、玻璃、陶瓷等材料相比,硅片的机械性能和化学性能比较突出,且基于 MEMS 加工技术比较成熟,因此,一般选用硅片作为微推进器的基本材料。体硅加工技术主要包括两类:各向同性刻蚀和各向异性刻蚀。受限于体硅加工技术,仅能获得固定收敛半角或者扩张半角的微喷管。典型微型喷管的几何形状如图 6 所示。研究发现,钛金合金、陶瓷,因为其与硅片的热膨胀系数相差较大,与 MEMS 工艺兼容性并不好,且不易阵列式加工;7740 玻璃可以采用激光烧蚀或精密机械加工的方法制作直喷管,通过阳极键合实现与硅片的键合,但是由于强度问题,也不宜用作喷管材料。



(a) 平板式

(b) 垂直式

1 - 密封层;2 - 微推进器(含点火桥);3 - 密封层;  
4 - 喷口;5 - 点火电路;6 - 燃烧室。

图 3 两种微推进器

Fig. 3 Two different designs of microthruster

表 1 微推进器阵列中常见的喷管

Tab. 1 Nozzles of SPM array

材料	刻蚀方法	喷管形状	半角/(°)
单晶硅	各向异性湿法刻蚀	方形拉瓦尔喷管 <sup>[20-22]</sup>	35.3
		方形扩张喷管 <sup>[4, 23-25]</sup>	
单晶硅	DRIE 刻蚀	圆形扩张喷管 <sup>[26]</sup>	4.0
单晶硅	DRIE 刻蚀	圆形直喷管 <sup>[27-29]</sup>	0
光敏玻璃	各向异性湿法刻蚀	圆形扩张喷管 <sup>[30]</sup>	4.0
钛	精密加工	圆形拉瓦尔喷管 <sup>[8]</sup>	30.0
云母陶瓷	微细加工	圆形拉瓦尔喷管 <sup>[31]</sup>	收敛半角 45.0
			扩张半角 17.0

在前期的研究中,研究人员主要是通过理论计算对喷管的作用进行评估。Rossi<sup>[26]</sup>在文章中提出,为了获得最佳的推力,喷管的扩张半角 $\alpha$ 与喷管的长度 $L$ 的关系为:

$$L \times \tan \alpha = 47.8 \text{ }\mu\text{m} \text{ }.$$

(1)

Zhang 等<sup>[9]</sup>用 Fluent 软件分别计算了在海平面和空间中,扩张半角对推力和冲量的影响,计算结果表明,在海平面上最佳的扩张半角范围是 $10^{\circ} \sim 20^{\circ}$ ;在空间条件下,由于喷管长度较短,扩张半角对推力性能的影响并不明显。周海清<sup>[32]</sup>通过数值分析发现,采用湿法刻蚀硅片得到结构不连续的拉瓦尔喷管,在喉部上游可以形成虚拟收敛段,燃气加速性能与正常的拉瓦尔喷管性能相当。Shen<sup>[16]</sup>用 Fluent 软件系统地研究了收敛半角、扩张半角、喉径

比、喉部宽度等因素对推力和比冲的影响,计算结果表明,喉部宽度是影响推力的重要因素,而喉径对比比冲值的影响程度最大,得到的最佳扩张半角为 $20^{\circ}$ ,最佳收敛半角为 $30^{\circ}$ 。Rossi 等<sup>[33]</sup>通过试验对比了扩张喷管与无喷管情况推进剂的燃烧性能和产生的单元冲量,发现扩张喷管的加入提高了推进剂的燃速,并明显提高了单元冲量(从 $0.135 \text{ mN} \cdot \text{s}$ 增长至 $7.300 \text{ mN} \cdot \text{s}$ )。Sathiyathan 等<sup>[7]</sup>分别测试了无喷管、收敛喷管以及拉瓦尔喷管条件下微推进器的推进性能,试验结果表明,喷管的加入明显地降低了燃烧持续时间,并提高了推进剂的比冲;拉瓦尔喷管条件与收敛喷管条件对比,比冲增长比例为 $27\%$ 。从前期的研究结果可以看出,喷管的有无对推进性能的影响比较大,但喷管形状对推进性能影响并不明显。

3 点火电路设计

点火电路的作用是利用点火桥将电能转换成热能,加热与其接触的药剂,直至药剂温度升高到发火温度。在设计点火电路时,既要考虑到点火可靠性,也要考虑点火桥阵列布局的合理性。阵列集成度不大时,可以采用单层引线结构布局,即每个点火桥共用一条母线、同时独立对应另一条引线。如图 7 所示,微推进器阵列集成规模为 $10 \times 10$ ,共 101 条互连线,包括一条母线和一百条引线。随着集成规模的增大,单层引线结构的点火电路就无法实现其功能。因此,需要引入交叉式引线结构,采用行列式寻址控制点火,节省引线布局空间。

交叉式引线带来的问题是,工作点火桥单元与非工作点火桥单元并联<sup>[19]</sup>,通电时非选择点火桥中

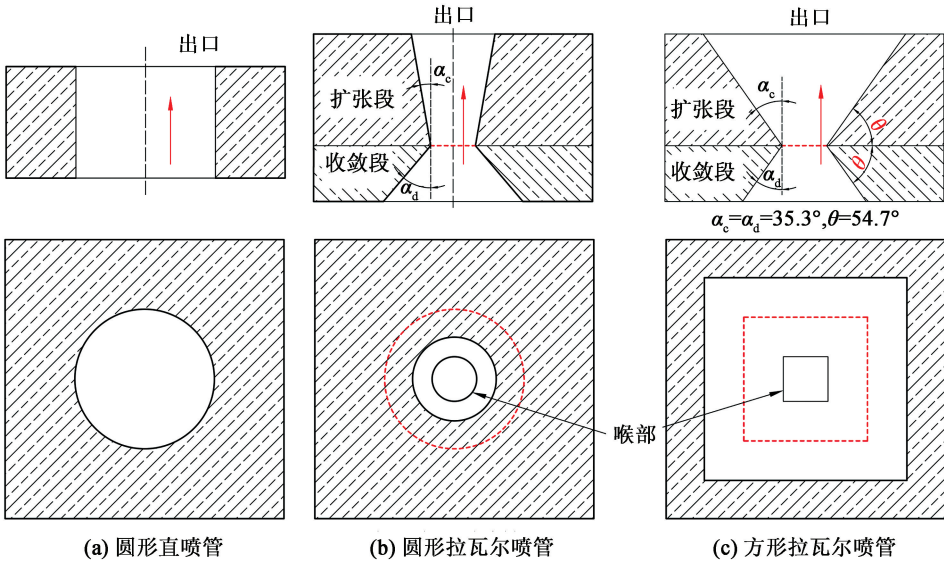


图 6 不同形状的喷管

Fig. 6 Different shaped nozzles



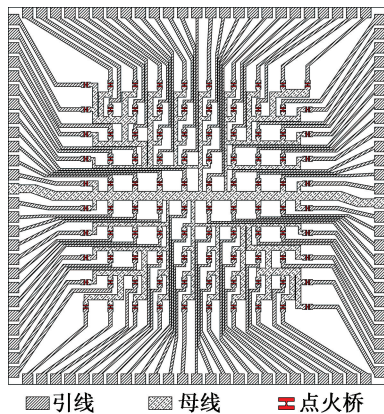


图 7 单层引线点火电路

Fig. 7 Ignition circuit with planar lead

也有电流通过,等效电路图如图 8 所示。阵列中,非选择单元按照区域可以分为 3 组,与工作单元同行的单元  $G_1$ 、同列的单元  $G_2$  以及其他区域的单元  $G_3$ 。当输入的电流  $I_{\text{apply}}$  足够大,非选择单元通过的电流  $I_{\text{parasitic}}$  高于其临界发火电流时,便会引起意外发火。

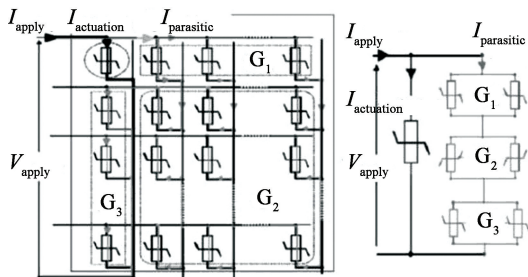


图 8 交叉寻址点火电路的等效电路图

Fig. 8 Equivalent electrical model of cross addressed ignition circuit

为了解决点火电路布局复杂的问题,各国研究团队提出了不同的解决方案。Youngner 等<sup>[34]</sup>为了满足  $512 \times 512$  微推进器阵列的点火需求,基于 CMOS 红外成像<sup>[35]</sup>的原理提出了交叉式引线结构的点火电路,结构复杂,降低了系统的可靠性。Koji 等<sup>[36]</sup>提出了两种交叉式点火电路方案,一种是利用二极管正向导通、反向截止的特性,最大限度地降低非选择单元的漏电流;另一种是利用偏置电压的原理,在非选择单元施加  $1/3$  的点火电压,降低非选择单元通过的电流,达到寻址点火的目的,如图 9 所示。但是这种方案大大增加了能源负载。

Puig-Vidal 等<sup>[37]</sup>使用 P Spice 软件计算了漏电流对阵列点火功耗的影响,并制作了基于二极管的交叉寻址点火电路原理样机,如图 10 所示。Rossi 等<sup>[19]</sup>用齐纳二极管代替传统的整流二极管,同时实现点火桥功能,降低工艺复杂程度。刘旭辉等<sup>[38-39]</sup>

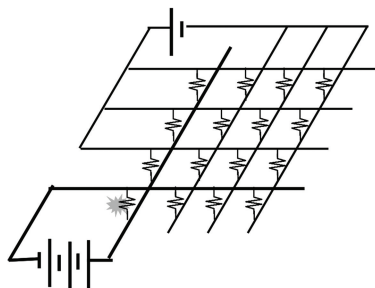


图 9 偏置式点火电路原理图

Fig. 9 Schematic of bias-type ignition circuit

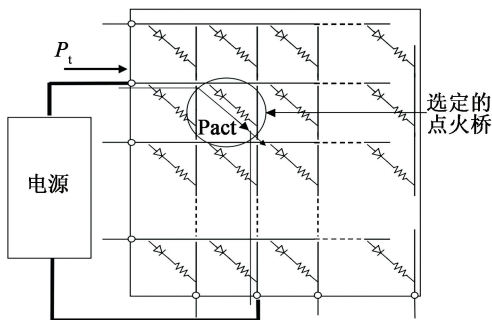


图 10 Puig-Vidal 设计的交叉寻址点火电路原理图

Fig. 10 Schematic of crossing addressed ignition circuit designed by Puig-Vidal

将电阻和体式二极管采用外部焊接串联的形式,制作了  $100 \times 100$  阵列的点火电路,并提出了要避免 L 型点火命令<sup>[40]</sup>。余协正<sup>[25]</sup>设计并制作了立体引线结构的点火电路,但点火桥并未串联二极管,存在意外发火的风险。

从目前研究来看,点火桥与二极管串联的方案是寻址点火电路的最佳形式。制作交叉式引线点火电路,需要考虑以下几点:首先是二极管的平面化,使用 MEMS 技术与点火电路集成在同一芯片上,不再以独立元器件的形式存在;其次,二极管的反向漏电流应该要远远小于临界点火电流,避免热量积累甚至意外发火;同时,二极管的正向压降应该要尽量小,降低输入能量损失。

#### 4 推进剂选择及燃烧特性

微推进器的主要性能参数为推力  $F$  和单元冲量  $I$ ,推力与冲量的关系为:

$$I = \int F dt. \quad (2)$$

当微推进器结构确定时,推力和冲量仅取决于推进剂的自身特性。随着微燃烧室内径减小,推进剂的比表面增大,热量损失越来越大,易出现熄燃的现象。燃烧反应能够自持传播的条件为,至少一种燃烧产物温度高于其熔点,且绝热燃烧温度高于  $2\,000\text{ K}$ <sup>[41]</sup>。Rossi 等<sup>[42]</sup>研究了燃烧内壁热传导率



对聚叠氮缩水甘油醚/高氯酸铵/锆 ( GAP/AP/Zr ) 燃速的影响。试验结果表明,随着热传导率的增加,燃速呈线性下降。刘建等<sup>[43]</sup>通过高速摄影对硼/硝酸钾 ( B/KNO<sub>3</sub> ) 在微管内的燃烧现象进行试验研究,管壁热损失和管道阻力是影响 B/KNO<sub>3</sub> 燃烧不稳定的主要因素。他们还利用 ANSYS 瞬态热分析研究了壁面热损失和壁面轴向热传导对微细管内火药的燃烧过程的影响<sup>[44]</sup>,结果表明,管径越小,其热损失和管道阻力越大,燃速越低;管壁的热传导率越高,燃速越低。

推进剂在微推进器中的燃烧是十分复杂的过程,由于燃烧室的长度较短,难以转化为稳定燃烧的阶段。胡松启等<sup>[45]</sup>用  $dp/dt$  瞬态燃烧模型分析了推进器喉部尺寸对推进性能的影响,结果表明,随着喉部面积的增大,推力明显增大,而燃烧室内平衡压强降低,瞬态燃烧效应并不是影响微推进器工作的主要因素。从上述分析可以看出,随着燃烧室内径的降低,推进剂的燃烧趋于不稳定,对燃烧过程的研究也愈发困难。

比冲是评价推进剂优劣的一项重要指标,与其热力学性能密切相关。理论比冲  $I_{sp}$  与推进剂的燃烧生成热  $H$  的关系为:

$$I_{sp} = \sqrt{2\eta_{th}H};$$

(3)

$$\eta_{th} = 1 - (1/\varepsilon)^{(n-1)/n}。$$

(4)

式中: $\eta_{th}$  为理论燃烧热效率; $n = C_p/C_v$ , 是绝热指数; $\varepsilon = p/p_{out}$ , 为喉径扩张比。

同时,理论比冲值与气相产物的平均相对分子质量  $M_g$  和气体产物最高温度  $T_{max}$  的关系为:

$$I_{sp} \sim \sqrt{T_{max}/M_g}。$$

(5)

从式(3)到式(5)可以看出,提高比冲值的有效途径是提高推进剂的燃烧生成热和燃气温度,降低燃烧产物的平均分子量。Futko 等<sup>[46-47]</sup>通过理论计算

发现,在GAP推进剂中添加少量的黑索今 ( RDX ) 时,随着 RDX 含量的提高,推进剂的比冲增大。

在前期研究中,研究人员主要选用了斯蒂芬酸铅 ( LTNR )<sup>[4, 22, 48-50]</sup>、GAP/AP<sup>[7, 42]</sup>、端羟基聚丁二烯/高氯酸铵/铝粉 ( HTPB/AP/Al )<sup>[14]</sup>、B/KNO<sub>3</sub><sup>[23]</sup>、3,6-双(1-氢-1,2,3,4-四唑-5-氨基)-1,2,4,5-四嗪 ( BTATz )<sup>[21]</sup>、硝酸胍镍<sup>[51]</sup>等传统的推进剂或者起爆药作为推进剂。纳米铝热剂有较高的反应热,反应速率较快,微小尺寸下的燃烧性能突出,同时燃烧产物不会产生污染或者有毒性。Puchades 等<sup>[52]</sup>为了提高微推进器阵列推进剂的燃烧效率,选用了 Al/Bi<sub>2</sub>O<sub>3</sub>、Al/I<sub>2</sub>O<sub>5</sub> 作为固体推进剂。王成玲<sup>[29]</sup>使用溶胶-凝胶法制备了纳米 Al/CuO 和 Al/Bi<sub>2</sub>O<sub>3</sub>,并添加了硝化棉 ( NC ) 作为微推进器推进剂。但因为微小尺度下燃烧不完全,实际比冲值要远远低于理论比冲值。表 2 列出了部分含能材料的主要热力学参数。

5 键合技术

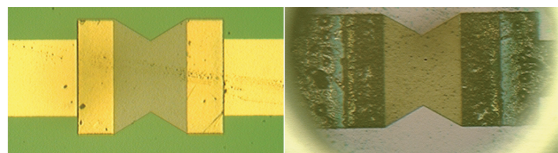
制作各层组件后,选择合适的键合技术对阵列进行芯片级封装。键合技术的选择需要考虑到微推进器阵列组装过程中的限制条件。首先,点火电路层表面有引线 and 点火桥等微结构,表面粗糙度及清洁度达不到直接键合的要求,同时合金焊料会导致电路短路失效;其次,硅基底和金属薄膜的低温共晶合金反应限制了键合过程中的温度载荷。如图 11 所示,当使用玻璃浆料键合点火电路层和药室层时,键合温度需要达到 450 ℃ 左右,金属薄膜引线能与硅基底和重掺杂的多晶硅点火桥形成共晶合金,导致点火电路短路失效;同时,微药室内填装了含能材料,含能材料的低发火温度进一步限制了键合温度,由于点火电路的存在,低温共晶合金键合不能应用于点火电路层与药室层的键合,防止点火电路短路失效;最后,含能材料的装填过程中可能会污染

表 2 含能材料的热力学参数

Tab. 2 Thermophysical parameters of energetic materials

推进剂	点火温度/ K	反应热/ ( J · g <sup>-1</sup> )	主要产物	产气量/ ( g · g <sup>-1</sup> )	绝热反应温度/ K
GAP	533 <sup>①</sup>	2 380.0	N <sub>2</sub> , CO, CO <sub>2</sub> , CH <sub>4</sub> , H <sub>2</sub> , H <sub>2</sub> O, C ( s )	0.77 <sup>[53]</sup>	
LTNR <sup>[54]</sup>	555 <sup>②</sup>	1 910.0	CO, CO <sub>2</sub> , H <sub>2</sub> O, N <sub>2</sub> , Pb	1.0	约 2 273
NC ( 12.0 )	503	10 364.9	CO <sub>2</sub> , CO, H <sub>2</sub> , N <sub>2</sub> , H <sub>2</sub> O	1.0	2 830
Al/CuO <sup>[55]</sup>	1 040 <sup>③[56]</sup>	4 073.7	Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub> ( 1 ), Cu ( 1, g )	0.34	2 843
Al/Bi <sub>2</sub> O <sub>3</sub> <sup>[55]</sup>	850 <sup>③[56]</sup>	2 116.5	Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub> ( 1, g ), Bi	0.89	3 253
HMX	600 <sup>②</sup>	9 334.0	N <sub>2</sub> , CO <sub>2</sub> , H <sub>2</sub> O, C ( s )	0.91 <sup>④</sup>	3 800
RDX	503 <sup>②</sup>	9 475.0	N <sub>2</sub> , CO <sub>2</sub> , H <sub>2</sub> O, C ( s )	0.92 <sup>④</sup>	3 700

注: ①DSC 测试结果;②5 s 爆点;③T-jump 测试结果;④VLW 方程计算结果。



(a) 键合前

(b) 键合后

图 11 玻璃浆料键合对点火电路的破坏

Fig. 11 Destruction of ignition circuit caused by the glass frit bonding

药室层的表面,降低键合强度。

MEMS 圆片级键合技术可以分为直接键合和中间层键合。直接键合技术主要包括阳极键合、硅熔融键合以及低温直接键合。各种中间层键合技术的区别在于键合介质的不同,主要有玻璃浆料键合、BCB(苯并环丁烯)键合、黏结剂键合、SU-8 键合以及共晶合金键合(焊料键合)。直接键合技术的键合强度高,气密性好,但对键合表面要求高,键合条件苛刻。相对而言,中间层键合所需的键合温度较低,对键合表面的粗糙度、清洁度容忍范围较广,但键合强度低,气密性较差。

固体化学微推进器阵列的组装过程包括装药前键合、装药以及装药后键合,如图 12 所示。

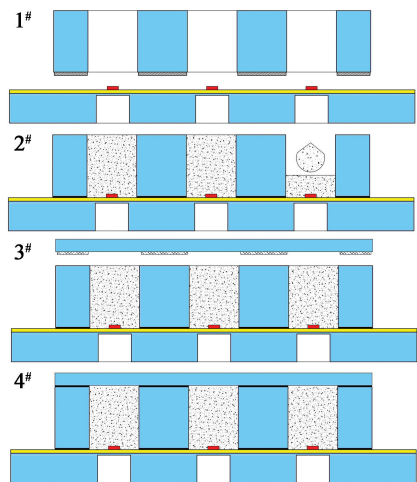


图 12 顶部点火微推进器阵列组装过程

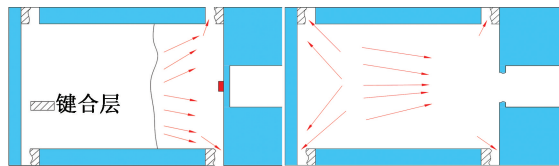
Fig. 12 Assembling procedure of microthruster array with top side igniters

以顶部点火微推进器阵列为例:首先,键合点火电路层和未装药的药室层。在未装药之前,可以采用直接键合技术或者高质量的中间层键合技术,如 BCB 键合,提高键合强度和气密性。将 BCB 通过丝网印刷均匀地涂覆在基片的表面,对位,施加一定的键合压力,并升温至 250 ℃ 左右,完成键合(图 12 中 1<sup>#</sup>)。然后,对微药室阵列进行装药(图 12 中 2<sup>#</sup>)。最后,键合药室层和密封层。装药后选择键合温度

低的黏结剂键合,如 H70E、MD130 等黏结剂。将黏结剂通过丝网印刷或喷墨打印的方式涂覆在基片的表面,对位,施加一定的压力完成键合(图 12 中 3<sup>#</sup>),得到顶部点火固体化学微推进器阵列(图 12 中 4<sup>#</sup>)。

Rossi<sup>[19]</sup>、Zhang<sup>[9]</sup>、尤政<sup>[57]</sup>等用阳极键合完成装药前的键合,即点火电路层与未装药的药室层键合;Giulio 等<sup>[58]</sup>则用硅硅直接键合技术键合了无表面微结构的药室层。而装药后的键合均采用低固化温度的黏结剂键合,Lewis 等<sup>[4]</sup>用氰基丙烯酸盐黏结剂完成阵列的全部键合过程;Rudnyi<sup>[59]</sup>、王成玲<sup>[29]</sup>等分别使用 H70E 双组分环氧胶对装药后的药室层进行封底;Wu 等<sup>[21]</sup>使用硅酮胶完成键合;孙小兵<sup>[31]</sup>用 AK04-4 无机胶黏剂完成陶瓷基微结构的键合;Lee 等<sup>[48]</sup>使用 UV 光敏胶键合各层结构,同时使用 Kapton 胶覆盖点火桥区和药室孔,防止胶溢流。余协正<sup>[25]</sup>使用导电银浆作为黏结剂完成点火电路层与药室层和控制电路层的键合过程。

键合质量主要为键合层的气密性和键合强度,关系到微推进器阵列的可靠性以及安全性。若黏结剂涂覆不均匀会造成键合层的缺陷,气密性达不到要求,高温燃烧产物便会通过缺陷进入相邻单元,导致意外发火。殉爆燃烧的过程可能发生在燃烧的初始阶段,如图 13 (a) 所示;也可能发生在燃烧的末端,如图 13 (b) 所示。若键合强度低于隔膜层的机械强度,当燃烧产物压强高于键合强度而未到达破膜压强时,微推进器阵列便会发生结构上的破坏而失效。



(a) 在点火的瞬间

(b) 当推进剂燃烧完全后

图 13 殉爆燃烧过程

Fig. 13 Detonation and combustion process

## 6 微推力测试

微推进性能测试包括推力测试和冲量测试。目前的测试方法主要分为两种,一种是直接测量,记录推力随时间变化,得到推力的实时值,测试装置如压力传感器、电子分析天平等,测试装置结构简单,测试的推力值较大,一般在几十 mN 到 N 量级<sup>[60]</sup>;另一种是通过功能转化关系间接测量,通过测量摆锤或者扭壁等目标因推力产生的位移变化或者角度变化,换算得到推力或者冲量,测试装置比较复杂,主

表 3 微推进测试结果

Tab.3 Detonation and combustion process

研究人员	测试装置	燃烧时间/ms	推力/ mN	冲量/( mN · s)
Rossi <sup>[33]</sup>	摆锤	270		0.36
Lewis <sup>[4]</sup>	单摆	1.0	100	100
Zhang <sup>[13]</sup>	石英力传感器		50 ~ 340	0.021 ~ 0.115
Tanaka <sup>[23]</sup>	石英力传感器	120	150	0.50
Lee <sup>[30]</sup>	石英力传感器		3619	0.381
Wu <sup>[21]</sup>	电子分析天平		0.12	
余协正 <sup>[25]</sup>	单摆			0.256
Sathiyathan <sup>[7]</sup>	舟形单摆	1 300 ~ 1 800	0.021 ~ 0.068	0.097 ~ 0.379
Shen <sup>[16]</sup>	电子分析天平		25	6.3 × 10 <sup>-3</sup>
Liu <sup>[27]</sup>	压电力传感器	0.15 ~ 0.46	0.37	0.06 ~ 0.21

要有扭摆、单摆、双摆等结构,测量范围可在μN ~ mN之间。马立志<sup>[6]</sup>设计的基于天平原理单摆微小推力测试系统精度可以达到5 × 10<sup>-5</sup> N。对于微推进器阵列来讲,推力数值较小且持续时间较短,对直接测量装置要求较高。表 3 总结了固体化学微推进器阵列微推力测试结果。可以看出,固体化学微推进器阵列的推力、冲量范围符合微推进系统的需求。

7 总结与展望

固体化学微推进器阵列可以作为微纳卫星或其他微型飞行器的微推进系统,用来执行姿态调整、重力和阻力补偿、轨道变换等任务。笔者总结并分析了微推进器阵列的几项关键技术:

1)垂直式结构有利于微推进器大规模集成阵列,顶部点火结构可以提高药剂的燃烧效率。交叉式寻址点火电路是实现阵列大规模集成的必要条件,点火桥与平面二极管串联的布局设计可以实现逻辑寻址点火功能。

2)微推进器的性能与喷管的形状、推进剂的性能密切相关。就目前加工技术而言,难以得到最佳结构的拉瓦尔喷管。推进剂的热力学性质是影响其推力性能的重要参数,提高推进剂的燃烧生成热、产气量,降低气态产物平均相对分子质量是提高比冲值的有效途径。

3)由于含能材料的存在,需要选择合适的低温中间层键合技术来完成阵列的组装。推力性能测试结果表明,固体化学微推进器阵列可以满足微纳卫星的推进需求。

微推进器阵列技术已趋于成熟,但还需要解决部分关键技术,如微药室阵列装药技术、控制电路模块平面化等技术,同时还需要评估微推进器阵列在空间环境下的工作可靠性。在未来的一段时间内,大规模集成的固体化学微推进器阵列仍将是研究热

点,从而满足微小飞行器对微推进系统的要求。

参 考 文 献

[1] BANDYOPADHYAY S, SUBRAMANIAN G P, FOUST R, et al. A review of impending small satellite formation flying missions [ C ]//53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting. Kissimmee, Florida, 2015.

[2] JANSON S W, HELVAJIAN H, HANSEN W W, et al. Microthrusters for nanosatellites [ C ]//The Second International Conference on Integrated Micro Nanotechnology for Space Applications (MNT99). Pasadena, CA, 1999.

[3] 尤政, 张高飞. 基于 MEMS 的微推进系统的研究现状与展望 [ J ]. 微细加工技术, 2004, 16(1) : 1-8.

YOU Z, ZHANG G F. An review of MEMS-based micro-propulsion developement [ J ]. Microfabrication Technology, 2004, 16(1) : 1-8.

[4] LEWIS D H, JANSON S W, COHEN R B, et al. Digital micropropulsion [ J ]. Sensors and Actuators A:Physical, 2000, 80(2) : 143-154.

[5] ROSSI C, SCHEID E, ESTÈVE D. Theoretical and experimental study of silicon micromachined microheater with dielectric stacked membranes [ J ]. Sensors and Actuators A: Physical, 1997, 63(3) : 183-189.

[6] 马立志. 化学微推力器装药及其推力性能研究 [ D ]. 南京:南京理工大学, 2003.

MA L Z. The research of thruster properties and propellant of micro chemical thrusters [ D ]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2003.

[7] SATHIYANATHAN K, LEE R, CHESSER H, et al. Solid propellant microthruster design for nanosatellite applications [ J ]. Journal of Propulsion and Power, 2011, 27(6) : 1288-1294.

[8] SATHIYANATHAN K, LEE R, CHESSER H, et al. YUsend-1 solid propellant microthruster design, fabrication and testing [ C ]//24th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites. 2010.



- [9] ZHANG K L, CHOU S K, ANG S S. MEMS-based solid propellant microthruster design, simulation, fabrication, and testing [J]. *Journal of Microelectromechanical Systems*, 2004, 13(2): 165-175.
- [10] ZHANG K L, CHOU S K, ANG S S. Investigation on the ignition of a MEMS solid propellant microthruster before propellant combustion [J]. *Journal of Micromechanics and Microengineering*, 2007, 17(2): 322-332.
- [11] ZHANG K L, CHOU S K, ANG S S. A solid propellant microthruster with metal igniter [C]//The Fourth International Workshop on Micro and Nanotechnology for Power Generation and Energy Conversion Applications, MEMS, 2004:28-30.
- [12] ZHANG K L, CHOU S K, ANG S S. Development of a low-temperature co-fired ceramic solid propellant microthruster [J]. *Journal of Micromechanics and Microengineering*, 2005, 15(5): 944-952.
- [13] ZHANG K L, CHOU S K, ANG S S, et al. A MEMS-based solid propellant microthruster with Au/Ti igniter [J]. *Sensors and Actuators A: Physical*, 2005, 122(1): 113-123.
- [14] ZHANG K L, CHOU S K, ANG S S. Development of a solid propellant microthruster with chamber and nozzle etched on a wafer surface [J]. *Journal of Micromechanics and Microengineering*, 2004, 14(6): 785-792.
- [15] SHEN Q, YUAN W, XIE J, et al. A quantitative optimisation model for a horizontal MEMS solid propellant thruster with experimental verification [J]. *Microsystem Technologies*, 2015, 22(4): 847-859.
- [16] SHEN Q, YUAN W, LI X, et al. An orthogonal analysis method for decoupling the nozzle geometrical parameters of microthrusters [J]. *Microsystem Technologies*, 2014, 21(6): 1157-1166.
- [17] CHAALANE A, ROSSI C, ESTÈVE D. The formulation and testing of new solid propellant mixture (DB + x% BP) for a new MEMS-based microthruster [J]. *Sensors and Actuators A: Physical*, 2007, 138(1): 161-166.
- [18] CHAALANE A, CHEMAM R, HOUABES M, et al. A MEMS-based solid propellant microthruster array for space and military applications [C]//Power MEMS 2015. Boston, USA, 2015.
- [19] ROSSI C, BRIAND D, DUMONTEUIL M, et al. Matrix of  $10 \times 10$  addressed solid propellant microthrusters: review of the technologies [J]. *Sensors and Actuators A: Physical*, 2006, 126(1): 241-252.
- [20] TANAKA S, HOSOKAWA R, TOKUDOME S-I, et al. MEMS-based solid propellant rocket array thruster with electrical feedthroughs [J]. *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, 2003, 46(151): 47-51.
- [21] WU X, DONG P, LI Z, et al. Design, fabrication and characterization of a solid propellant micro-Thruster [C]//4th IEEE International Conference on Nano/Micro Engineered and Molecular Systems. Shenzhen, 2009:476-479.
- [22] 张高飞, 尤政, 胡松启, 等. 基于 MEMS 的固体推进器阵列 [J]. *清华大学学报(自然科学版)*, 2004, 44(11): 1489-1492.
- ZHANG G F, YOU Z, HU S Q, et al. MEMS-based propulsion arrays with solid propellant [J]. *Journal of Tsinghua University (Science & Technology)*, 2004, 44(11): 1489-1492.
- [23] TANAKA S, KONDO K, HABU H, et al. Test of B/Ti multilayer reactive igniters for a micro solid rocket array thruster [J]. *Sensors and Actuators A: Physical*, 2008, 144(2): 361-366.
- [24] ROSSI C, ORIEUX S, LARANGOT B, et al. Design, fabrication and modeling of solid propellant microrocket-application to micropropulsion [J]. *Sensors and Actuators A: Physical*, 2002, 99(1): 125-133.
- [25] 余协正. MEMS 固体化学微推进阵列的设计、制作及其性能研究 [D]. 南京:南京理工大学, 2012.
- YU X Z. Design, fabrication, and performance evaluation of MEMS solid propellant thruster array [D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2012.
- [26] ROSSI C, CONTO T D, ESTÈVE D, et al. Design, fabrication and modelling of MEMS-based microthrusters for space application [J]. *Smart Materials and Structures*, 2001, 10(6): 1156-1162.
- [27] LIU X, LI T, LI Z, et al. Design, fabrication and test of a solid propellant microthruster array by conventional precision machining [J]. *Sensors and Actuators A: Physical*, 2015, 236(6): 214-227.
- [28] SHEN Q, YUAN W Z, LI H, et al. Silicon-on-insulator-based microsolid propellant thruster array [J]. *Micro & Nano Letters*, 2015, 10(5): 258-262.
- [29] 王成玲. MEMS 数字固体微推进器的制备与性能研究 [D]. 南京:南京理工大学, 2014.
- WANG C L. Study on the fabrication and properties of MEMS digital solid micro thruster system [D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2014.
- [30] LEE J, KIM K, KWON S. Design, fabrication, and testing of MEMS solid propellant thruster array chip on glass wafer [J]. *Sensors and Actuators A: Physical*, 2010, 157(1): 126-134.
- [31] 孙小兵. 微型固体火箭发动机设计与制造关键技术研究 [D]. 上海:上海交通大学, 2007.

- SUN X B. Research on key technologies of micro solid propellant thruster [D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2007.
- [32] 周海清, 张高飞, 尤政. 固体微推力器设计与数值分析 [J]. 推进技术, 2007, 28(3): 230-234.
- ZHOU H Q, ZHANG G F, YOU Z. Design and numerical analysis on a solid micro-thruster [J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(3): 230-234.
- [33] ROSSI C, LARANGOT B, LAGRANGE D, et al. Final characterizations of MEMS-based pyrotechnical micro-thrusters [J]. Sensors and Actuators A: Physical, 2005, 121(2): 508-514.
- [34] YOUNGNER D W, LU T S, CHOUERI E, et al. MEMS mega-pixel micro-thruster arrays for small satellite stationkeeping [C]//14th Annual/USU Conference on Small Satellites. Logan Utah, 2000.
- [35] COLE B D, HAN C J, HIGASHI R E, et al. 512 × 512 Infrared cryogenic scene projector arrays [J]. Sensors and Actuators A: Physical, 1995, 48(3): 193-202.
- [36] TAKAHASHI K, EBISUZAKI H, KAJIWARA H, et al. Design and testing of mega-bit microthruster arrays [C]//NanoTech 2002 - "At the Edge of Revolution". Houston, Texas, 2002.
- [37] PUIG-VIDAL M, LOPEZ J, MIRIBEL P, et al. Electronic circuitry development in a micropyrrotechnic system for micropropulsion applications [C]//Proceeding of SPIE-The International Society for Optical Engineering, 2003, 5116: 260-269.
- [38] 刘旭辉, 方蜀州. 微型固体推力器阵列寻址点火控制系统研究 [J]. 固体火箭技术, 2010, 33(6): 708-712.
- LIU X H, FANG S Z. Research on control system of addressing ignition for solid propellant micro-thruster array [J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2010, 33(6): 708-712.
- [39] 刘旭辉, 方蜀州, 王玉林, 等. 大规模固体微推力器阵列点火关键技术 [J]. 固体火箭技术, 2012, 35(2): 183-187, 192.
- LIU X H, FANG S Z, WANG Y L, et al. Ignition key technologies of large-scale solid propellant micro-thruster array [J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2012, 35(2): 183-187, 192.
- [40] 刘旭辉, 方蜀州, 刘书杰, 等. 微型姿控固体推力器阵列点火算法 [J]. 航空动力学报, 2011, 26(7): 1659-1664.
- LIU X H, FANG S Z, LIU S J, et al. Ignition algorithm of solid propellant micro-thruster array for attitude control [J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(7): 1659-1664.
- [41] WANG L L, MUNIR Z A, MAXIMOV Y M. Thermite reactions: their utilization in the synthesis and processing of materials [J]. Journal of Materials Science, 1993, 28(14): 3693-3708.
- [42] ROSSI C, ZHANG K, ESTEVE D, et al. Nanoenergetic materials for MEMS: a review [J]. Journal of Microelectromechanical Systems, 2007, 16(4): 919-931.
- [43] 刘建, 沈瑞琪, 叶迎华, 等. 微细圆管中 B/KNO<sub>3</sub> 燃烧特性分析 [J]. 含能材料, 2010, 18(3): 335-338.
- LIU J, SHEN R Q, YE Y H, et al. Combustion characteristics of B/KNO<sub>3</sub> in microscale tube [J]. Chinese Journal of Energetic Materials, 2010, 18(3): 335-338.
- [44] 刘建, 沈瑞琪, 叶迎华, 等. 微细圆管内火药燃烧稳定性影响因素的数值模拟 [J]. 兵工学报, 2010, 31(10): 1346-1350.
- LIU J, SHEN R Q, YE Y H, et al. Numerical simulation on effect factors of stability of powder combustion in microtube [J]. Acta Armamentarii, 2010, 31(10): 1346-1350.
- [45] 胡松启, 高胜灵, 刘凯, 等. 固体微推进器工作过程数值分析 [J]. 西北大学学报(自然科学版), 2012, 42(1): 21-24.
- HU S Q, GAO S L, LIU K, et al. The working process simulation of solid micro-thruster [J]. Journal of Northwest University (Natural Science Edition), 2012, 42(1): 21-24.
- [46] FUTKO S I, ERMOLAEVA E M, DOBREGO K V, et al. Thermodynamic analysis of solid-fuel mixtures glycidyl azide polymer (GAP)/RDX for miniengines of microelectromechanical systems [J]. Journal of Engineering Physics and Thermophysics, 2011, 84(5): 1068-1073.
- [47] FUTKO S I, BONDARENKO V P, DOLGII L N. Method for characterizing and choosing the solid mixed fuel for microthrusters of microelectromechanical systems [J]. Journal of Engineering Physics and Thermophysics, 2012, 85(3): 558-564.
- [48] LEE J, KIM T. MEMS solid propellant thruster array with micro membrane igniter [J]. Sensors and Actuators A: Physical, 2013, 190(2): 52-60.
- [49] 申强, 苑伟政, 李太, 等. MEMS 阵列式推进器及其音频采集系统设计与实现 [J]. 固体火箭技术, 2014, 37(2): 277-280.
- SHEN Q, YUAN W Z, LI T, et al. Implementation of audio acquisition system for designed MEMS array thruster [J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2014, 37(2): 277-280.
- [50] 何赞. 微推进器结构与制作工艺研究 [D]. 南京: 南

- 京理工大学, 2008.
- HE Z. Research of structure and fabrication of microthrusters [D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2008.
- [51] 肖贵林. 基于 MEMS 含能推进器性能研究 [D]. 南京: 南京理工大学, 2006.
- XIAO G L. Performance evaluation of MEMS based microthrusters [D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2006.
- [52] PUCHADES I, HOBOSYAN M, FULLER L F, et al. MEMS microthrusters with nanoenergetic solid propellants [C]//14th International Conference on Nanotechnology. Toronto, Canada, 2014.
- [53] 王天放, 李疏芬. 最小自由能法求解 GAP 在等压绝热条件下的燃烧产物 [J]. 火炸药学报, 2003, 26(4): 16-19.
- WANG T F, LI S F. Free-energy minimization investigation on combustion of GAP under constant pressure and adiabatic condition [J]. Chinese Journal of Explosives and Propellants, 2003, 26(4): 16-19.
- [54] 劳允亮, 盛涤伦. 火工药剂学 [M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2011.
- [55] FISCHER S H, GRUBELICH M C. Theoretical energy release of thermites, intermetallics, and combustible metals [C]//24th International Pyrotechnics Seminar. Monterey, CA, 1998.
- [56] JIAN G, CHOWDHURY S, SULLIVAN K, et al. Nanothermite reactions: is gas phase oxygen generation from the oxygen carrier an essential prerequisite to ignition? [J]. Combustion and Flame, 2013, 160(2): 432-437.
- [57] 尤政, 张高飞, 林杨, 等. MEMS 固体化学推进器设计与建模研究 [J]. 光学精密工程, 2005, 13(2): 117-126.
- YOU Z, ZHANG G F, LIN Y, et al. Design and modeling of MEMS-based solid propellant propulsion [J]. Optical and Precision Engineering, 2005, 13(2): 117-126.
- [58] GIULIO L, MARCO B, ALDO F, et al. Microthrusters in silicon for aerospace application [J]. IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine, 2002, 17(9): 22-27.
- [59] RUDNYI E B, BECHTOLD T, KORVINK J, et al. Solid propellant microthruster: theory of operation and modelling strategy [C]//NanoTech 2002 - "At the Edge of Revolution". Houston, Texas, 2002.
- [60] 刘明侯, 孙建威, 陈义良, 等. 微推进器推力测试技术 [J]. 力学与实践, 2003, 25(3): 9-14.
- LIU M H, SUN J W, CHEN Y L, et al. The thrust measurement for micro thrusters [J]. Mechanics in Engineering, 2003, 25(3): 9-14.

### A Summary of MEMS Based Solid Propellant Microthrusters (SPM) Array

RU Chengbo<sup>①</sup>, XU Jianbing<sup>①</sup>, DAI Ji<sup>①</sup>, YE Yinghua<sup>①</sup>, ZHU Peng<sup>①</sup>, HU Yan<sup>①</sup>, SHEN Ruiqi<sup>①</sup>

School of Chemical Engineering, Nanjing University of Science and Technology (Jiangsu Nanjing, 210094)

[ABSTRACT] The MEMS based solid propellant microthrusters (SPM) array having the advantages of simple configuration, absence of moving parts, low energy dissipation, and high reliability, can be used as the micro propulsion system to implement altitude adjustment, gravity or drag compensation and orbital transfer. Many research groups at home or abroad have carried out research on SPM array. This review summarized technology and research advance of SPM array, including architectural design, solid propellant selection, bonding technology, layout of ignition circuit, and analysis of their merits and faults. Proposals were made on improving the thrust performance of microthrusters by adjustment of nozzle structure and formula optimization of composite propellant. The ignition circuit is the prerequisite for the development of large-scale integrated SPM array.

[KEYWORDS] solid propellant microthrusters (SPM) array; ignition circuit; propellant; specific impulse; bonding technique

## 声 明

1、本刊对发表的文章拥有出版电子版、网络版版权,并拥有与其他网站交换信息的权利。本刊支付的稿酬已包含以上费用。

2、本刊文章版权所有,未经书面许可,不得以任何形式转载。

《爆破器材》编辑部