

《微机电系统(MEMS)》专题文章导读

吴一辉

中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所

回顾近 30 年的科学发展史可以看出,发展最快、微型化最成功的是电子器件。相比之下,非电子器件小型化的速度要慢得多。早在 1959 年物理学家 Richard Feynman 就提出了“*There's plenty of room at the bottom.*”的观点,1982 年 Petersen K. E. 在 IEEE 会议上发表了“*Silicon as Mechanical Material*”一文,随后便出现了微机电系统(micro electromechanical system, MEMS 或 Micosystem, MST)的概念。MEMS 技术不是单一的技术,它不仅包含了电子电路系统,还涉及到执行器、传感器、机械及光学元件等,涉及众多的材料、基础理论、前沿技术和制造方法。由于运动部件的介入以及多学科交叉的特点使其面对的问题较 IC 技术复杂得多,它是一种综合性很强的系统技术。

MEMS 技术的蓬勃发展主要是近十几年的事情。目前已在设计工具与设计方法、制造工艺与相关设备、测试与封装技术、新材料开发等方面等获得了长足的进步。人们在不断探求尺度效应的基础上逐步完善了 MEMS 的设计理论,并开发出专用的设计软件;感应耦合等离子深刻蚀等相关先进设备的出现,使 MEMS 的三维制作工艺技术获得突破性进展;聚合物软光刻及复制技术的发展使许多高性能廉价材料得以成功应用,使器件和系统的成本大幅度降低并在微流体、生物芯片、各种便携式仪器等方面发挥重要作用;多层结构键合以及不同材料器件的集成制作与封装技术的发展,使许多传统的大型系统得以小型化并完成许多大型系统无法完成的功能,同时实现低成本、高效率的批量化制作等。以 MEMS 技术为核心的产业正在向传统工业挑战,并初步成为带动传统产业走向数字时代的雄厚基石。如果将 IC 技术的发展称作是一次“硅革命”的话, MEMS 技术有如新一轮的“硅革命”的话, MEMS 技术有如新一轮的“硅革命”,将同样会对人类社会产生深刻的影响。

近年来,微流体(气体或液体)器件、射频器件、光 MEMS 等在 MEMS 研究领域中被广泛关注,是继微马达、微加速度计、微压力传感器等微驱动器、传感器之后具有活力和市场前景的 MEMS 器件。这里所谈到的微器件概念,不仅仅在于尺寸的大小,还在于其工作的尺度空间、被操作的量、是否能够利用这种尺度效应获得良好的性能以及是否能够采用批量化的制作方法等。相关研究得到国内同行的高度重视和广泛关注,近年来有关微流体器件、射频器件、光 MEMS 研究进展日新月异,成果令人瞩目。本专栏仅以《MEMS 固体化学推进器设计与建模研究》、《电磁式微流体动态混合器的数值模拟》、《高阻硅上 RF-MEMS 共面波导设计及测量研究》、《两侧下拉电极 MEMS 压控电容的分析和优化》、《一种可直接脉冲调制的 MEMS 红外激发源》以及《微流控电泳芯片在线检测尿中蛋白及 LDH 同工酶检测》,这 6 篇文章从几个侧面向大家展示 MEMS 技术目前的研究及进展情况,以期与读者共同切磋。

文章编号 1004-924X(2005)02-0117-10

MEMS 固体化学推进器设计与建模研究

尤 政,张高飞,林 杨,任大海

(1. 清华大学 精密仪器与机械学系,北京 100084)

摘要:研制了一种基于 MEMS(微机电系统)技术的固体化学微推进器。给出了推进器的结构设计、工艺流程,以及推进剂加注方法。建立了推进器点火过程热传导模型,利用该模型分析了不同因素对点火

收稿日期:2005-02-22;修订日期:2005-03-28.

基金项目:国家“863”高技术项目,973 国家安全重大基础研究项目。

延迟时间的影响。同时,通过建立推进器性能模型,进行了推进单元推力和冲量的预测,给出了仿真结果。结果表明:减小点火电阻衬底材料的密度、热导率和比热可以减小点火延迟时间和点火功率;在一定条件下,增大喷管出口与喉部面积比能够提高推进器真空推力和冲量;MEMS在推进系统中的应用,能够满足微小型卫星对星载推进系统小型化、微推力、高精度的要求。

关键词:微推进器;微机电系统;点火延迟;微推力

中图分类号:V43;TN433 **文献标识码:**A

Design and modeling of MEMS-based solid propellant propulsion

YOU Zheng, ZHANG Gao-fei, LIN Yang, REN Da-hai

(*Department of Precision Instruments and Mechanology, Tsinghua University, Beijing 100084, China*)

Abstract: MEMS-based solid propellant propulsion was developed. The structural design and fabrication process of the thruster, as well as the approach of propellant injection are presented. A thermal conduct model of ignition phase was established, with which the effect of various parameters on the ignition delay is analyzed. Meanwhile, the development of the model for performance simulation of micro thruster is described. The result indicates that low density, thermal conductivity and specific heat of substrate material of ignitor resistor can reduce the ignition delay time and power consumption; under certain condition, increasing the exit-to-throat section ratio of nozzle will help to raise the thrust and impulse bit of the propulsion in vacuum. It can be concluded that MEMS-based propulsion can meet the requirement of miniaturization, micro thrust and high accurate impulse bit for the propulsion system of micro satellite.

Key words: micro propulsion; micro-electro-mechanical system; ignition delay; micro thrust

1 引言

推进系统是大多数航天器实现姿态调整和轨道控制的关键部分,其性能对航天器的工作寿命、可靠性、轨道与姿态的控制和机动、位置保持等有直接影响^[1]。

MEMS(微机电系统)的发展及航天市场对航天任务低成本、短周期、高性能的要求,使小型化和微型化成为航天技术的发展趋势^[2],多颗纳型/皮型卫星组成卫星网络及编队飞行正成为重要方向,它可以完成许多昂贵的大卫星无法完成的工作,如组成分布式载波雷达、三维立体成像、高分

辨率合成孔径对地遥感等。编队飞行的卫星需要定期进行位置保持以维持期望队形,由于其目标是维持星间相对位置,而不是保持各卫星的绝对位置,故所需推进一般在微牛秒到毫牛秒量级^[3-5]。

目前,卫星使用的传统推进系统一般体积大,质量常占卫星总质量的30%~50%,远不能胜任微型航天器任务的需求。因此,研究适合微型航天器轨道保持和姿态控制的高集成度、小冲量、低功耗的微型推进器,减少控制系统的执行部件数量,成为迫切需要解决的问题^[6]。

本文利用MEMS技术,发展了一种适

用于微小卫星使用的固体化学推进器阵列,建立了推进器点火过程热传导模型和燃气流动的集总参数模型,并利用模型讨论了不同因素对推进器性能的影响,给出了仿真结果。

2 设计与加工

2.1 结构设计

整个推进器由众多独立的推进单元阵列组成,为 3 层 MEMS 结构,分别是点火器层、燃烧室层和喷嘴层,微推进单元示意图见图 1。这种结构省去了传统推进器的推进剂储罐,推进剂输送管路和控制阀等部件,大大提高了系统的集成度。推进器阵列被封装在陶瓷管壳内,成为一个独立的芯片,体积极小,质量极轻。

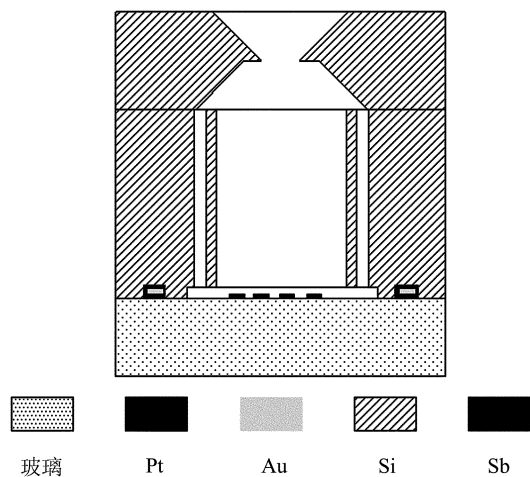


图 1 微推进单元结构示意图

Fig. 1 Schematic of micro thruster unit

固体推进剂被浇注到燃烧室腔中。工作时,点火器点燃推进剂,复合推进剂各组份发生氧化还原反应形成高温高压燃气,燃气通过喷嘴排出,产生推力。该推进阵列有以下优点:

(1) 每个单元是一个独立的固体推进器,可以单独或任意组合点燃,因此整个推进阵列可以产生大小可变的脉冲推力;

(2) 每个单元推力的大小也可以通过调整燃烧室内径和喷嘴的几何尺寸而改变;

(3) 点火电阻直接与推进剂接触,有低的点火功率和点火电压;

(4) 推进器无可动部件,因此工作可靠性高,不会泄漏;

(5) 系统集成度高,随着加工工艺的提高,同一个芯片上可以集成百万个推进单元;

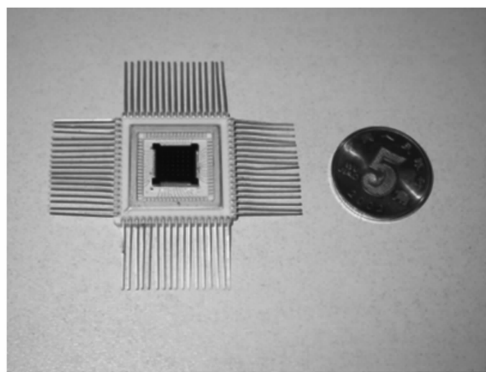


图 2 原理样机照片

Fig. 2 Optical photo of prototype

2.2 工艺流程

推进器三层结构分别加工,然后通过键合和粘接的办法装配在一起。点火器由可寻址的 Pt 电阻阵列组成,衬底为 Pyrex7740 玻璃。在玻璃上涂胶,光刻形成电阻、导线和焊盘图案。依次溅射 Cr、Pt 和 Au,剥离金属形成导线与焊盘。二次光刻并腐蚀掉电阻图案上的 Au,形成 Pt 电阻点火器。

燃烧室层以硅为结构材料,取 P 型(100)硅片,利用低压化学气相沉积(LPCVD)的方法淀积二氧化硅和氮化硅,作为腐蚀掩膜层。光刻图案化掩膜层,开扩散窗口,在 P 型硅上扩散 Sb 形成 N 型岛,N 型岛之间形成反向 PN 结绝缘。然后,感应耦合等离子(ICP)刻蚀燃烧室通孔和四周排气小孔。

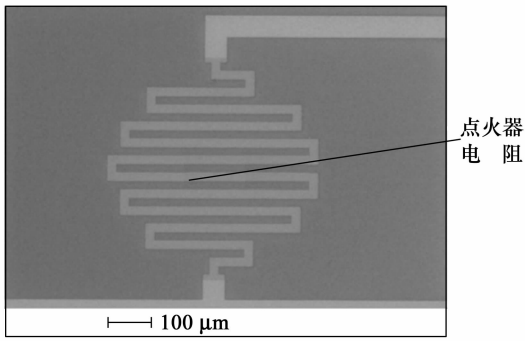


图 3 点火器电阻 SEM 照片

Fig. 3 SEM of ignition resistor

顶层喷嘴为二元收敛扩张结构。取 P 型(100)硅片, LPCVD 淀积二氧化硅和氮化硅作掩膜, 双面光刻, 用 KOH 湿法腐蚀成通孔, 作为喷嘴。

点火器层和燃烧室层用阳极静电键合的方法装配在一起, 浇注推进剂后, 再用环氧树脂胶粘接喷嘴层。经键合和粘接装配。

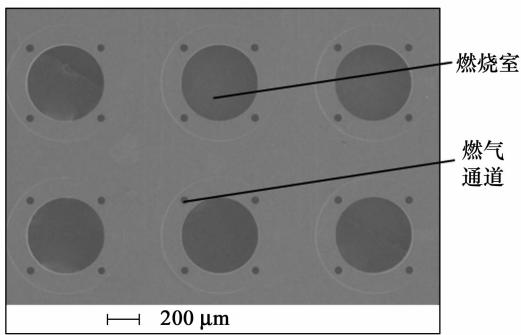


图 4 燃烧室阵列 SEM 照片

Fig. 4 SEM of combustion cavity arrays

2.3 推进剂浇注

首先将点火器层和燃烧室层通过静电键合的方法装配在一起, 在粘接喷嘴之前浇注固体复合推进剂。

浇注主要考虑 3 个方面问题: 药浆的粘度、浇注过程中腔内气体的排出和浇注的充分程度。因此采用在真空箱中水浴恒温环境下浇注的办法, 环境温度维持在 45

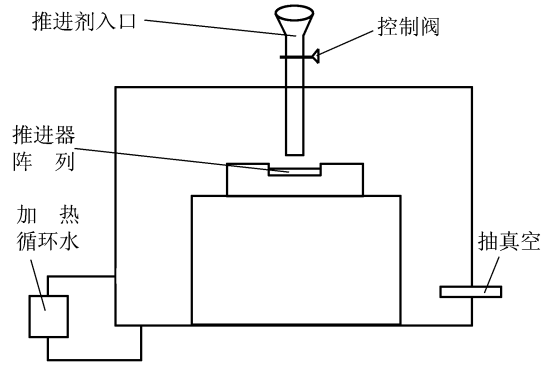


图 5 推进剂浇注装置

Fig. 5 Schematic of the system used to fill combustion cavities with propellant

~50℃。浇注设备原理如图 5 所示。

浇注完成后, 取出推进器阵列, 清洗阵列表面, 并将推进器阵列送入 72℃ 恒温箱, 进行推进剂固化。最后, 将喷嘴层用环氧树脂粘接在浇注完成的推进器阵列上, 并用陶瓷管壳封装。

3 建模仿真研究

3.1 点火过程建模

MEMS 推进器点火过程是从给出点火电信号到推进剂燃面发火这一段过程。在这个过程中, 主要发生两种物理作用: 一是点火电阻桥丝通电, 电流流过电阻生热; 二是热量通过热传导方式的流动。

实际的点火过程是一个复杂的电热耦合三维热传导过程, 通常用有限元或有限差分方法求解, 计算量大^[7]。本文建立了一种适合于工程应用和理论分析的模型, 为了考察推进剂表面温度, 假定点火过程是一个一维非稳态传热过程, 利用点火温度准则, 忽略点火发生之前的一切相变和化学反应, 建立一维半无界热传导模型, 求出解析解。

在推进器单元中, 推进剂, 薄膜电阻点火桥丝和玻璃基底构成了三明治结构, 电

阻桥丝是发热元件。我们可以把推进剂和玻璃基底看作两个一维半无界热导体,电阻桥丝的生热率作为两个物体公共边界的对流边界条件。

点火电阻桥丝的电功率可用下式表示:

$$P = \frac{U^2}{R} = \frac{U^2 b}{R_s L}, \quad (1)$$

其中, U 是加在电阻桥丝两端的电压, R_s 是方电阻, b 是电阻丝宽度, L 是电阻丝等效长度。该功率可以分为两部分,一部分是传给推进剂的热功率 P_p , 另一部分是传给玻璃基底的热功率 P_{gl} , 即:

$$P = P_p + P_{gl}, \quad (2)$$

因此,推进剂边界的热流密度可表示为:

$$q_p = \frac{P_p}{S}, \quad (3)$$

其中, $S = bL$ 是电阻桥丝的面积。

推进剂一维热传导模型是:

$$\frac{\partial T_p}{\partial t} = a_p \frac{\partial^2 T_p}{\partial z^2}, \quad (4)$$

其中, $a_p = \frac{\lambda_p}{\rho_p c_{pr}}$, 为推进剂的热扩散率。 λ_p , ρ_p , c_{pr} 分别为推进剂的热传导率、密度和比热。

初始条件:

$$T_p(z, t) = T_0, (0 \leq z < \infty, t = 0), \quad (5)$$

第二类边界条件:

$$-\lambda_p \frac{\partial T_p}{\partial z} = q(t) = \begin{cases} 0, & (t=0) \\ q_p, & (t>0) \end{cases}, \quad (6)$$

其中, T_0 为初始温度。

利用分离变量法求解方程(4), 可得推进剂点火过程温度变化函数:

$$T_p(z, t) = T_0 + \frac{2q_p \sqrt{a_p t}}{\lambda_p} \text{ierfc} \left[\frac{z}{2\sqrt{a_p t}} \right], \quad (7)$$

当($z=0$), 可得到推进剂边界温度变化函数:

$$T_p(0, t) = T_0 + \frac{2q_p}{\lambda_p} \sqrt{\frac{a_p t}{\pi}}, \quad (8)$$

同理, 作为支撑电阻桥丝的玻璃基底, 其边界温度变化函数为:

$$T_{gl}(0, t) = T_0 + \frac{2q_{gl}}{\lambda_{gl}} \sqrt{\frac{a_{gl} t}{\pi}}, \quad (9)$$

因为推进剂和玻璃基底共边界, 可以认为 $T_{gl}(0, t) = T_p(0, t)$, 将式(8)(9)代入, 得到:

$$\frac{q_p}{q_{gl}} = \frac{\lambda_p \sqrt{a_{gl}}}{\lambda_{gl} \sqrt{a_p}} = \xi, \quad (10)$$

根据式(2)、(8)和(10), 最终可得到:

$$T_p(0, t) = T_0 + \frac{2\xi}{1+\xi} \times \frac{U^2}{\lambda_p R_s L^2} \sqrt{\frac{a_p t}{\pi}}, \quad (11)$$

由于实际情况是三维热传导, 需要加上模型修正系数 k , 得到

$$T_p(0, t) = T_0 + k \times \frac{2\xi}{1+\xi} \times \frac{U^2}{\lambda_p R_s L^2} \sqrt{\frac{a_p t}{\pi}}, \quad (12)$$

推进剂和玻璃基底相关物理特性参数见表1、表2。

表1 推进剂物理特性列表

Tab.1 Thermal physical property of the propellant

λ_p [W/m·K]	ρ_p [kg/m ³]	c_{pr} [J/kg·K]	a_p [m ² /s]
0.465	1590	1465	1.996e-7

表2 玻璃物理特性列表

Tab.2 Thermal physical property of the pyrex 7740

λ_{gl} [W/m·K]	ρ_{gl} [kg/m ³]	c_{gl} [J/kg·K]	a_{gl} [m ² /s]
1.13	2230	7530	6.9e-7

这里取 $R_s = 6.8 \Omega/W$, $L = 3940 \mu\text{m}$, $T_0 = 273.15 \text{ K}$, $k = 0.3$, 计算不同电压下推进剂表面温度变化曲线如图6。需要注意的是, 铂电阻点火桥丝的熔断温度 $T_{\text{melt}} = 773.15 \text{ K}$, 当 $T_p > T_{\text{melt}}$ 时, 电阻熔断, 热源中止, 所以此后温度开始下降, 图中给出的仅是电阻熔断前的温度变化曲线。

AP 复合推进剂点火温度 T_{ig} 一般为

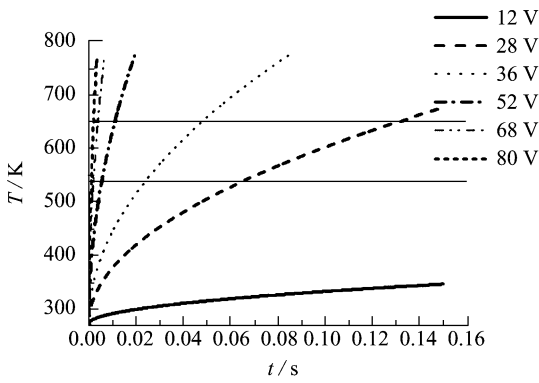


图 6 推进剂表面温度变化曲线

Fig. 6 Graph of the propellant surface temperature as a function of time

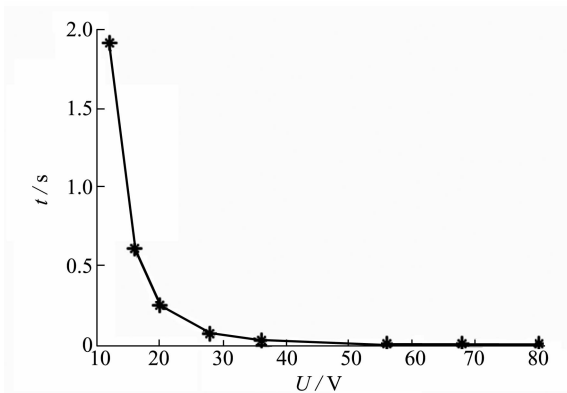


图 7 点火延迟时间与点火电压关系图

Fig. 7 Graph of the ignition delay time as a function of ignition voltage

540 ~ 650 K, 根据点火温度判据, 当 $T_p > T_{ig}$ 时, 认为推进剂开始发火^[8-9]。图 6 两条水平直线之间的区域即为推进剂发火温度区, 从图中可以看出, 随着点火电压的增大, 点火延迟时间迅速减小。取 $T_{ig} = 540$ K 计算, 在点火电压为 80 V 的时候, 理论上点火延迟约为 1 ms, 而当点火电压为 28 V 的时候, 点火延迟时间为 65 ms。图 7 给出了点火延迟时间随点火电压的变化曲线。

从图 7 和公式(12)可以看出, 如果推进剂特性不变, 要想减小点火延迟时间, 有以下几种办法。

(1) 增大点火电压。因为 $t \propto \frac{1}{U^4}$, 这是效果最明显的办法。

(2) 由于 $t \propto R_s^2$, 可以减小点火电阻桥丝的方电阻值。

(3) 保持 $R_s L$ 积不变的情况下, 减小 L , 增大 R_s 。即减薄薄膜电阻厚度或选择高电阻率的材料, 同时在电阻结构设计时减小电阻丝长度。但是, 电阻丝长度过短, 会造成点火电阻桥丝与推进剂接触面积过小, 也不利于推进剂点燃。

(4) 增大 ξ 。因为 $\xi \propto \sqrt{\frac{1}{\rho_{gl} c_{gl} \lambda_{gl}}}$, 所以其实质是减小基底材料的热导率, 密度和质量比热, 即尽量减小基底材料的热损失。

方法(1)、(2)实质都是增大了点火功率, 在对点火功率有严格限制的情况下, 不可采用。方法(3)、(4), 可以在电功率不变甚至减小的情况下减小点火延迟时间, 是最有效的办法, 尤其是(4)是降低点火功率, 减小点火延迟时间的根本办法。

3.2 工作过程仿真

为了估计推进器工作时的燃烧室压强和对推力与冲量进行预测, 选择利用质量守恒方程、能量守恒方程和理想气体状态方程建立推进器工作性能仿真模型。

建模时以推进剂燃面与推进器喉部为控制面, 分析的对象是控制面之间的燃气。为了使模型满足一定的精确性, 同时又有简单易用, 建模前假设以下条件成立:

(a) 燃烧室内燃气的压强和温度是均匀的。

(b) 燃气满足理想气体定律。

(c) 喷嘴扩张段燃气为一维等熵流。

(d) 燃烧室内燃气压强随推进剂燃速的变化可以忽略。

(e) 喉部面积 A_h 。小于导气孔总面积 A_h , 且燃烧室内的燃气可以认为是滞止状态。

在以上假设成立的时候,燃气控制方程为:

$$\frac{dm}{dt} = q_{in} - q_{out}, \quad (13)$$

$$m \frac{dT}{dt} + T \frac{dm}{dt} = -\gamma T q_{out} + \frac{\rho}{C_v}, \quad (14)$$

$$P = \frac{mrT}{V_{(x)}}. \quad (15)$$

其中, m , T , P 分别为控制面间燃气的质量, 温度和压强。 γ 为燃气的比热比, C_v 是燃气的定容质量比热, r 是燃气的气体常数。

单位时间内流入控制面的燃气质量 q_{in} 与推进剂燃速, 燃烧截面积 $A_{c(x)}$ 以及固体推进剂密度 ρ 之间满足式(16), x 为燃面坐标。

$$q_{in} = aP^n A_{c(x)} \rho, \quad (16)$$

其中, a 为推进剂燃速系数, n 为推进剂燃速压强指数。

单位时间内从喷管喉部流出气体的质量 q_{out} 和喉部燃气的流速有关, 要分燃气是亚音速流和音速流两种情况分别计算^[9]。

当环境压强 $P_a/P \leq b_c$ 时, 燃气在喉部能够达到音速, 燃气的质量流速:

$$q_{out} = \sqrt{\frac{\gamma}{r}} \left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{(\gamma+1)/2(1-\gamma)} \frac{P}{\sqrt{T}} A_t, \quad (17)$$

当 $P_a/P > b_c$ 时, 喉部燃气为亚音速, 燃气质量流速满足:

$$q_{out} = \sqrt{\frac{\gamma}{r}} \left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{(\gamma+1)/2(1-\gamma)} \frac{P}{\sqrt{T}} \times A_t \sqrt{1 - \left[\frac{(P_e/P) - b_c}{1 - b_c}\right]^2}, \quad (18)$$

其中 A_e 为喷管出口截面积, A_t 为喷管喉部截面积, P_e 为喷管出口燃气压强。 b_c 为燃气临界压强比, 可表示为^[10]:

$$b_c = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2\right)^{-\gamma/(\gamma-1)}, \quad (19)$$

其中, 喷管出口燃气马赫数由喷管结构参数决定。

式(14)中的 φ 为燃烧室内燃气热量的变化, 在不考虑热损失的情况下, 可表示为:

$$\varphi = q_{in} h_p, \quad (20)$$

h_p 为推进剂燃烧焓。

在考虑非轴向能量损失的情况下, 推进单元推力和冲量可分别表示为^[9]:

$$F = \frac{1}{2} (P_e A_e (1 + \gamma M_e^2) - A_e P_a) (1 + \cos \theta_e), \quad (21)$$

$$I = \int F dt, \quad (22)$$

P_a 为环境压强, θ_e 为喷管扩张段的扩张半角。从公式(21)可以看出, 要求推力 F , 必须先求得 P_e 和 M_e 。

根据变截面管等熵流动规律, 喷管扩张段流动可分 3 种情况分别考虑^[11-12]。

(1) $P_a/P > b_c$, 喷管扩张段为亚音速流:

$$P_e = P_a$$

$$M_e = \sqrt{\frac{2}{\gamma-1} \left[\left(\frac{P_e}{P}\right)^{(1-\gamma)/\gamma} - 1 \right]}$$

(2) $P_a/P \leq b_c$, 喷管扩张段完全为超音速流:

$$\frac{A_e}{A_t} = \frac{1}{M_e} \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{(\gamma+1)/2(\gamma-1)} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2\right)^{(\gamma+1)/2(\gamma-1)}$$

$$P_e = P \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2\right)^{-\gamma/(\gamma-1)}$$

(3) $P_a/P \leq b_c$, 喷管扩张段为存在右激波的超音速流, 则首先要确定激波的位置。假设激波面截面积为 A_s , 激波上游燃气马赫数为 M_{n_0} :

$$\frac{A_s}{A_t} = \frac{1}{M_{n_0}} \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{(\gamma+1)/2(\gamma-1)} \times \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{n_0}^2\right)^{(\gamma+1)/2(\gamma-1)}, \quad (23)$$

激波下游燃气的马赫数 M_{n_1} 可表示为:

$$M_{n_1} = \sqrt{\frac{1 + [(\gamma-1)/2] M_{n_0}^2}{\gamma M_{n_0}^2 - [(\gamma-1)/2]}}, \quad (24)$$

激波下游燃气压强,

$$P_{i_1} = \left(\frac{2\gamma}{\gamma+1} M_{n_0}^2 - \frac{\gamma-1}{\gamma+1} \right)^{-1/(\gamma-1)} \times \left(\frac{2}{\gamma+1} \frac{1}{M_{n_0}^2} + \frac{\gamma-1}{\gamma+1} \right)^{-\gamma/(\gamma-1)} P_{i_0}, \quad (25)$$

又存在公式:

$$\frac{A_e}{A_s} = \frac{M_{n_1}}{M_e} \left(\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{n_1}^2} \right)^{(\gamma+1)/2(\gamma-1)}, \quad (26)$$

根据公式(26)可求 M_e , 将 M_e 代入到式(27), 求 P_e :

$$P_e = \left(\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{i_1}^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2} \right)^{\gamma/(\gamma-1)} \times P_{i_1}, \quad (27)$$

如果满足, $P_e = P_a$

则假设成立, 否则, 给 A_s 一个微小增量, 继续按照式(23)-(27)求解, 直至 $A_s = A_e$, 转到情况(2)。

利用上述模型, 进行了推进单元推力和冲量的仿真计算。计算用推进剂参数如表 3。

表 3 推进剂特性参数列表

Tab. 3 Characteristics of the propellant

项目	C_v J/kg · K	ρ g/cm ³	h_p J/s	r J/kg · K
数值	1379.4	1.59	376e4	399.73

项目	γ	a	n
数值	1.226	9.8	0.4

推进器结构参数为燃烧室半径 $R_c = 250 \mu\text{m}$, 推进剂长度 $L_p = 300 \mu\text{m}$, 喷管扩张半角 $\theta_e = 0.615 \text{ rad}$, 喉部面积 $A_t = 7708 \mu\text{m}^2$, 喷管扩张比 $A_e/A_t = 11.675$ 。在环境压强 $P_a = 1 \text{ atm}$ 强条件下, 根据上述参数, 计算得出单元平均推力 $F = 0.33 \text{ mN}$, 单元冲量 $I = 18 \mu\text{Ns}$ 。

图 8, 9 分别为 1 atm 和真空环境下计

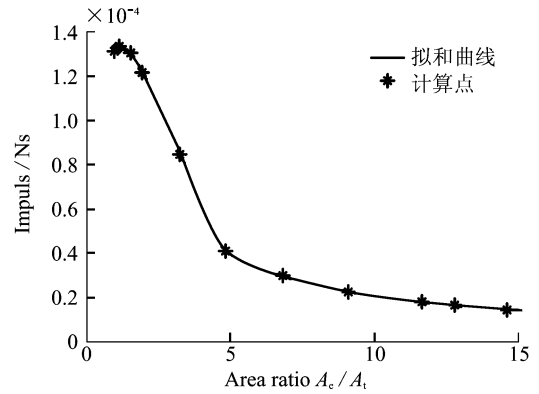


图 8 1 atm 下推进单元冲量与喷管扩张比关系
Fig. 8 Impulse of thruster unit as a function of the area ratio A_e/A_t (external pressure at 1 atm)

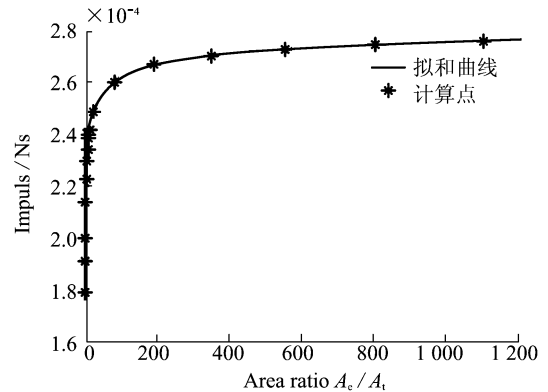


图 9 真空下推进单元冲量与喷管扩张比关系
Fig. 9 Impulse of thruster unit as a function of the area ratio A_e/A_t (external pressure at vacuum)

算得出的推进单元冲量随喷管扩张比 A_e/A_t 变化的曲线。从图中可以看出, 当存在环境压强的时候, 存在理想的喷管扩张比可以使推进器单元冲量达到最大值。在实际喷管扩张比低于理想扩张比时, 喷管中燃气出现欠膨胀; 在实际喷管扩张比大于理想扩张比时, 喷管中燃气出现过膨胀, 这两种情况都会造成能量损失, 使推进器单元冲量减小。对于环境压强是 1 atm, 这个理想的扩张比约是 1.16, 而此时的冲量与扩张比为 1 时的冲量相差很小, 因此, 在

1 atm下,完全可以不要扩张喷管。

在环境为真空的条件下,推进器单元冲量随着喷管扩张比的增加而增加。但是,当喷管扩张比过大时,喷管扩张段过长,这一方面会造成燃气在喷管中的热损失增大,另一方面主要是在 MEMS 加工的时候结构无法实现。因此,设计时,可根据实际需要选择适当的喷管扩张比。

4 结论和展望

本文研究了一种基于 MEMS 技术的固体化学推进器,给出了样机的设计和加工工艺。针对推进器结构,建立了推进器点火过程和推进器工作过程的性能仿真模型,并分析了相关设计参数对推进器工作性能的影响。

对加工出来的原理样机进行了初步的测试。点火测试记录显示,点火电压为 55 V 时,最短点火延迟时间 9 ms;点火电压 45 V 时,最短点火延迟时间为 27 ms。测试得到的点火延迟时间比同样电压下理论计算得到的时间长。试验表明,对于影响 MEMS 固体化学推进器实际点火延迟时间的因素,除了 3.2 模型中分析的外,有以下两点也要重点注意:(1)推进剂装填的密实程度——推进剂与点火器接触不够紧密,存在较大的接触热阻,会造成点火延迟时

间加长;(2)不同单元推进剂的不均匀性,造成各单元推进剂本身的爆发点温度有差别,有些单元由于 AP 含量较少,点火温度较高甚至无法点燃。

原理样机微冲量测试结果显示,单元冲量在 4~13 μNs 之间,冲量的离散性较大,且低于理论计算值。主要原因是测试在大气压环境下进行,测试系统有一定误差。同时,观察测试后的样片,发现在燃烧室内不同程度的存在推进剂燃烧不完全现象。因此微冲量的精确测试和推进器性能改进仍需要深入研究。

实际影响推进器点火特性和推进器推力与冲量的因素很多,各种因素组合的多样性和复杂性使目前还很难建立一种模型完整的描述 MEMS 固体推进器各阶段的工作。例如对于推进器的点火过程,在达到点火温度前,推进剂由于受热发生相变和低速的分解对点火延迟时间的影响;点火初始阶段推进剂瞬态燃烧燃速的确定和它对单元冲量与推力的影响;推进剂在微通道内燃烧,燃速公式的适用性等等。如何把诸多因素都加入到模型中,建立完善的仿真模型,是今后理论建模工作的重点。而本文描述的模型,工程实现和计算起来都比较方便,对设计阶段推进器结构参数的改进、完善和优化具有一定的指导意义。

参考文献:

- [1] FLEETER R. *Microspacecraft* [M]. Reston, VA: The Edge City Press, 1995.
- [2] AGRAWAL B N, OKANO S. Microelectro-mechanical systems for spacecraft applications [C]. *SPIE*, 2001, 4746: 1251-1257.
- [3] GEORGE T. Overview of MEMS/NEMS technology development for space applications at NASA/JPL [J]. *SPIE*, 2003, 5116: 136-148.
- [4] RACHEL L, KERRY L. Discussion of micro-newton thruster requirements for a drag-free control system [C]. *The 16th Annual AIAA/Utah State University Conference on Small Satellites*. 2002.
- [5] LEWIS D, JANSON S, COHEN R, et al. Digital micropropulsion [J]. *Sensors and Actuators*

- A: *Physical*, 2000, 80(2): 143-154.
- [6] CHALONER C P, OLIVIER B A H. *Advanced microsatellite mission-deep space applications and constraints* [R]. European Space Agency, 2003.
- [7] BECHTOLD T, RUDNYI E B, KORVINK J G. Automatic order reduction of thermo-electric model for microthruster ignition unit [C]. *Proc. of International Conference on Simulation of Semiconductor Processes and Devices*, 2002: 131-134.
- [8] 范存杰, 李逢春. 微型固体火箭发动机用短点火延迟点火器研究 [J]. *推进技术*, 1995, 3: 42-45.
FAN C J, LI F CH. A study on igniter to shorten ignition delay time for micro-solid propellants rocket motor [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1995, 3: 42-45.
- [9] 李宜敏, 张中钦, 张远君. 固体火箭发动机原理 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1991.
LI Y M, ZHANG ZH Q, ZHANG Y J. *Solid propellant rocket elements* [M]. Beijing: Beijing Aeronautics and Astronautics University Press, 1991. (in Chinese)
- [10] SUTTON G. *Rocket propulsion elements: an introduction to the engineering of rockets* [M]. New York: Wiley, 1992.
- [11] 清华大学工程力学系. 流体力学基础(下册) [M]. 北京: 清华大学, 1994.
Department of Engineering Mechanics, Tsinghua University. Foundation of fluid mechanics (the second volume) [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 1994. (in Chinese)
- [12] ORIEUX S, ROSSI C, ESTEVE D. Compact model based on a lumped parameter approach for the prediction of solid propellant micro-rocket performance [J]. *Sensor and Actuators A*: 2002, 202: 383-391.

作者简介: 尤 政 (1963—), 男, 江苏扬州人, 博士, 教授, 博士生导师, 研究方向为微米/纳米技术, 微光机电系统集成, 微纳卫星技术。

张高飞 (1977—), 男, 河南开封人, 博士研究生, 研究方向为 MEMS 技术, 微推进技术。