

## 微型推进系统技术方案研究

韩先伟, 周 军, 唐周强, 郭 斌, 张恩昭  
(陕西动力机械设计研究所, 陕西 西安 710100)

**摘 要:** 将微机电系统 (MEMS) 技术应用于微推进系统可以降低成本, 减少风险, 并可满足微型航天器对性能、体积和质量等的特殊要求。本文针对微电热推力器 (FMMR) 和微型双组元液体火箭发动机的技术方案进行研究, 采用直接蒙特卡罗 (DSMC) 方法, 对影响 FMMR 工作特性的因素进行了研究, 并对其进行了性能评估; 应用商用 FLUANT 软件, 计算并分析了二维喷管流场的附面层情况; 对无毒液体推进剂进行点火试验选择。研究结果表明, 对于 FMMR 当采用  $H_2O$  作为推进剂工质, 比冲为 68.247s, 推力为 0.225mN, 效率为 52.6%。通过采取其它措施可以进一步提高比冲、推力和效率。对于微型双组元液体火箭发动机, 采用醇类作燃料时, 启动平稳、响应时间短。通过系统集成和一体化设计, 微推进系统在未来微型航天器上具有广阔的应用前景。

**关键词:** 微推进; 微机电系统 (MEMS); 微电热推进; 微型双组元液体火箭发动机

中图分类号: V439

文献标识码: A

文章编号: (2005)01-0001-07

## Study of micropropulsion system technical options

Han Xianwei, Zhou Jun, Tang Zhouqiang, Guo Bin, Zhang Enzhao

(Shaanxi Power Machine Design & Research Institute, Xi'an 710100, China)

**Abstract:** The cost and risk of micropropulsion can be greatly reduced by use of MEMS technology. The micropropulsion system based on MEMS can meet special requirements of spacecraft, such as performance, volume and weight. The technical option of free molecule micro resistojet (FMMR) thruster and micro bipropellant liquid rocket engine is studied in the paper. The characteristic of FMMR under various conditions is investigated by use of direct simulation Monte Carlo (DSMC) method, and its performance is also evaluated. Applying the FLUENT commercial software, the characteristic of flow in the layer of two dimension nozzle is calculated and analyzed. At the same time, the operation performance of various nontoxic propellants is researched. The results of

收稿日期: 2004-07-07; 修回日期: 2004-12-06。

作者简介: 韩先伟 (1969—), 男, 博士, 研究领域为微推进。

study show that the specific impulse, thrust and efficiency is  $I_{sp} = 68.247s$ ,  $F = 0.225mN$  and  $\eta = 52.6\%$  respectively for FMMR using water ( $H_2O$ ) as propellant. For micro bipropellant liquid rocket engine, the chamber pressure is smooth and response time is rapidly during startup phase using hydrocarbon (methanol, ethanol or kerosene) as fuel. Through system integration, the micropropulsion has widely application prospect for in-orbit maneuvers on military and civil micro/nanospacecrafts in the future.

**Key words:** micropropulsion; micro-electromechanical systems (MEMS); free molecule micro resistorjet (FMMR); micro bipropellant liquid rocket engine

## 1 引言

微推进具有集成化程度高、体积小、质量轻、响应速度快、推质比高、功率小、可靠性高和易于集成为推进阵列等特点。它主要用于微型航天器的姿态控制、精确定位、位置保持、阻力补偿、轨道提升、重新定位、卫星星座系统的编队飞行以及重力场测量和深空探测等。

基于微机电系统 (MEMS) 技术的微型推进系统, 可以减小质量、体积, 提高推质比, 把推进系统小型化提高到空前的水平, 从而降低成本, 缩短研制周期, 是未来微型航天器的最佳选择<sup>[1-3]</sup>。国外基于 MEMS 的微推进研究虽然已经取得一定成果, 但很多技术需要进一步验证和飞行考核。国内微型航天器研究正处于起步阶段, 微推进技术的研究刚刚开始。目前, 清华大学在从事微推进技术的基础研究<sup>[4,5]</sup>, 陕西动力机械研究所在化学微推进和微型电推进领域开展了理论和试验研究, 已经突破了多项关键技术, 目前正在进行样机研制。

微推进系统并不是将现有的微推进系统微型化, 它是采用微尺度 ( $\mu m$  量级) 下特殊的原理进行工作, 其内部流动涉及多相稀薄气体流, 其流动控制方程为 Boltzmann 方程。本文分别采用直接模拟蒙特卡罗 (DSMC) 方法<sup>[6,7]</sup>和三维稳态强制对流湍流模型对微电热推进器和化学双组元微推进器进行了模拟计算, 并研究了 98% 过氧化氢/甲醇、98% 过氧化氢/酒精、98% 过氧化氢/煤油和 90% 过氧化氢/煤油共四种无毒液体推进剂组合并进行喷注器点火试验。

## 2 微型推力器

### 2.1 微电热推进器

微电热推进器 (FMMR) 的工作原理是采用薄膜电阻加热器, 通过推进剂分子与加热器和壁面的碰撞, 将能量传递给推进剂, 再经过喷管喷出, 产生推力。它的工作压强为  $50Pa \sim 500Pa$ , 推力器尺寸很小 (通道宽度  $1\mu m \sim 100\mu m$ ), 推力器内以分子状态流动。与其它微推力器相比, FMMR 用于微航天器的姿态控制和位置保持具有: 结构简单、质量轻、不容易被堵塞、推质比高、成本低、推力范围大 (可集成微推力器列阵) 等很多优点。FMMR 采用 MEMS 技术进行加工, 通过光刻加工、封装和集成技术形成微推力器结构, FMMR 推力器结构图像见图 1。

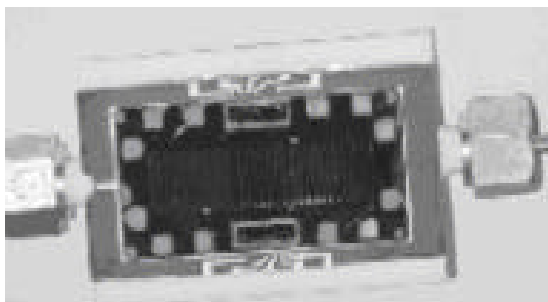


图 1 FMMR 推力器图像

Fig.1 Picture of FMMR thruster

### 2.2 微型双组元液体火箭发动机

微型双组元液体火箭发动机主要集成微型涡轮机、燃烧室、微型泵和阀、传感器、燃料控制

系统、信号处理和控制电路、接口、通信以及电源等一体的批量制作的微型器件或系统。发动机方案见图 2。基于 MEMS 技术的微型双组元液体火箭发动机具有：结构简单、质量轻、无泄漏、推质比高、成本低等优点。其推力范围是目前常规发动机难以实现，且系统集成，无外接管路、接头。

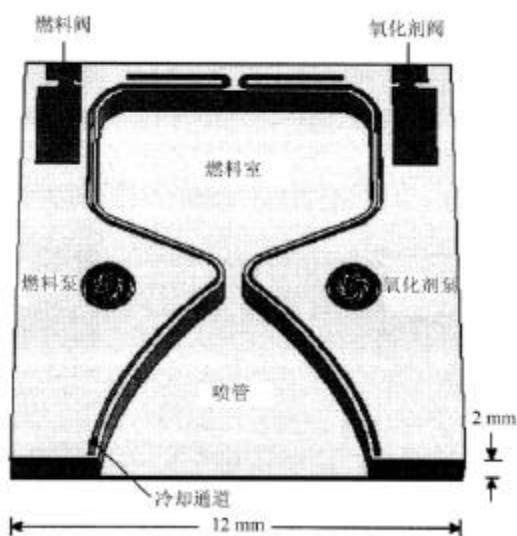


图 2 微型双组元发动机

Fig.2 Picture of Micro bipropellant engine

### 2.2.1 微型双组元发动机喷注器和燃烧室

喷注单元设计最重要的是建立喷注器流体通道的几何形状，它包括单个喷孔的几何形状和集液腔的几何形状。流体流道的几何形状控制了推进剂的流量，确定了喷注单元的雾化性能和混合性能，从而确定了喷注器的性能和工艺性。由于层板技术使得喷注器的流路布置几乎不受限制，其流量和混合比分布比较容易达到均匀，可提高性能。基于 MEMS 技术，喷注器采用 X 型的撞击式喷注器结构。燃烧室采用二维体燃烧室方案和二维体拉瓦尔喷管方案。

### 2.2.2 喷管

与燃烧室结构相同，采用二维体最大推力喷管方案，出口型面采用矩形结构，选择面积比为 15: 1。按一维等熵条件，由熟知的可压缩流理论，用跨音速流动来分析，可以在喉部处确定出一个等 M 数的线。给定沿此线的流动情况和固体边界，

就可以用气体动力学中的特性线法作出流场的核心区。完全由喉部状态确定的这部分超音速流场定义为火箭喷管的核心区。线上选择点 P', P'' .....等，可以作出一系列的控制面 P'E', P'E'' .....等，并由此计算出喷管型面上的点 E', E'' .....点。控制面 PE 的方程为：

$$\frac{w_e \times \cos(\mathbf{q}_e - \mathbf{a}_e)}{\cos \mathbf{a}_e} = -I_1 \quad (1)$$

$$\frac{w_p \times \cos(\mathbf{q}_p - \mathbf{a}_p)}{\cos \mathbf{a}_p} = -I_1 \quad (2)$$

$$r_e r_p w_e^2 \sin^2 \mathbf{q}_e \operatorname{tg} \mathbf{a}_e = -I_2 \quad (3)$$

$$r_p r_p w_p^2 \sin^2 \mathbf{q}_p \operatorname{tg} \mathbf{a}_p = -I_2 \quad (4)$$

### 2.2.3 微型姿态控制系统

姿态控制系统由总线接口单元、中央处理单元、推力室驱动单元、检测反馈单元、电源变换单元等几部分组成。采用 ASIC (Application Specific Integrated Circuit, 专用集成电路) 的方法来实现。

## 3 理论分析

在自由分子状态下，流经膨胀缝隙的数密度

$$\dot{N}_i = \frac{n_0 \bar{c}'}{4} A_s \mathbf{a} \quad (5)$$

式中， $\mathbf{a}$  为热适应系数，它表示反射分子在多大程度上适应了 FMMR 壁面的温度，它与壁面温度有关，当薄膜电阻壁面温度在 300K~700K 之间时， $\mathbf{a} = 0.90 \sim 0.54$ ； $n_0$  为分子数密度。

$$n = \frac{p}{kT_0} \quad (6)$$

分子的平均热运动速率

$$\bar{c}' = \sqrt{\frac{8kT_0}{\pi m}} \quad (7)$$

由推进剂工质的分子量，可以得到流经膨胀

缝隙的质量流量

$$\dot{m} = m\dot{N}_i = m \frac{n_0 \bar{c}'}{4} a A_s = m a A_s \frac{n_0}{4} \sqrt{\frac{8kT_0}{\pi m}} \quad (8)$$

推力器产生的推力通过推进剂工质的动量确定

$$F = a A_s \frac{n_p}{4} \left( \frac{8kT_0}{\pi m} \right)^{1/2} \left( \frac{\pi kT_0}{2} \right)^{1/2} = a \frac{n_0 kT_0}{2} A_s \quad (9)$$

根据推力器的工作滞止温度, 其比冲

$$I_{sp} = \sqrt{\frac{\pi kT_0}{2m}} / g \quad (10)$$

## 4 FMMR 数值模拟计算

FMMR 的数值模拟计算采用 DSMC 方法, 当采用 Ar 为推进剂工质时, 网格尺寸  $\Delta h$  为工质分子平均自由程的 25%, 即

$$l = \frac{1}{\sqrt{2} p d^2 n} = 20.3 \mu\text{m}, \text{ 网格的宽度和}$$

长度  $\Delta h = 5 \mu\text{m}$ , 流动进入自由分子流区域, 模拟计算对计算机的内存和速度要求过高; 同时, 中低速流动中遇到的最难克服的问题是 DSMC 得出结果的巨大统计散布。为此采用信息保存 (IP) 方法, 其原始信息来源于工质来流和物体表面, 而当分子从表面反射、相互碰撞、受到力作用以及从边界进入时, IP 获得新值。通过建立合理的数学模型 (气体分子与固体壁面相互作用模型) 和设置合理的输入参数, 可以准确预估 FMMR 的性能。

### 4.1 FMMR 计算模型

FMMR 的结构特点为二维平面对称结构, 由多个结构相同的推进单元组成。为进行方案论证, 计算模型采用喷管型面为扩张型面, 计算采用二维模型进行计算, 由于每个推进单元结构相同, 可计算单个推进单元, 推进单元结构简图和计算模型见图 3。

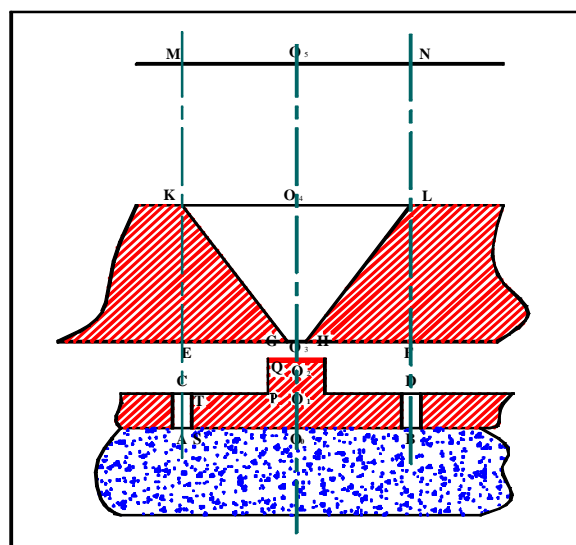


图 3 FMMR 计算区域模型

Fig.3 Computation domain model of FMMR

本计算采用 CLL (Cercignani-Lampis-Lord Model) 反射模型; 分子碰撞模型采用变径硬球 (VHS) 模型, 它可以表现真实气体的规律; 分子碰撞对的选取采用取舍方法 (ARM), 当最大碰撞概率接近 1 时, 该方法十分有效。根据分子截面的模型不同, 分子碰撞后的散射不同。

### 4.2 数值模拟计算结果与分析

模拟计算需要 12000 个非稳态时间步长, 在流场取样过程中, 需要  $10^4$  个额外的稳态时间步长。根据气体的平均热运动速率和缝隙宽度, 非稳态部分的求解大约需要 200 次, 在稳态条件下, 计算区域内包括  $10^5$  个粒子。网格单元的样本数为  $2 \times 10^5$  量级, 流通截面的样本数为  $10^6$ , 由于取样的样本数很大, 计算所得的比冲统计分散度小于 1%。同时, 对计算机的性能要求也很高, 采用 AMD 2.2GHz 计算机, CPU 的计算时间需要 100 小时以上。

#### 4.2.1 加热器温度与比冲的关系

由于氩气为单原子分子, 计算简单, 因此采用 Ar 作为计算的推进剂工质, 但 Ar 本身不是最佳的推进剂。Ar 的加热器壁面温度与比冲的关系见图 4。随着温度的增加, 比冲增加比较缓慢。而理论分析见公式 (10),  $I_{sp}$  与  $\sqrt{T_0}$  成正比, 引起比冲上升缓慢的原因可能是由于 FMMR 的固体壁面温度相对较低, 随着分子热运动速度的增加, 分

子与喷管壁面的碰撞频率增加,降低了比冲。

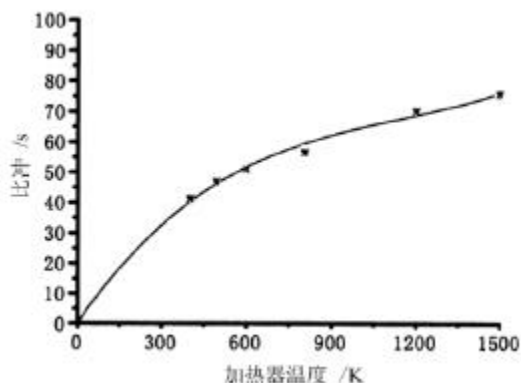


图 4 薄膜加热器温度与比冲的关系

Fig.4 The relation between heater temperature and specific impulse

#### 4.2.2 喷管扩张角与比冲的关系

对于 FMMR 来说,随着温度的增加,热的推进剂分子(加热器温度)与低温喷管扩张段壁面的碰撞增加,引起分子能量损失。喷管缝隙扩张半角  $\vartheta$  与比冲的关系见图 5。

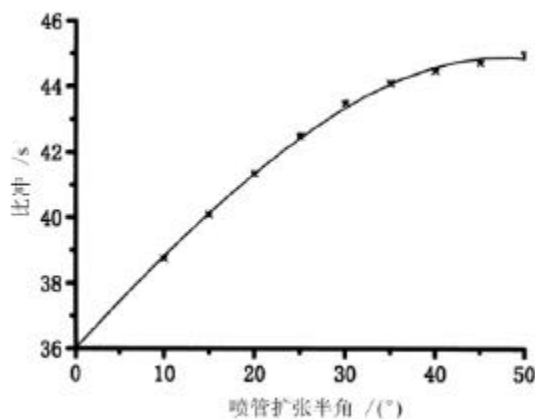


图 5 喷管缝隙扩张半角  $\vartheta$  与比冲的关系

Fig.5 The relation between half divergence angle and specific impulse

当扩张半角大于  $30^\circ$  时,扩张段壁面将膨胀流的切向动量转换为轴向动量,这将提高 FMMR 的性能。随喷管缝隙长度的增加,喷管效率下降,这是因为随着喷管长度的增加,一方面喷管壁面的温度下降,分子与壁面的碰撞降低了分子速度,另一方面喷管的摩擦损失增加。对于小的扩张角

( $0^\circ$ ), 壁面流动的剪切力起主导作用,这将大大降低喷管的性能,即喷管出口壁面为直线,壁面的剪切力损失大幅增加。因此,喷管的扩张半角应大于  $30^\circ$ , 这是最低的扩张半角。对于稀薄气体流动,喷管的膨胀比小,意味着剪切力损失大。

#### 4.2.3 推进剂种类与比冲的关系

由公式 (10) 可知, FMMR 的比冲与推进剂分子量的  $\sqrt{1/m}$  成正比。推进剂分子量越小,其膨胀做功能力越强,所以相对应的比冲就越高。对于多原子气体,假定推进剂的内能为零,气体与壁面的相互作用对性能的影响较大。考虑到推进剂贮箱的尺寸和质量,以及 FMMR 的工作压强低等因素,采用液体  $H_2O$  为推进剂工质,比冲为 68.247s。

#### 4.2.4 FMMR 尺度与比冲的关系

如果提高 FMMR 的滞止压强,就可以增加推力。根据计算单位长度的缝隙产生的推力为定值,这意味着随着滞止压强的提高,缝隙的尺寸减小。因此,单位面积上缝隙尺寸越小,缝隙面积越大,推力也越高。随着推力的下降,比冲变化不大,这一点对小推力工作十分重要。当航天器进行增量机动和临界定点时,需要很小的推力,此时可以通过降低工作压强、减小结构尺寸和降低工作温度等方法减小推力,而比冲变化不大。并且通过简单的阀门响应控制,可以获得任意小脉冲冲量。由于推力调节方便,表明 FMMR 可以完成航天器的多种机动任务。

#### 4.2.5 FMMR 性能估算

通过计算,当采用 Ar 作为推进剂工质,薄膜电阻温度为 600K,工作滞止压强为 500Pa 时, FMMR 推进单元的比冲为 45.160s, 推力为 0.158mN, 效率为 25.8%。当采用  $H_2O$  作为推进剂工质,薄膜电阻温度为 600K,工作滞止压强为 500Pa 时, FMMR 推进单元的比冲为 68.247s, 推力为 0.225mN, 效率为 52.6%。如果进一步提高薄膜电阻的温度,可以提高 FMMR 的比冲;如果提高工作滞止压强,可以提高 FMMR 的推力;当 FMMR 在真空环境条件下工作时,由热传导和对流引起的能量损失将进一步减小, FMMR 的效率将得到提高。

由于 FMMR 的特点是便于集成, 可以通过将多个推进单元集成为 FMMR 推力器。目前, 我们研究将 30 个推进单元进行集成, 这样, 当采用  $\text{H}_2\text{O}$  作为推进剂工质, 薄膜电阻温度为 600K, 工作滞止压强为 500Pa 时, FMMR 推进单元的比冲为 68.247s, 推力为 6.750mN。

## 5 微型双组元发动机性能分析

应用计算流体力学商用软件 FLUENT, 对微型双组元推力室流场进行了数值模拟。根据对称性原则, 选取了四分之一的推力室进行三维数值模拟, 计算得到了在不考虑壁面换热情况下的压力、温度和速度分布。

### 5.1 几何物理模型及控制方程

本计算采用三维稳态强制对流湍流模型, 并运用 GAMBIT 划分网格, 计算网格总数为 55566, 节点总数为 61260, 网格为六面体网格。

已知参数:  $P_c = 0.5 \text{ MPa}$ ,  $T_c = 2490 \text{ K}$ , 飞行高度 40km。计算采用的控制方程通用形式为:

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial G}{\partial y} + \frac{\partial H}{\partial z} = Q \quad (11)$$

式中,  $F$ 、 $G$ 、 $H$  为无粘项;  $Q$  为粘性项。

工程上湍流模型广泛应用的标准  $K-e$  两方程模型, 其方程为:

$$\mathbf{r} \frac{\partial K}{\partial t} + n_k \frac{\partial K}{\partial x_k} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( m + \frac{m}{s_k} \right) \frac{\partial K}{\partial x_j} \right] + m \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \mathbf{r} \mathbf{e} \quad (12)$$

$$\mathbf{r} \frac{\partial e}{\partial t} + n_k \frac{\partial e}{\partial x_k} = \frac{\partial}{\partial x_k} \left[ \left( m + \frac{m}{s_e} \right) \frac{\partial e}{\partial x_k} \right] + \frac{c_1 e}{k} m \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - c_2 \mathbf{r} \frac{e^2}{K} \quad (13)$$

$$\mathbf{e} = k^{3/2} / L \quad (14)$$

### 5.2 边界条件及计算模型

计算时采用的边界条件为压力入口边界条件和压力出口边界条件, 计算模型选取三维耦合稳态隐式算法, 并采用标准  $K-e$  两方程湍流模型。近壁处采用标准壁面函数处理。采用控制容积法

离散控制方程、流动方程、湍流动能方程、湍流耗散率方程均采用二阶迎风差分格式。

### 5.3 计算结果

图 6 为计算流场的压力、温度、速度云图, 从各种参数的分布图可以看出: 静温、静压、马赫数、速度场的分布符合流动规律。图中给出了沿着喷管扩张方向的不同截面上马赫数和速度变化图。在各个截面上, 中心区速度与边区速度差别很大, 附面层厚度较大。图 7 分别给出了距离壁面为 0.28mm 截面上速度场的分布图。比较可以看出: 距离中心对称面愈近, 速度分布规律与中心区愈接近。在距离壁面 0.28mm 处截面上的速度分布已经很接近中心区的速度分布, 可以认为流动附面层厚度为 0.28mm。

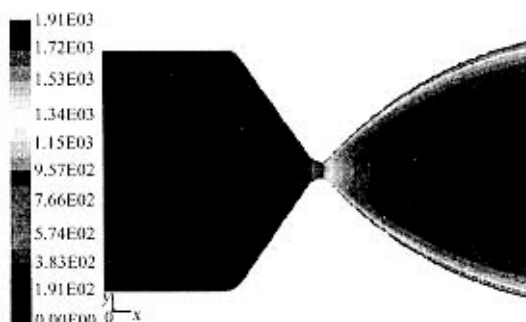


图 6 中心对称面速度分布图

Fig.6 Velocity distribution at centrosymmetric section

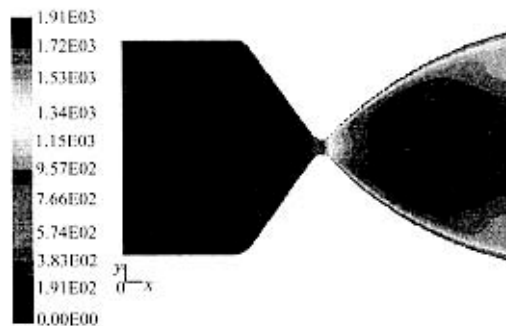


图 7 距离外壁面 0.28mm 速度图

Fig.7 Velocity distribution at  $z = 0.28\text{mm}$  section

这对于厚度仅为 1.6mm 的推力室而言, 附面层厚度达到 17.5%。这样会大大增加喷管流动的附面层损失, 因而在推力室设计时, 应当着重考虑附面层损失。

## 6 推进剂选择和点火试验

在扩尺试验件 10N 推力室上, 采用 98%过氧化氢/甲醇、98%过氧化氢/酒精、98%过氧化氢/煤油、和 90%过氧化氢/煤油共四种推进剂组合进行推进剂方案选择的喷注器点火试验。

试验结果表明, 采用醇类作燃料时, 起动比较平稳, 建压时间及起动响应时间较短; 而采用煤油作为燃料时, 起动过程压力峰较大, 且很不稳定, 需经过几个振荡后才能进入稳态段, 而且室压振荡较明显。因此, 初步选择的推进剂组合为过氧化氢与醇类。

## 7 结论

微推进系统具有结构简单、质量轻、推质比高、成本低、集成度高等优点。

对于泵压式微型双组元发动机, 通过数值模拟计算表明: 二维喷管附面层损失较大, 厚度达到 0.28mm, 占喷管厚度的 17.5%, 是喷管设计中重点考虑的损失因素。通过对过氧化氢与甲醇、乙醇、混醇、煤油等双组元推进剂点火试验考核, 确定推进剂组合为过氧化氢与醇类。

对于 FMRR, 通过数值模拟计算表明: 当采用  $H_2O$  作为推进剂工质, 薄膜电阻温度为 600K, 工作滞止压强为 500Pa 时, FMRR 推进单元的比冲为 68.247s, 推力为 6.750mN。如果进一步减小

FMRR 的结构尺寸, 其性能还可以提高。

目前我们正在进行试验研究和工程样机研制, 通过基于 MEMS 微型泵、阀和集成控制电路的研究, 其结构将更加紧凑, 性能将更加优良, 微推进系统在微小航天器上具有广阔的应用前景。

### 参考文献:

- [1] Michael M Micci, Andrew D, Ketsdever, Micro-propulsion for Small Spacecraft [M], American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc.
- [2] 林来兴, 现代小卫星与纳卫星技术发展[J], 国际太空, 2002, (8).
- [3] Amanda A Green, Demonstration and Quantitative Characterization of a MEMS Fabricated Propulsion System for the Next Generation of Microspacecraft [R], AIAA 2001-0009.
- [4] Xiong Jijun, Zhou Zhaoying, Ye Xiongying, et al, Measurement of Thrust for the Micro Colloid Thruster [C], Proceedings of 5<sup>th</sup> International Symposium on Test and Measurement, 2003.
- [5] 陈旭鹏, 李勇, 周兆英, 微小型化学推进器的研究[J], 微纳电子技术, 2003, (7).
- [6] Wong J, Ketsdever A, Reed H, Numerical Modeling of the Free Molecule Micro-Resistojet Prototype and Next Generation Designs Evaluation [R], AIAA 2003-3581.
- [7] Reni, Raju, Subrata Roy, Modeling Single Component Fluid Transport through Micro Channels and Free Molecule Micro-Resistojet [R], AIAA 2004-1342.

(编辑: 马杰)