

文章编号: 1000-8055(2010)04-0808-08

# 喉部不对称对微喷管性能影响

童军杰<sup>1,2</sup>, 徐进良<sup>1</sup>, 岑继文<sup>1</sup>

- (1. 中国科学院 广州能源研究所 微能源系统实验室, 广州 510640;  
2. 广东海洋大学 工程学院, 湛江 524006)

**摘 要:** 以 FLUENT 6.1 软件为工具, 利用数值计算求解二维稳态可压缩 Navier-Stokes (N-S) 方程, 模拟了微喷管内超声速流体流动, 分析了喷管喉部结构不对称对喷管内部的流场和喷管性能的影响. 这种喉部结构不对称是由于喉部上下顶点在  $x$  方向偏离一定距离所造成的. 数值计算结果表明, 喷管喉部在流体流动方向的不对称, 将导致喷管内部流体流场不平衡性, 使得流量增大, 喷管出口的  $x$  方向推力增加,  $y$  方向产生了多余的推力.

**关 键 词:** 数值计算; 不对称; 流量; 推力; 微喷管

**中图分类号:** V430

**文献标识码:** A

## Effects of throat asymmetry on micro nozzle's performance

TONG Jun-jie<sup>1,2</sup>, XU Jin-liang<sup>1</sup>, CEN Ji-wen<sup>1</sup>

- (1. Micro Energy System Laboratory, Guangzhou Institute of Energy Conversion, Chinese Academy of Sciences, Guangzhou 510640, China;  
2. Engineering College, Guangdong Ocean University of Technology, Zhanjiang 524006, China)

**Abstract:** FLUENT 6.1 software was applied to simulate the supersonic flow in micro convergent-divergent nozzle. The simulation was complemented by computing steady two-dimensional Navier-Stokes (N-S) equations to study the effects of flow fields and performance of thruster from throat structure asymmetry. The asymmetry of throat was caused by deviation of throat upper vertex from lower vertex in  $x$  direction. The simulation results show that the asymmetry of throat causes fluids perturbation inside thruster, mass flow rate increases, and  $x$  direction thrust force decreases while additional  $y$  direction thrust force is produced at the exit of thruster.

**Key words:** numerical simulation; asymmetry; mass flow rate; thrust force; micro thruster

微喷管主要用于微小型卫星和微型航天器的微推进系统中. 对微喷管展开细致的研究, 对于指导推进系统的设计及性能改进有重要的意义. 近年来, 相关研究工作者对微喷管进行了许多实验研究与数值计算研究<sup>[1-8]</sup>, 在进行数值计算研究过程中, 为了节省计算时间, 对二维喷管, 仅只取一

半作为计算对象, 对三维喷管, 仅只取四分之一作为计算对象进行研究.

尺度的微型化对微喷管加工精度的要求越来越高. 如果加工精度不够, 将会导致微喷管结构的不对称性, 导致微喷管内部流体流动的不平衡性, 并进而影响喷管的推进性能.

收稿日期: 2009-04-08; 修订日期: 2009-12-07

基金项目: 国家杰出青年科学基金(50825603); 国家青年科学基金(50906092)

作者简介: 童军杰(1976-), 男, 山西洪洞人, 博士生, 讲师, 主要从事微尺度流动与传热研究.

通讯作者: 徐进良(1966-), 男, 安徽安庆人, 研究员, 博士, 主要从事微尺度流动与传热研究.

对于收缩-扩张超声速微喷管,当喷管出口压力很低且接近真空时,喷管处于欠膨胀区域,流体流出喷管后,在管外还要自由膨胀。高速流体通过喉部时,由于喉部几何形状的不对称,将影响喷管内部流体的流动特别是流体的流动方向,造成流动的不平衡性,影响微喷管的性能,并进而影响微型航天器在太空中的调姿和轨道运行。对此,目前很少有相关文献进行研究。

为了研究当喷管出口压力接近真空时,喷管喉部上下顶点不对称对喷管内部流体流动及喷管出口推进性能的影响,本文以 FLUENT 6.1 为工具,数值模拟了喉部上下顶点在  $x$  方向上偏离不同距离,对喷管内部流体质量流速,流体质量流量和喷管出口推力的影响。

## 1 物理模型

### 1.1 微推进器的几何结构

本文所研究的微喷射器,以 Bayt<sup>[2]</sup> 喷管算例为参考,由于刻蚀深度为  $308\mu\text{m}$ ,远大于喷管喉部宽度  $19\mu\text{m}$ ,同时,为了节省计算时间,因此计算模型采用二维几何结构,二维数值计算喷管的形状及坐标系的建立如图 1。

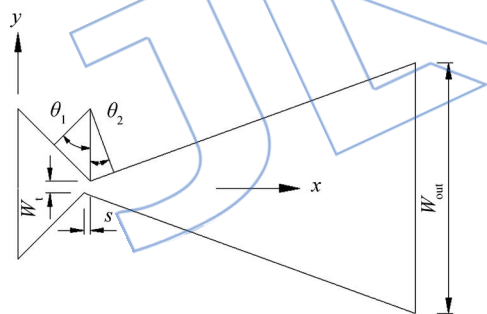


图1 微喷管几何结构

Fig. 1 Geometry of micro nozzle

喷管喉部宽度  $W_t = 19\mu\text{m}$ , 半收缩角  $\theta_1 = 45^\circ$ , 半扩张角  $\theta_2 = 20^\circ$  几何扩张比  $W_{\text{out}}/W_t = 5.4$ , 喉部上下顶点在  $x$  正方向的偏移距离  $s$  为  $1.5 \sim 4.75\mu\text{m}$ 。在此,仅考虑偏离距离  $s$  为正值的情况,即喉部上顶点在  $x$  轴的坐标值大于喉部下顶点在  $x$  轴的坐标值。

### 1.2 计算区域及网格划分

考虑微喷管外流场对微喷管计算的影响,计算区域包含了喷嘴出口外的影响区域,计算区域、坐标系的建立和边界条件设定如图 2。

在计算区域内,采用四边形结构网格,在喷嘴

喉部与壁面附近加密,并且对于喷管内部最贴近壁面的一层网格,其网格线与壁面垂直。整个计算区域的网格数为 42 600 个。其中,喷嘴内计算区域网格的数目为  $180 \times 120$ ,喷嘴外计算区域网格的数目为  $70 \times 300$ ,网格划分如图 3 和图 4。

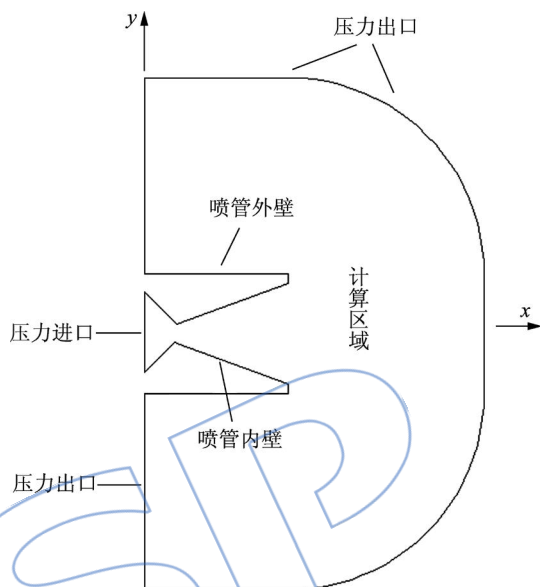


图2 计算区域

Fig. 2 Computation region

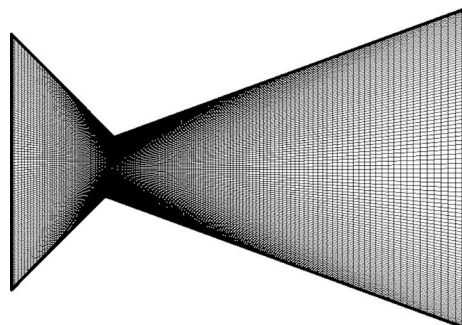


图3 微喷嘴内计算区域网格划分

Fig. 3 Grid generation in micro thruster computation region

### 1.3 控制方程

使用 Navier-Stokes (N-S) 方程结合一阶壁面滑移和温度跳跃边界条件。

N-S 方程的通用形式如下<sup>[9]</sup>:

$$\text{div}(\rho \mathbf{U} \phi) = \text{div}(\Gamma \text{grad} \phi) + S \quad (1)$$

式中  $\rho$  为流体密度,  $\mathbf{U}$  为流体速度矢量,  $\Gamma$  为广义扩散系数,  $S$  为广义源项,  $\phi$  为通用变量, 可以代表  $u, v$  和  $T$  等求解变量。其中,  $u$  和  $v$  分别为流体

速度矢量  $U$  在  $x$  方向和  $y$  方向的速度分量;  $T$  为流体热力学温度,通用控制方程涵盖了本文求解运用到的连续方程、动量方程和能量方程。

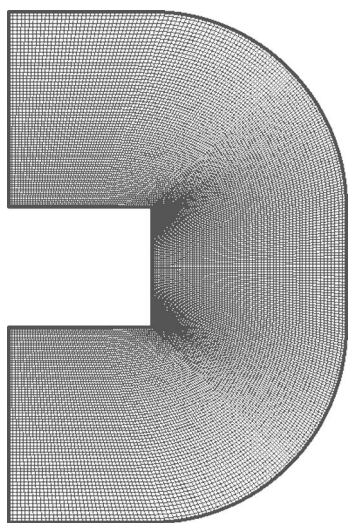


图4 微喷嘴外计算区域网格划分

Fig. 4 Grid generation outside micro thruster computation region

速度一阶壁面滑移边界条件<sup>[5]</sup>为

$$u_g^* - u_w^* = \frac{2 - \alpha}{\alpha} Kn \left( \frac{\partial u^*}{\partial n} \right)_w + \frac{3}{4} \frac{\Delta T_0}{T_0} \frac{1}{Re} \left( \frac{\partial T^*}{\partial s} \right)_w \quad (2)$$

壁面温度跳跃边界条件<sup>[5]</sup>为

$$T_g^* - T_w^* = \frac{2 - \alpha}{\alpha} \frac{2\kappa}{\kappa + 1} \frac{Kn}{Pr} \left( \frac{\partial T^*}{\partial n} \right)_w \quad (3)$$

其中  $u_g^*$  和  $T_g^*$  分别为壁面处流体沿壁面的无量纲切向速度和壁面处流体无量纲温度;  $u_w^*$  和  $T_w^*$  分别为壁面的无量纲切向速度和壁面无量纲温度;  $\kappa$  为流体的等熵指数, 取为 1.4;  $\alpha$  和  $\alpha'$  分别为壁面动量调节系数和热调节系数, 考虑到壁面粗糙度, 参考文献[2], 均取为 1。

克努森数  $Kn$ , 定义为平均自由程  $\lambda$  与特征几何长度  $L$  的比值, 其大小与当地雷诺数  $Re'$ 、气体等熵指数  $\kappa$  和马赫数  $Ma$  有关即

$$Kn = \frac{\lambda}{L} = \frac{\sqrt{\pi\kappa} Ma}{\sqrt{2} Re'} \quad (4)$$

喷管当地雷诺数  $Re$  定义为

$$Re' = \frac{\rho U L}{\mu} \quad (5)$$

式中  $\rho$ ,  $U$ ,  $\mu$  和  $L$  分别为气体的密度, 速度, 动力黏度和相应微喷嘴处的特征长度。

## 1.4 物性参数及边界条件设置

以 FLUENT 6.1 软件为工具进行二维稳态数值计算, 采用隐式耦合双精度层流模型, 喷嘴的进口设置为压力入口, 进口压力  $p^*$  为 0.15 ~ 0.56 MPa; 流体的出口设置为压力出口, 为 20 Pa; 壁面设为绝热边界条件; 流动的工质为氮气, 满足理想气体状态方程。氮气的动力黏度随温度变化, 遵从 Sutherland<sup>[10]</sup> 方程。连续性方程、动量方程、能量方程均采用二阶迎风离散格式。数值计算迭代残差精度设置为  $10^{-5}$ , 并且认为当流体在喷嘴进出口流量差在 0.1% 计算收敛。

其中, 氮气的动力黏度随着温度变化的 Sutherland<sup>[10]</sup> 方程如下:

$$\frac{\mu}{\mu_0} = \frac{T_0 + S_1}{T + S_1} \left( \frac{T}{T_0} \right)^{1.5} \quad (6)$$

式中  $\mu_0$  为参考温度  $T_0 = 273.11$  K 时的动力黏度系数, 在此对应的值为  $1.663 \times 10^{-5}$  kg/(m·s),  $S_1$  为常数 106.67 K。

## 2 计算结果及讨论

### 2.1 计算方法验证

#### 2.1.1 气体稀薄性分析

根据计算, 本文所有算例中微喷嘴管内计算区域的  $Kn$  值小于 0.03。在微喷嘴管内,  $Kn$  的最大值分布在喷嘴出口处的壁面附近。

克努森数  $Kn$  越大, 气体的稀薄性越强, 当  $Kn \leq 0.1$ , 流体的流动可以采用壁面有滑移的 Navier-Stokes (N-S) 方程。

#### 2.1.2 层流分析

根据计算, 本文所有算例中, 微喷嘴管的喉部特征雷诺数最大值为 1916, 对应于喷嘴进口压力为 0.66 MPa, 小于临界雷诺数 2200, 满足流体的层流条件。

喉部特征雷诺数定义为

$$Re = \frac{\rho u_t L_t}{\mu} = \frac{\dot{m}}{\mu_t h} \quad (7)$$

$$u_t = \sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa + 1} R T^*} \quad (8)$$

$$\rho = \frac{p^*}{R T^*} \left( \frac{2}{\kappa + 1} \right)^{\frac{1}{\kappa - 1}} \quad (9)$$

其中  $\rho$ ,  $u_t$ ,  $\mu$  和  $L_t$  为准一维等熵膨胀时喷嘴喉部处  $y$  方向截面平均密度, 平均速度, 平均动力黏度和喉部特征长度,  $h$  为喷嘴的刻蚀深度,  $\dot{m}$  为

喷管的质量流量,  $T^*$  为流体的喷管进口滞止温度, 在本文中设定为 300 K,  $p^*$  为流体的喷管进口滞止压力. 因此, 喷管的进口滞止压力与喷管喉部特征雷诺数一一对应.

### 2.1.3 计算模型验证

为了验证计算模型的正确, 以喉部结构对称, 几何扩张比为 16.9 喷管数值计算结果, 与 Bayt<sup>[2]</sup> 实验测试数据和有限体积法数值计算结果进行比较. 考虑环境背压  $p_{en} = 20 \sim 2000$  Pa 时, 环境背压变化对喷管推进性能的影响, 同时还考虑了在计算区域中增加喷管出口影响区域对喷管推进性能的影响. 流量系数  $C_d$  和推力系数  $\eta$  比较结果分别如图 5 中 (a) 和 (b).

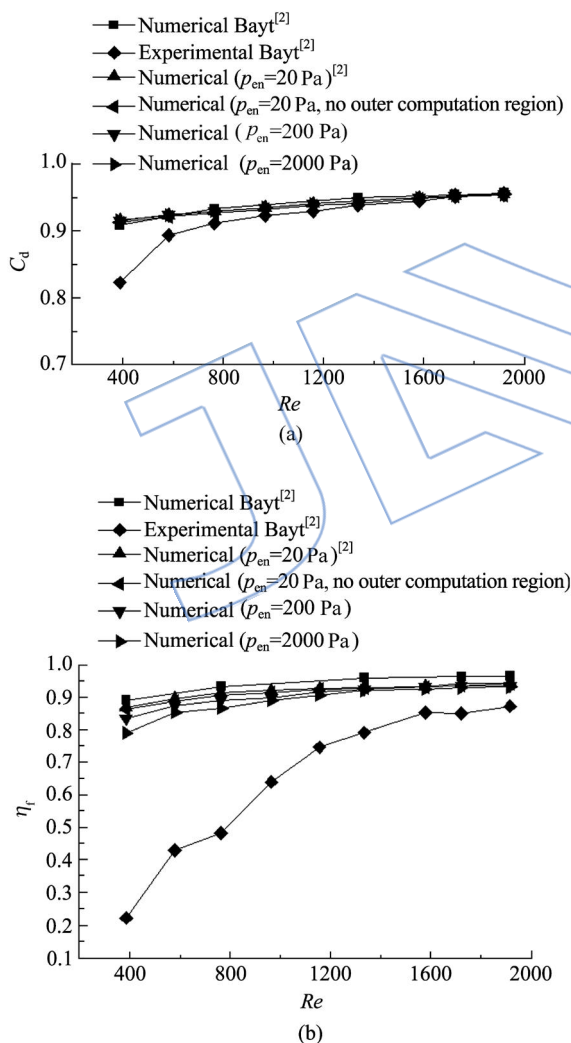


图5 计算结果值与 Bayt<sup>[2]</sup> 实验及计算结果对比

Fig. 5 Comparison of numerical results with experimental results and numerical results of Bayt<sup>[2]</sup>

其中, 流量系数  $C_d$  和推力系数  $\eta$  分别为二维喷管流体的流量和推力与相应理想非黏性气体的准一

维喷管的数值比值;  $p_{en}$  表示喷管出口的环境压力.

通过分析比较可以得知, 数值计算结果与文献数值计算结果吻合较好. 对于流量系数, 数值计算结果与文献实验测试结果吻合很好; 对于推力系数, 当喉部特征雷诺数较小时, 实验测试结果与数值计算结果误差较大; 当喉部特征雷诺数较大时 ( $Re > 1200$ ), 实验测试结果与数值计算结果吻合较好. 分析认为主要是因为低喉部特征雷诺数情况下, 推力测试的相对误差较大所引起的. 同时, 在计算中, 由于在喷管出口采用外推法进行计算, 文献计算结果没有考虑喷管出口环境背压的影响; 在低喉部特征雷诺数情况下, 由于喷管出口余压的推力贡献值不能忽略, 当环境背压增大时, 喷管出口余压推力值将减小, 因而喷管出口推力值将减小. 而对于考虑喷管出口影响区域所引起的性能计算结果误差较小. 由上所述, 本文数值计算模型能较好地预测喷管性能.

### 2.2 网格敏感性分析

为了分析计算网格数对计算精度的影响, 分别采取计算网格数为 42 600 和 74 400 的计算结果进行分析比较. 前者喷嘴计算区域网格数为  $180 \times 120$ , 喷嘴外计算区域网格数为  $70 \times 300$ ; 后者喷嘴计算区域网格数为  $180 \times 120$ , 喷嘴外计算区域网格数为  $70 \times 300$ . 当微喷管进口滞止压力  $p^*$  为 0.3 MPa 且出口环境压力  $p_{en}$  为 20 Pa 时, 计算网格数为 42 600 和 74 400 的流量计算值和推力计算值相对误差分别为 0.07 % 和 0.11 %. 分析表明计算网格数增加对数值计算的精度影响较小, 但是增加了计算时间.

### 2.3 质量流速场计算结果

#### 2.3.1 偏离距离 $s$ 对质量流速场影响

选取喷嘴喉部上下顶点沿  $x$  正方向的距离  $s$  为  $0 \sim 4.75 \mu\text{m}$ , 喷管进口压力为 0.15 ~ 0.35 MPa, 相对应的喷管喉部特征雷诺数为 435 ~ 1016 进行分析.

图 6 和图 7 分别为喷嘴进口压力为 0.3 MPa, 即喉部特征雷诺数为 871, 喉部上下顶点沿  $x$  正方向的偏离距离  $s$  为  $0 \mu\text{m}$  的质量流速分布和静压力分布对  $y$  轴进行镜像, 并与相应的喉部上下顶点沿  $x$  正方向的偏离距离  $s$  为  $4.75 \mu\text{m}$  喷管内部的质量流速分布和静压力分布在喷管出口处进行拼接.

图中流线及流线箭头表示喷管内部主流流体表现的流动及流动方向,  $U_m$  表示单位面积流体

的质量流速,  $p_s$  表示喷管内部流体的静压力。

图8为喷嘴喉部上下顶点沿  $x$  正方向的偏离距离  $s$  为  $0 \sim 4.75 \mu\text{m}$ , 喷管喉部特征雷诺数为 871 的喷管出口质量流速无量纲分布。流体的质量流速无量纲结果为流体的质量流速与相应的不考虑黏性的理想气体准一维情况下喷管出口的流体质量流速之比。

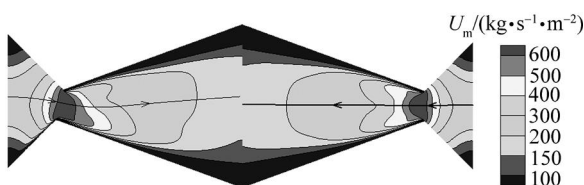


图6  $Re = 871$  时偏离距离  $s = 4.75 \mu\text{m}$  和  $s = 0 \mu\text{m}$  喷管内质量流速分布

Fig. 6 Mass velocity contours for  $s = 4.75 \mu\text{m}$  and  $s = 0 \mu\text{m}$  when  $Re = 871$

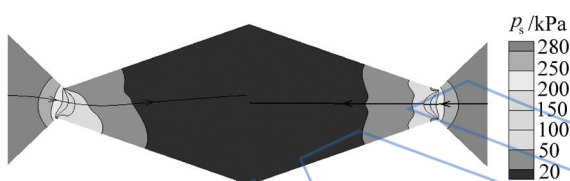


图7  $Re = 871$  时偏离距离  $s = 4.75 \mu\text{m}$  和  $s = 0 \mu\text{m}$  喷管内静压力分布

Fig. 7 Static pressure contours for  $s = 4.75 \mu\text{m}$  and  $s = 0 \mu\text{m}$  when  $Re = 871$

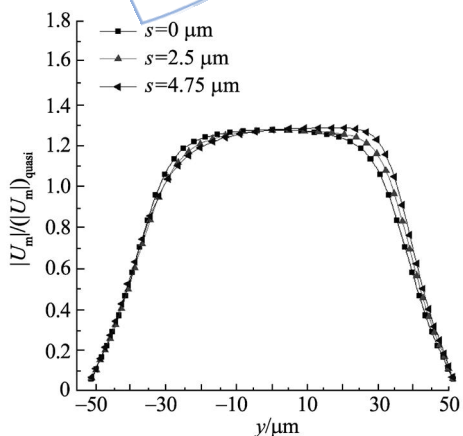


图8  $Re = 871$  时喷管出口方向质量流速分布

Fig. 8 Mass velocity at the exit plane of thruster when  $Re = 871$

从图6可以看出,当喷管喉部上下顶点对称,即  $s = 0 \mu\text{m}$  时,喷管内主流流体表现为向前流动;

当喷管喉部上下顶点偏离距离  $s = 4.75 \mu\text{m}$  时,在喉部前及喉部附近,主流流体将偏向下方流动,经过喉部后一段距离,主流流体将偏向上方流动。

从图7中可以看出,在喷管喉部附近,主流流体的流动方向由压力较高的区域向压力较低的区域流动,并且与等静压力线近似垂直。

从图8可以看出,随着喷管喉部上下顶点偏离距离  $s$  的增大,在喷管出口中心到上壁面的区域,质量流速增加,增加趋势为先升高后降低,而在喷管出口中心到下壁面的区域,质量流速减少,减少趋势为先升高后降低。并且前者区域的平均增加值大于后者区域的平均减少值。

### 2.3.2 喷管进口压力对质量流速场的影响

图9为喷管喉部上下顶点在  $x$  方向偏离的距离  $s$  为  $4.75 \mu\text{m}$ , 喷管滞止进口压力  $p^*$  为  $0.15 \sim 0.35 \text{ MPa}$ , 相应的喉部特征雷诺数为  $435 \sim 1016$  喷管出口流体质量流速无量纲分布结果。

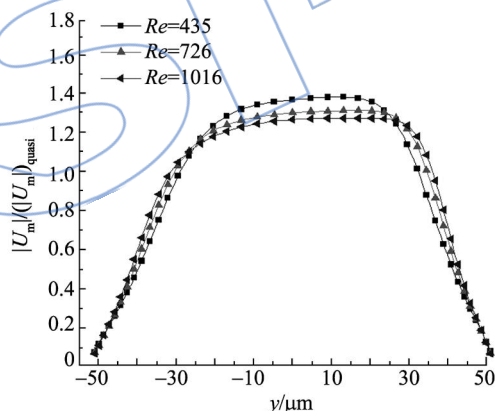


图9  $s = 4.75 \mu\text{m}$  时喷管出口方向质量流速分布

Fig. 9 Mass velocity at the exit plane of thruster when  $s = 4.75 \mu\text{m}$

从图9可以看出,当喷管进口压力增大时,即喉部特征雷诺数增加时,与相应准一维喷管出口质量流速比较,中心处的质量流速相对减小,而从喷管中心到上壁面和下壁面的过渡区域,质量流速相对增大。并且前者区域的流体质量流速平均增大值大于后者区域的流体质量流速平均增大值。

### 2.4 流量系数计算结果

图10为喷管进口压力为  $0.3 \text{ MPa}$ , 流体的流量系数随喉部上下顶点沿  $x$  正方向的距离  $s$  的变化。

图11为喷管喉部上下顶点沿  $x$  正方向的距离  $s$  分别为  $0 \sim 4.75 \mu\text{m}$ , 流体的流量系数随喉部

特征雷诺数的变化.

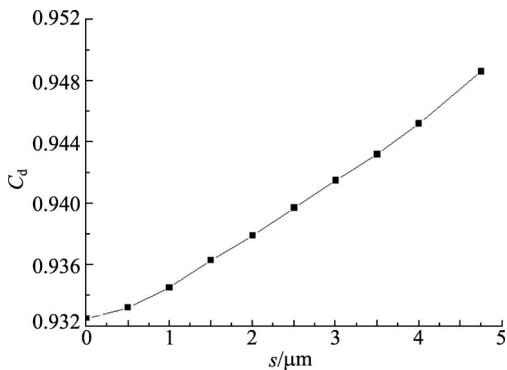


图 10  $Re = 871$  时流量系数  $C_d$  随  $s$  变化

Fig. 10 Coefficient of discharge  $C_d$  variation with  $s$  when  $Re = 871$

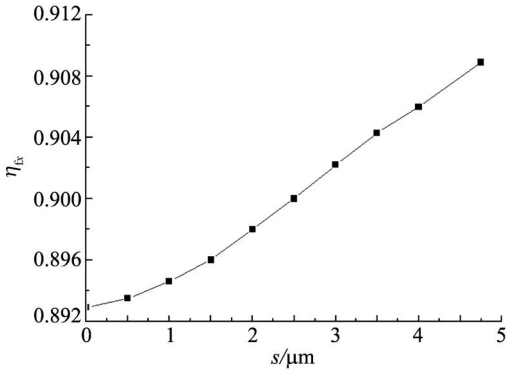


图 12  $Re = 871$  时推力系数  $\eta_x$  随  $s$  变化

Fig. 12 Thrust efficient  $\eta_x$  variation with  $s$  when  $Re = 871$

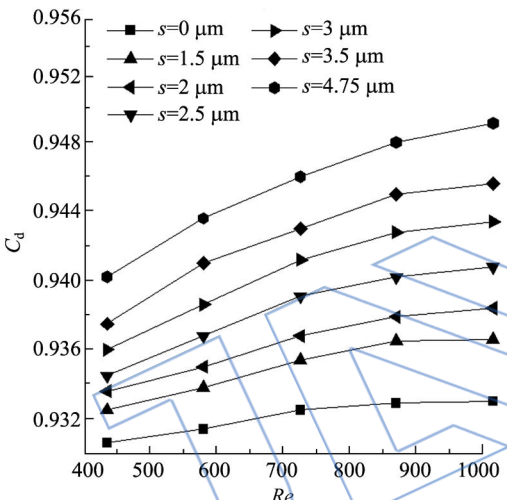


图 11  $s = 0 \sim 4.75 \mu\text{m}$  时流量系数  $C_d$  随  $Re$  变化

Fig. 11 Coefficient of discharge  $C_d$  variation with  $Re$  when  $s = 0 \sim 4.75 \mu\text{m}$

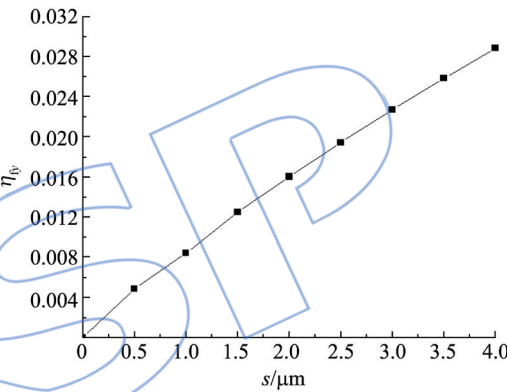


图 13  $Re = 871$  时推力系数  $\eta_y$  随  $s$  变化

Fig. 13 Thrust efficient  $\eta_y$  variation with  $s$  when  $Re = 871$

其中,流量系数  $C_d$  为二维喷管流体的流量与相应不考虑黏性的理想气体的准一维喷管的流量比值.

从图 10 中可以看出,喷管喉部上下顶点沿  $x$  正方向的距离  $s$  增大时,喷管的流量系数随之相应增大.

从图 11 中可以看出,当  $s = 0 \sim 4.75 \mu\text{m}$  时,喷管的流量系数均随着喉部特征雷诺数增大而增大.

### 2.5 推力计算结果

图 12 与图 13 分别为喷管进口压力为  $0.3 \text{ MPa}$  即喉部特征雷诺数  $Re$  为  $871$ ,喷管出口在  $x$  正向推力系数  $\eta_x$  与  $y$  方向推力系数  $\eta_y$ ,随喉部上下顶点在  $x$  方向的偏离距离  $s$  的变化.

图 14 为喷管喉部上下顶点在  $x$  方向的距离  $s$  分别为  $0 \sim 4.75 \mu\text{m}$ ,二维喷管出口  $x$  方向的推力系数  $\eta_x$  随喉部特征雷诺数的变化.

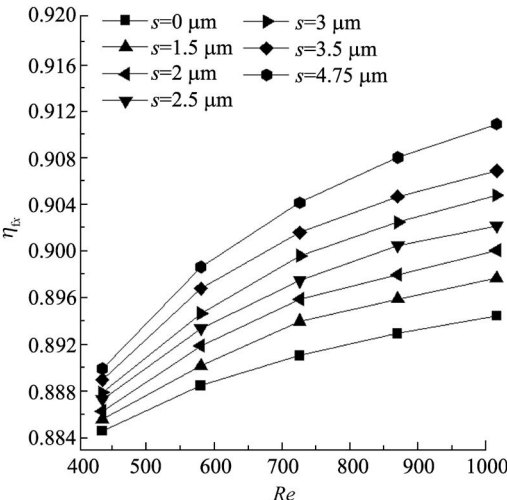


图 14  $s = 0 \sim 4.75 \mu\text{m}$  时推力系数  $\eta_x$  随  $Re$  变化

Fig. 14 Thrust efficient  $\eta_x$  variation with  $Re$  when  $s = 0 \sim 4.75 \mu\text{m}$

图15为喷管喉部上下顶点沿 $x$ 正方向的距离 $s$ 分别为 $4.75\mu\text{m}$ ,二维喷管出口 $y$ 方向的推力系数 $\eta_y$ 随喉部特征雷诺数的变化。

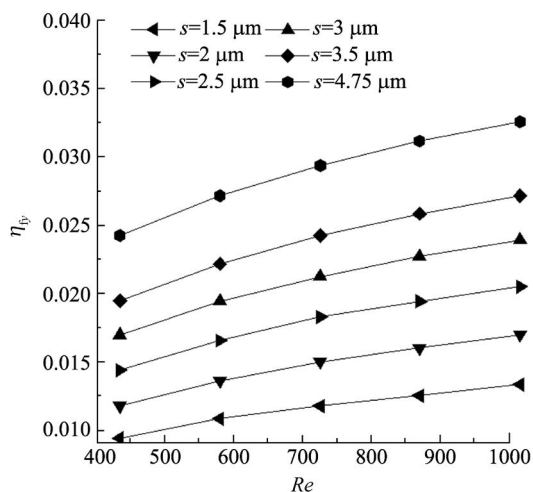


图15  $s = 0 \sim 4.75\mu\text{m}$  时推力系数  $\eta_y$  随  $Re$  变化

Fig. 15 Thrust efficient  $\eta_y$  variation with  $Re$  when  $s = 0 \sim 4.75\mu\text{m}$

其中,推力系数 $\eta_x$ 和 $\eta_y$ 为二维喷管出口的 $x$ 方向推力大小和 $y$ 方向推力大小与相应的不考虑黏性的理想气体准一维情况下喷管出口的推力大小比值。

从图12和图13可以看出,当喉部特征雷诺数为定值时,随着喉部上下顶点在 $x$ 正方向偏离距离 $s$ 的增大,其 $x$ 方向推力系数 $\eta_x$ 和 $y$ 方向推力系数 $\eta_y$ 随之增大。

从图14可以看出, $s = 0 \sim 4.75\mu\text{m}$  喷管的 $x$ 方向推力系数 $\eta_x$ 均随着喉部特征雷诺数增大而增大。

从图15可以看出, $s$ 为定值并且大于0时,随着喉部特征雷诺数增大,喷管出口 $y$ 方向推力系数 $\eta_y$ 随之增大。

## 2.6 分析与讨论

从上述计算结果可以看出:

1) 当喷管喉部上下顶点在 $x$ 方向上偏离一定的距离 $s$ ,使得喷管喉部结构不对称,将会造成喷管内部流体流动的不平衡性。

2) 当喷管喉部上下顶点沿 $x$ 正方向的偏离距离 $s$ 为正值时,主流流体流动方向表现为在喷管喉部前及喉部附近将会偏离喷管中心,向下向前倾斜流动。经过喉部一段距离后,主流流动方向表现为向上向前倾斜流动。

说明在喷管喉部前及喉部附近,主流流体受

喷管壁面形状的约束,向下壁面倾斜流动,高速气体经过喉部后,气体冲击到下壁面,使得下壁面附近流体质量流量增大,经过下壁面及附近流体的反射作用,主流流体表现为向上与向前倾斜流动。

3) 当喷管进口压力保持恒定值时,增大喷管喉部上下顶点沿 $x$ 正方向的偏离距离 $s$ 时,在喷管出口中心到上壁面的过渡区域,质量流速增加,增加趋势为先升高后降低;而在喷管出口中心到下壁面的过渡区域,质量流速减少,减少趋势为先升高后降低。同时,喷管的流量系数增大。喷管出口 $x$ 方向的推力增加, $y$ 方向的推力增加。

说明增大喉部上下顶点沿 $x$ 正方向的偏离距离 $s$ ,使得较多质量流体倾斜流动,靠近主流流体的壁面附近惯性力影响相对增大,黏滞阻力影响相对减小,使主流流体质量流速增加,流体流量增加。

分析认为由于主流流体质量流速增加,以及主流流体偏离 $x$ 轴正方向的程度增加,使得喷管出口流量增加,出口 $y$ 方向的推力增加。

同时由于主流流体质量流速增加,使得喷管内流量增加,其影响大于主流流体偏离 $x$ 正方向的影响,使得喷管出口 $x$ 方向的推力增加。

4) 当喷管上顶点与下顶点沿 $x$ 正方向偏离距离 $s$ 为正值且保持一定时,当喷管进口压力增大,即喉部特征雷诺数增加时,流体的流量增加,喷管出口的 $x$ 方向推力增加, $y$ 方向推力增加。

说明增大喷管的进口压力,流体的惯性力影响相对增加,表现为由于喉部结构不对称造成的主流流体偏离 $x$ 轴正方向的影响增加,使得喷管出口的 $x$ 方向和 $y$ 方向的推力增加。

5) 由于喉部上下顶点沿 $x$ 正方向偏离一定距离 $s$ 造成喷管结构的不对称,使得喷管出口产生了额外的 $y$ 方向推力,将产生一个扭矩,对微型航天器的调姿和轨道运行产生不利的影响。

6) 上述计算过程中,仅考虑偏离距离 $s$ 为正值的情况,即喉部上顶点在 $x$ 轴的坐标值大于喉部下顶点在 $x$ 轴的坐标值。根据几何结构对称,当偏离距离 $s$ 为负值时,即喉部上顶点在 $x$ 轴的坐标值小于喉部下顶点在 $x$ 轴的坐标值时,与偏离距离 $s$ 为正值相比,后者主流流体偏离喷管中心方向与前者偏离喷管中心方向相反。

## 3 结 论

通过数值计算分析了喷管出口接近真空环境下,当喷管喉部上下顶点沿 $x$ 正方向偏离一定的

距离  $s$  的结构不对称对喷管内部流动的不平衡及喷管出口推力的影响. 揭示了偏离距离  $s$  和喷管喉部特征雷诺数对主流流体所表现的流动方向的影响规律. 计算结果表明, 由于喉部结构不对称, 将使得喷管出口流量增加,  $x$  方向推力增加并产生了额外的  $y$  方向的推力, 将产生一个扭矩, 对微型航天器的调姿和轨道运行将产生不利的影响.

## 参考文献:

- [1] Kim S C. Calculations of low-Reynolds-number resistojets nozzles [J]. Journal of Spacecraft and Rocket, 1994, 31 (2): 259-264.
- [2] Bayt R L. Analysis, fabrication and testing of a MEMS-based micro propulsion system [D]. Cambridge, MA, USA: MIT, 1999.
- [3] Lin C X, Gadepalli V V V. A computational study of gas flow in a De-Laval micronozzle at different throat diameters [J]. International Journal for Numerical Methods in Fluids, 2009, 59: 1203-1216.
- [4] Alexeenko A A, Levin D A. Numerical modeling of axisymmetric and three-dimensional flows in microelectromechanical systems nozzles [J]. Journal AIAA, 2002, 40 (5): 897-904.
- [5] 张根恒. 基于多孔介质内燃烧的微型化学推进系统的数值研究[D]. 合肥: 中国科学技术大学, 2006.
- ZHANG Genxuan. Numerical investigations of PMC-based micro/mini-chemical propulsion system [D]. Hefei: University of Science and Technology of China, 2006. (in Chinese)
- [6] Wang M R, Li Z X. Numerical simulations on performance of MEMS-based nozzles at moderate or low temperatures [J]. Microfluidics and Nanofluidics, 2004, 1(1): 62-70.
- [7] 杨海伟, 赵阳. 外形设计对微喷管性能的影响[J]. 推进技术, 2007, 28(1): 68-72.
- YANG Haiwei, ZHAO Yang. Effects of geometry design on micro nozzle's performance [J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(1): 68-72. (in Chinese)
- [8] Choudhuri A R, Baird B, Collahalli S R. Study of flow through microrocket nozzles [C] // 12th Annual Symposium on Propulsion, Propulsion Engineering Research Center (PERC). Cleveland, Ohio: Ohio Aerospace Institute, 2000.
- [9] 王福军. 计算流体力学分析[M]. 北京: 清华大学出版社, 2004: 7-13.
- WANG Fujun. Analysis of computation fluids [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2004, 7-13. (in Chinese)
- [10] Schlichting H. Boundary-layer theory [M]. New York: McGraw-Hill, 1979: 327-330.