

文章编号: 1000-8055(2010)10-2279-06

喉部形状设计对微喷管内流动及性能的影响

刘赵淼, 张 谭, 逢 燕

(北京工业大学 机械工程及应用电子技术学院, 北京 100124)

摘 要: 采用连续介质方法和直接模拟 Monte Carlo (DSMC) 方法数值模拟研究了喉部宽度为 $34\mu\text{m}$ 的二维 Laval 型微喷管内流场的流动状况. 设计了三种不同喉部形状的微喷管: 尖角型、圆角型和平角型. 计算分析了喉部形状、扩张比等方面对流场结构及推进性能的影响. 研究发现, 圆角型微喷管的综合性能最优, 平角型微喷管具有较大的比冲效率; 适当增大扩张比能提高微喷管的性能.

关 键 词: 微喷管; 喉部形状; 推进性能; 连续介质; 直接模拟 Monte Carlo (DSMC); 数值模拟

中图分类号: V211.1

文献标识码: A

Effects of throat shape design on propulsion performance of micronozzles

LIU Zhao miao, ZHANG Tan, PANG Yan

(College of Mechanical Engineering and Applied Electronics Technology,
Beijing University of Technology, Beijing 100124, China)

Abstract: Characteristics of flow field in Laval micronozzles with $34\mu\text{m}$ throat width were studied numerically by using continuum and direct simulation Monte Carlo (DSMC) method. Three types of micronozzles with different throat shapes were designed, such as: sharp corner, smooth corner and flat corner. Based on the geometric structure design, effects of throat shape and expansion ratio on flow field and propulsion performance were analyzed, respectively. It is discovered from the results that, the comprehensive propulsion performance of the micronozzle with smooth corner throat is the best, while the micronozzle with flat corner throat has much better specific impulse efficiency. When the expansion ratio becomes larger, both thrust and specific impulse will increase.

Key words: micronozzle; throat shape; propulsion performance; continuum; direct simulation Monte Carlo (DSMC); numerical simulation

随着微机电系统 (MEMS) 技术的发展与成熟, 基于小型化推进系统的微纳米卫星逐渐成为低成本空间任务的首选^[1]. 要对微纳米卫星进行精确定位及姿态调整, 其推进系统所能产生的推力必须非常小, 一般来说应在 $0.1 \sim 10\text{ mN}$ 之间^[2], 这就需要对推进系统进行严格的限制, 包括对其外形结构, 推进剂温度等方面进行限制. 作为

微推进系统重要组成部分, 微喷管研究对改进推进性能具有相当重要的意义.

目前的数值研究中, 气体的流动模型通常采用连续介质模型 (Navier Stokes (N-S) 方程) 和分子运动模型 (直接模拟 Monte Carlo (DSMC) 法). 采用 Navier Stokes 方程能够较快地得到收敛结果, 但是计算精度较差. DSMC 方法已经被证明

收稿日期: 2009-09-03; 修订日期: 2010-03-10

基金项目: 国家自然科学基金 (10502002)

作者简介: 刘赵淼 (1970-), 女, 吉林德惠人, 教授, 博士, 主要从事计算流体力学和微流体力学研究. E-mail: lzm@bjut.edu.cn

在模拟微流动问题时的计算结果与实验结果具有非常良好的一致性,但是仍存在收敛慢、统计噪声大、需要大量计算时间等缺点.因此,针对问题的特点需要对两种方法进行取舍.

外形结构设计在微喷管性能的研究中一直占据着重要的地位,绝大多数的文献都从不同方面对外形结构设计进行了研究:扩张比^[3-4]、喉部形状^[5-6]、扩张段形状^[7-8]等等.由于尺寸的微型化会使喷管内的流动状态发生剧烈的变化,特别是喉部、扩张段等方面结构的变化对流动状态影响更加剧烈,这就给实验研究带来许多难以解决的问题,因此,采用数值模拟方法成为研究微喷管的主要手段.本文采用连续介质法和 DSMC 法研究了外形结构设计对微喷管内流场及推进性能的影响,重点分析了喉部形状设计、扩张比两个方面对微喷管推进性能的影响,并根据计算结果提出了微喷管优化设计的建议.

1 计算模型

1.1 不同喉部设计的几何模型

本文采用的几何模型是基于 Bayt^[9]用深度等离子刻蚀技术制作的微喷管所建立的,因此具有很高的可靠性.基准模型的尺寸如下:进口宽度 $L_{in}=136\mu\text{m}$,喉部宽度 $L_h=34\mu\text{m}$,半收缩角 $\theta_1=45^\circ$,半扩张角 $\theta_2=20^\circ$.

为了分析喉部形状对微喷管性能的影响,喉部采用三种设计方式:尖角设计,圆角设计和平角设计,如图 1.其中采用圆角设计时的圆角半径 $R=17\mu\text{m}$,平角设计时喉部长度 $l=8\mu\text{m}$.为了研究扩张比对微喷管性能的影响,扩张比为 4:1 和 7:1.分别采用连续介质方法和 DSMC 法对模型进行求解,为了节省计算时间,根据对称性原理,仅模拟计算一半的流场区域.

1.2 连续介质方法与 DSMC 方法

连续介质模型是流体力学中的传统计算模型.它忽略了流体的分子特性,而利用密度、速度、压力、温度等宏观参数来描述流体.在微尺度流动中,当 $K_n<0.1$ 时,流体可以被认为连续介质,可以采用基于连续介质假设的 N-S 方程来描述.

DSMC 方法是一种基于分子动力学和统计物理学理论的概率模拟方法.它从微观角度出发,通过计算大量模拟粒子的运动与碰撞重现粒子的运动过程,模拟由此引起的动量和能量的输运、交换等宏观物理过程.

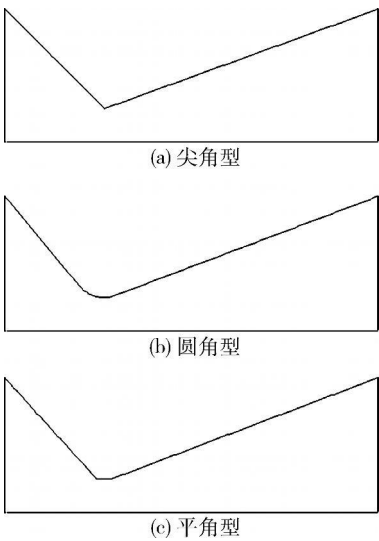


图 1 三种喉部形状示意图
Fig. 1 Sketch of three throat shapes

1.3 两种方法下边界条件的设置

在采用连续介质方法进行求解时,由于设定出口处为真空状态,可以不考虑环境反压作用,采用层流模型即可.网格划分为 191×68 ,如图 2(a).为了保证模拟计算的精度,靠近壁面部分的网格划分较密,靠近对称轴部分和外流场出口的网格划分较疏.流场的边界条件设置如下.

- 1) 入口边界条件:采用压力入口,给定总压 $p_0=0.1\text{MPa}$,总温 $T_0=300\text{K}$,速度方向为沿 x 轴正向.
- 2) 出口边界条件:真空状态,即 $p_e=0$.

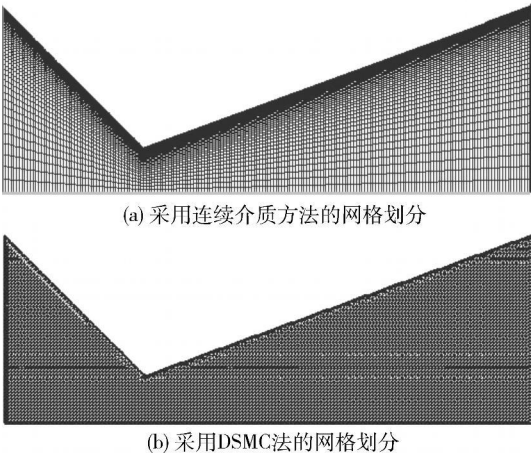


图 2 不同计算方法下的网格划分(尖角型喉部)
Fig. 2 Mesh generations by continuum and DSMC method (take micronozzle with sharp corner throat for example)

3) 壁面边界条件: 采用标准壁面函数, 绝热无滑移边界条件.

4) 工作介质(推进剂): 理想状态的氮气, 黏度采用 Sutherland 法则.

在采用 DSMC 方法求解时, 网格划分为 185×68 , 每个网格内划分 2×2 的子网格, 如图 2(b). 流场的边界条件设置: 流场入口处设为由质量流得到的速度压力边界. 根据公式

$$n_0 = \frac{p_0}{\kappa \cdot T_0} \tag{1}$$

可以得到流场的入口数密度为 $n_0 = 2.41432 \times 10^{25}$, 其中 κ 是 Boltzmann 常数, 取值 1.381×10^{-23} ; 来流速度方向为沿 x 轴正向, 初始速度

$u = 136 \text{ m/s}$. 出口处设置为真空状态. 推进剂为理想状态的氮气, 初始温度 300 K . 分子与分子间的碰撞模型采用可变硬球(VHS)碰撞模型, 分子与壁面的碰撞模型采用完全漫反射模型. 壁面流场初始分布采用和来流一致的平衡分布, 绝热边界条件^[10].

2 结果及讨论

2.1 喉部形状的影响

图 3 给出了在两种方法下微喷管内流场的等马赫线图. 为了验证计算结果的正确性, 给出了 Markelov 和 Ivanov 的文献[5]中的等马赫线图(图 4). 可以看到图 3(a) 和 3(b) 的右边的等马

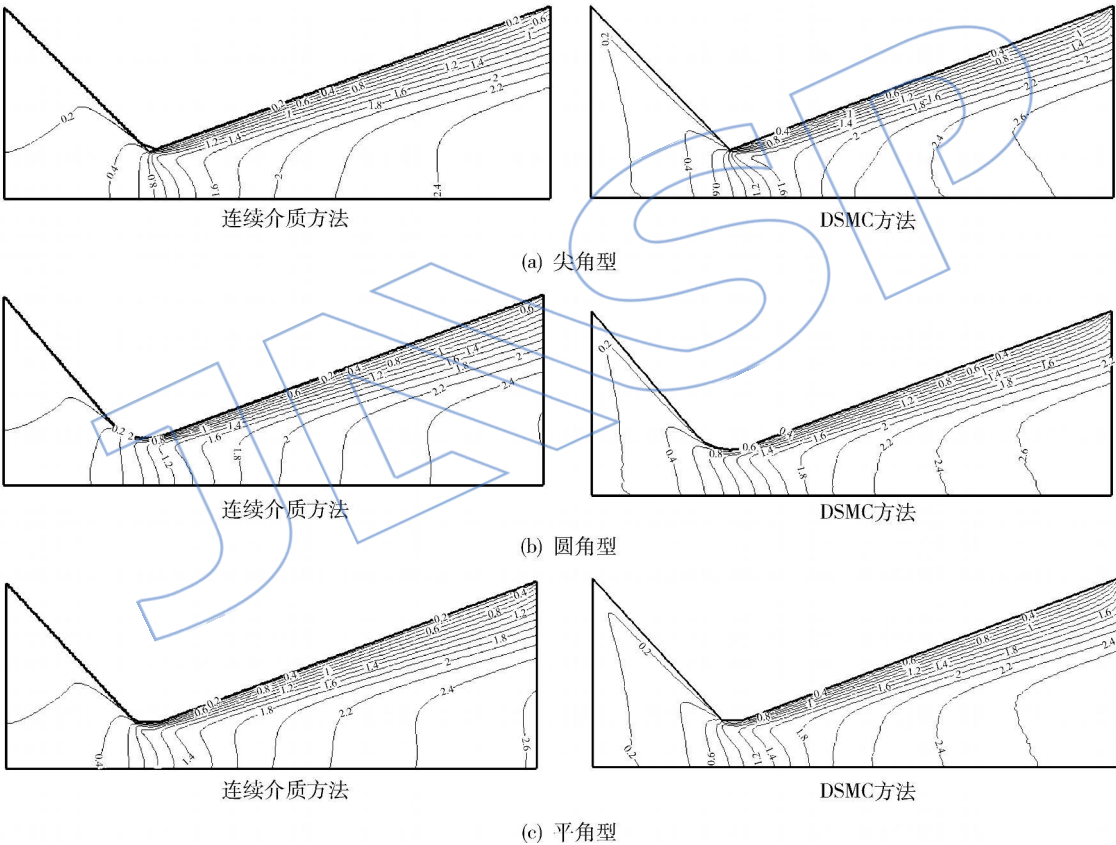


图 3 不同计算方法下微喷管内等马赫线图
Fig.3 Mach contours in micronozzles under different calculation methods

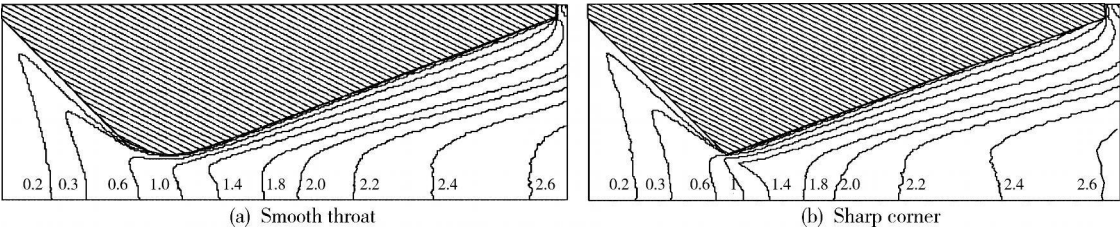


图 4 Markelov 和 Ivanov 的文献[5]中的等马赫线图
Fig.4 Mach contours from Markelov and Ivanov's paper [5]

赫线图的趋势和数值都与参考文献基本保持一致,因此可以认为本文的计算结果具有一定的正确性.

从图 3 可以看到,气体经收缩段加速,在喉部附近达到声速;而在扩张段,由于黏性效应的影响,边界层不断变厚,壁面附近的马赫数沿外壁面法向不断降低,在出口附近,流动的核心区仅为微喷管宽度的一半.比较左右两部分的等马赫线图,可以发现在收缩段、喉部及扩张段的前部,两种方法的结果符合得较好;但是在扩张段靠近出口处的区域内,等马赫线的形状就发生了明显的差异:采用 DSMC 方法的中线上的马赫数要小于与其轴向坐标相同的附近位置的马赫数,而采用连续介质方法时,这些马赫数是非常相近的.这是由于在此区域内,气体的压力明显减小, Kn 数增大,稀薄效应增强,同时气体滞留时间又过短,从而产生了非平衡性现象,这是采用连续介质模型是无法精确模拟的^[11].

图 5 给出了两种方法下微喷管出口处的马赫数分布.从数值上分析,采用连续介质方法得到的出口处最大马赫数在 2.6 左右,而采用 DSMC 方法得到的出口处最大马赫数在 2.8 左右,更接近 2.94 的理论值;而在靠近壁面的马赫数上,DSMC 方法得到的结果也大于连续介质方法得到的结果,这说明 DSMC 方法能够更好地体现流动的滑移程度,充分地佐证了在微尺度流动中的滑移现象.所以,与连续介质方法相比,DSMC 方法更能精确地反映气体的实际流动状况.

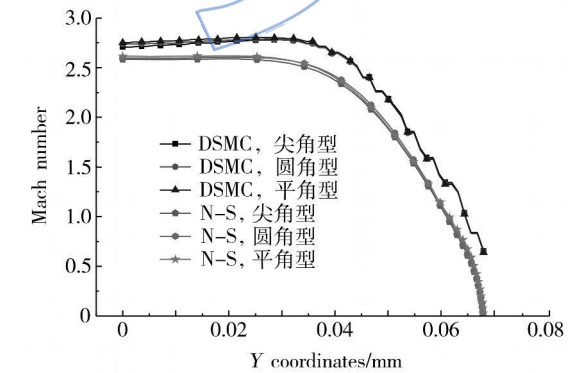


图 5 两种方法下微喷管出口处的马赫分布图
Fig.5 Mach number profiles at the exit plane by continuum and DSMC method

图 6 给出了由 DSMC 方法得到的壁面滑移速度.在圆角型喉部处,滑移速度几乎是完全连续的,没有断点;而在尖角型和平角型喉部处,滑移速度分别出现了 1 个和 2 个断点,其原因可以归

于喉部设计的尖角所导致的速度突变;在尖角型喉部处产生的速度突变极值更大,达到 119 m/s,要远大于平角型喉部处产生的两个速度突变极值 (58 m/s 和 59 m/s).在收缩段和扩张段处,这三种微喷管的壁面滑移速度非常吻合.

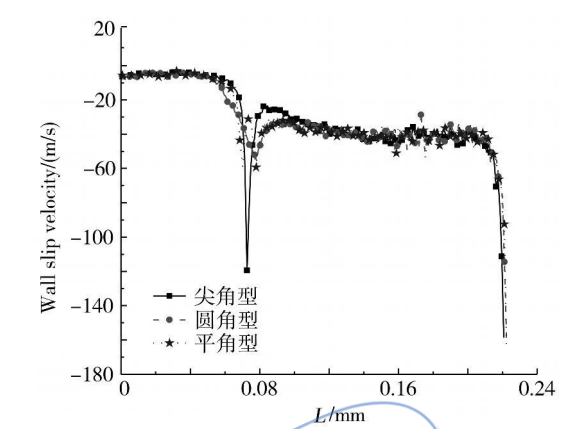


图 6 DSMC 方法下的壁面滑移速度
Fig.6 Wall slip velocity by DSMC method

由图 3 和图 5 均可以发现,在采用同一种模拟方法的情况下,三种类型喉部的微喷管出口处的马赫数分布几乎重合,即喉部形状对于微喷管内流场的马赫数影响是很小的.从数值上可以看到,平角型喉部的微喷管出口处马赫数最大,在两种方法下分别达到 2.62 和 2.80,这说明通过平角型喉部的气体能够获得更大的加速,其比冲也就可能越高.尖角型喉部的微喷管出口处马赫数最小,这是因为尖角型结构使得气体分子在通过喉部时产生聚集,从而造成质量壅塞,增大黏性耗散,并引起在扩张段气体流动加速变缓.因此,从这点上看,尖角型喉部的微喷管在设计上具有天然的缺陷.

表 1 给出了由两种计算方法得到的受喉部形状影响的微喷管性能参数以及与文献[4]的数据对比情况.从数值方法的比较可以看到,采用连续介质方法计算得到的质量流、推力、推力效率及阻塞效率要明显高于采用 DSMC 计算得到的结果;而采用 DSMC 计算得到的比冲和比冲效率要明显高于采用连续介质方法计算得到的结果.根据 Bayt 在文献[3, 8]中所述:在 $Re \leq 1500$ 时,黏性效应的作用异常明显,微喷管的性能会出现明显降低.本算例中雷诺数在 350 左右,因此黏性效应的作用不可忽视.在采用连续介质方法进行计算时,虽然在微喷管的整体流场内也考虑了黏性效应,但是因采用了无滑移边界条件,在边界层内的黏性效应无法体现在计算中,所以得到的质量流、

表 1 受喉部形状影响的微喷管的性能参数及与文献[4]的数据对比

Table 1 Performance parameters of micronozzles with different throat shapes and comparisons with the data from literature [4]

算例	模拟方法	形状	质量流 $\dot{m}/(\text{mg/s})$	推力 $F/(\text{mN})$	比冲 I_{sp}/s	推力效率 η_{f}	比冲效率 η_{isp}	阻塞系数 C_{d}
1	N-S	尖角型	1.765	0.997	57.57	0.884	0.800	1.103
2	N-S	圆角型	1.780	1.007	57.64	0.893	0.801	1.113
3	N-S	平角型	1.719	0.975	57.85	0.864	0.803	1.074
4	DSMC	尖角型	1.468	0.943	65.47	0.836	0.909	0.919
5	DSMC	圆角型	1.475	0.949	65.57	0.841	0.911	0.924
6	DSMC	平角型	1.489	0.960	65.72	0.852	0.913	0.933
文献[4]	DSMC	Sharp	1.476	0.949	65.66	0.842	0.912	0.925
	DSMC	Smooth	1.472	0.943	65.47	0.837	0.909	0.922

推力、推力效率及阻塞效率这四项参数较高;而高质量流导致在获得额定推力时所需的推进剂更多,因此所需的比冲和比冲效率就偏小.而在采用 DSMC 方法进行计算时,由于计算方法是从小分子角度出发,因此可以很好地考虑分子在边界层内的运动,从而得到更准确的结果.另外,可以看到,本文的计算结果与 Markelov 和 Ivanov 所提供文献[5]中的数据高度吻合,误差不超过 1%.

从喉部形状的比较可以发现,三种喉部类型的微喷管的性能较接近,但仍存在一定差别.在采用连续介质方法时,圆角型喉部的微喷管在质量流、推力等性能上要优于其他两种喉部的微喷管;而平角型喉部的微喷管尽管在推力、推力效率等性能上要劣于其他两种微喷管,却在比冲、比冲效率上要稍稍具有优势,这与前面定性分析的结论相吻合.在采用 DSMC 方法时,平角型喉部的微喷管的推进性能要明显优于尖角型和圆角型喉部的微喷管,这与采用连续介质方法得到的结果出现了一定的矛盾.究其原因,可能是在较短的喉部处气体流动出现了短暂的等截面等熵流动,从而减小了高速流

动时黏性耗散对推进性能的影响;另外,平角型喉部的收缩角和扩张角的稍稍变大也是推进性能增大的另一个可能原因,但是考虑到平角型喉部的微喷管加工起来不方便,因此在实际情况下还是采用圆角型喉部的微喷管,如 Bayt^[9]、丁英涛等^[12]制作的实际微喷管的喉部均为圆角型.

2.2 扩张比的影响

由面积-马赫数关系式知道,出口处马赫数的大小仅与扩张比有关.因此,增大扩张比能够使出口处马赫数增大,但这是否能提高微喷管的推进性能却未可知.图 7 给出了采用 DSMC 方法时扩张比为 7:1 时不同喉部设计的微喷管的等马赫线图.与扩张比为 4:1 时相比,扩张比为 7:1 时的微喷管出口处的最大马赫数(3.36 和 3.38)更接近理论值(3.55).其原因是随着微喷管长度的增加,当地雷诺数变大引起黏性损失影响较小,出口处的马赫数也更大.由于黏性损失更小,可以预测微喷管的推进性能能够有所提高.

表 2 给出了扩张比为 7:1 时两种喉部设计

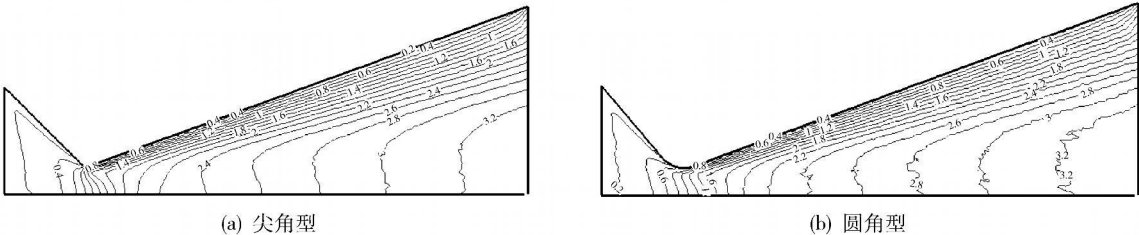


图 7 扩张比为 7:1 时微喷管的等马赫线图

Fig. 7 Mach contours in micronozzles under expansion ratio 7:1

表 2 扩张比为 7: 1 时微喷管的性能参数

Table 2 Performance parameters of micronozzles under expansion ratio 7: 1

扩张比	形状	质量流 $\dot{m}/(\text{mg/s})$	推力 $F/(\text{mN})$	比冲 I_{sp}/s	推力效率 η_{f}	比冲效率 η_{sp}	阻塞系数 C_{d}
7: 1	尖角型	1.508	1.034	69.91	0.917	0.958	0.943
7: 1	圆角型	1.514	1.047	70.49	0.928	0.966	0.946

的微喷管性能参数. 正如预测的一样, 扩张比的增大确实提高了微喷管的性能. 除了质量流、阻塞系数变化不很明显外, 推力、比冲等性能参数均有明显增大, 特别是比冲效率达到 95% 以上. 质量流、阻塞系数变化不大说明仅改变喷管的长度对喷管内部的流场结构的影响不明显. 因此, 适当增大扩张比也是提高微喷管性能的一个途径.

3 结 论

本文采用连续介质方法和 DSMC 法分别模拟研究了喉部宽度为 34 μm 、不同喉部形状的二维 Laval 型微喷管内流动状况及其推进性能. 根据计算结果, 得到以下结论:

- 1) 在微喷管扩张段, 受稀薄效应影响, 气体的可压缩性非常强, 导致气体的非平衡性增强. DSMC 法的计算结果能够与前人文献中的数值结果很好地吻合, 而采用连续介质方法的计算结果与之有明显的偏离.
- 2) 在喉部形状的设计中, 圆角型微喷管的综合性能较平角型和尖角型优, 平角型微喷管具有较大的比冲效率; 但考虑到加工工艺等因素, 圆角型微喷管是三种喉部设计中最合适的选择.
- 3) 扩张比增大能够减小黏性损失, 从而有效地提高微喷管的性能, 但对微喷管内部的流场结构的影响却不明显.
- 4) 综上所述, 可以得到微喷管优化模型的建议: 喉部采用圆角设计, 适当增大扩张比.

参考文献:

[1] Omer S, Ilhan B, Tuba B. Size and expansion ratio analysis of micro nozzle gas flow [J]. International Communications in Heat and Mass Transfer, 2009, 36(5): 402-411.

[2] Lewis D H Jr., Janson S W, Cohen R B, et al. Digital micropropulsion [J]. Sensors and Actuators A: Physical, 2000, 80(2): 143-154.

[3] Bayt R L, Breuer K S. Viscous effects in supersonic MEMS fabricated micronozzles [C] // Proceedings of the 3rd

ASME Microfluids Symposium. Anaheim, CA, USA: ASME, 1998.

[4] Rossi C, Conto T D, Esteve D, et al. Design, fabrication and modeling of MEMS based microthrusters for space application [J]. Smart Materials and Structures, 2001, 10(6): 1156-1162.

[5] Markelov G N, Ivanov M S. Numerical study of 2D/3D micronozzle flows [C] // Proceedings of 22nd Symposium on Rarefied Gas Dynamics. Sydney, Australia: AIP, 2001: 539-546.

[6] 童军杰, 徐进良, 李玉秀, 等. 喉部结构对微喷管性能的影响 [J]. 航空动力学报, 2009, 24(5): 1048-1054.

TONG Junjie, XU Jinliang, LI Yuxiu, et al. Effects of throat geometry on micronozzle's performance [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(5): 1048-1054. (in Chinese)

[7] 杨海威, 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, Gollahalli S R, et al. Effects of geometry and ambient pressure on micronozzle flow [R]. AIAA Paper 2001-3331, 2001.

[9] Bayt R L. Analysis, fabrication and testing of a MEMS based micropropulsion system [D]. Cambridge, MA: Massachusetts Institute of Technology, 1999.

[10] 刘赵森, 张谭. Laval 型微喷管内气体流动的计算及分析 [J]. 航空动力学报, 2008, 24(7): 1556-1563.

LIU Zhaomiao, ZHANG Tan. Numerical investigation on gas flow in Laval micronozzle [J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 24(7): 1556-1563. (in Chinese)

[11] 张先锋, 刘明侯, 张根烜, 等. 微喷管流场及其推力性能数值模拟 [J]. 宇航学报, 2006, 27(4): 720-725.

ZHANG Xianfeng, LIU Minghou, ZHANG Genxuan, et al. Simulations of flow field and thrust performance in micronozzle [J]. Journal of Astronautics, 2006, 27(4): 720-725. (in Chinese)

[12] 丁英涛, 姚朝晖, 何枫. 微喷管内气体流动特性研究 [J]. 工程力学, 2004, 21(3): 190-195.

DING Yingtao, YAO Chaohui, HE Feng. Gas flow characteristics in micro nozzle [J]. Engineering Mechanics, 2004, 21(3): 190-195. (in Chinese)