

# 结构参数设计对微喷管性能的影响

王海韵, 王长辉, 范 匆  
(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

**摘 要:** 微喷管设计加工方法不同于常规尺寸喷管, 具有小尺寸、大面积-体积比的特点, 内部流动雷诺数低, 粘性力影响显著。为研究结构参数设计对蒸发液体微推力器喷管性能的影响, 利用三维数值模拟方法研究不同扩张半角、面积比以及刻蚀深度对微喷管推力、比冲的影响。结果显示, 增加微喷管扩张半角有利于降低粘性损失, 最优扩张半角为  $30^\circ$ , 其数值大于常规尺寸喷管。增加面积比可以提高气体膨胀程度, 但与之同时增加的壁面面积会增加粘性损失, 推力、比冲先随面积比增加而增加, 面积比为 14 时达到峰值, 随后下降。增加刻蚀深度有利于减小扩张段壁面面积, 提高微喷管性能。

**关键词:** 微推力器; 微喷管; 结构参数; 数值模拟

**中图分类号:** V434.1-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374(2017)05-0014-06

## Effects of structure parameter design on performance of micro-nozzle

WANG Haiyun, WANG Changhui, FAN Cong  
(College of Aerospace Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

**Abstract:** The micro-nozzle is remarkably different from traditional macro-nozzle owing to its tiny size, large area-to-volume ratio, low Reynolds number, notable viscous influence and special fabrication. The effects of different divergence half angles, area ratios and etching depths on thrust and specific impulse of the micro-nozzle were studied with the numerical simulation method to investigate the influence of structure parameters on micro-nozzle performance of vaporizing liquid micro-thruster. The results indicate that the larger divergence half angle of the micro-nozzle is in favour of reduction of viscous loss; the best divergence half angle of the micro-nozzle is  $30^\circ$ , which exceeds that of the traditional macro-nozzle; larger area ratio can improve gas expansion coefficient, but it increases viscous loss due to the addition of divergence wall area; both the thrust and specific impulse increase at first with the growth of area ratio until a peak value at 14, where the micro-nozzle perform best and then they decrease; increase of etching depth is beneficial to promote the performance of micro-nozzle.

**Keywords:** micro-thruster; micro-nozzle; structure parameter; numerical simulation

收稿日期: 2016-10-13; 修回日期: 2017-03-01

作者简介: 王海韵 (1992—), 男, 硕士, 研究领域为航空宇航推进与工程

## 0 引言

微纳航天器体积小、重量轻、研制周期短、入轨成本低, 越来越受到人们的重视。近年来, 随着微机电技术和微纳加工技术的发展, 微纳航天器呈现出井喷发展态势。微纳航天器的理想工作模式是组成星座或编队飞行, 协同工作的微纳航天器群在某些航天任务上比复杂昂贵的大卫星更有优势。然而这些多星协同任务对卫星间相对轨道位置保持、高精度姿态控制有较高要求。典型纳卫星的总质量在几千克量级, 可分配给推进系统的质量预算十分有限, 简单地通过缩小传统推力器的尺寸是很难达到纳卫星要求的, 发展基于微机电系统 (MEMS) 的微小推力器是一个可行的技术途径, 研制微型化、低能耗的微推力器成为微纳航天器的一个重要方向<sup>[1]</sup>。

蒸发液体微推力器 (vaporizing liquid micro-thruster) 采用 MEMS 技术加工推力器结构, 利用电热作用蒸发液体推进剂, 气体推进剂从微喷管喷出产生推力, 具有体积小、质量轻、成本低等优点。其可行性已得到了实验验证, J. W. Cen 等利用高速摄像机对微喷管内两相流动进行观察, 对微喷管性能进行测量, 并得出许多重要结论<sup>[2]</sup>。数值模拟作为一种重要的计算方法, 对微喷管性能的预测具有重要作用。Hitt. D. L 等通过数值仿真方法对二维、三维微喷管进行计算, 研究不同参数对微喷管的影响<sup>[3-7]</sup>; 杨海威等对不同扩张段型面的二维微喷管进行数值仿真, 结果显示钟形微喷管性能低于锥形和喇叭形微喷管<sup>[8]</sup>; 张先锋等分析了连续介质模型的适用条件<sup>[9]</sup>, 并研究温度边界条件对微喷管性能的影响<sup>[10]</sup>; 童军杰等对喉部结构以及三维壁面的影响进行了相关研究<sup>[11-12]</sup>。

本文以蒸发液体微推力器为研究对象, 通过对收缩-扩张型微喷管进行三维数值模拟, 在喷管入口温度、压强等工作参数不变的状态下, 研究扩张半角、面积比以及刻蚀深度对微喷管性能的影响, 为高性能微推力器的设计提供参考。

## 1 数值研究

### 1.1 蒸发液体微推力器

图 1 为文献 [3] 设计出的蒸发液体微推力器结构示意图, 整体结构由上下两层硅片组成, 将特定型面按照一定深度刻蚀在下层硅片上, 形成微推力器主体结构, 并通过阳极键合方法将两层硅片键合, 微推力器上下表面各配有微加热装置, 将硅片加热到指定温度后, 液体推进剂从入口流入蒸发室中, 随后进入微通道中继续加热形成过热蒸汽, 气体经过微喷管加速喷出并产生推力。通过调节推进剂质量流量以及微加热装置功率, 可以达到控制推力大小的目的。图 1 中微通道有较大换热面积, 可以增加硅片与推进剂接触面积, 有效提高微推力器加热效率。

微喷管是微推力器的重点部件, 由于需要产生毫牛量级的推力, 微喷管喉部常常制作成微米量级, 较小的尺寸和较低的质量流量导致微喷管内部流动的雷诺数较低, 流动为层流。同时, 由于尺寸的缩小, 使得微喷管面积-体积比增大, 粘性力对微喷管性能的影响显著增强。粘性亚声速边界层沿着微喷管扩张段逐渐扩大, 阻碍微喷管内部流动, 降低微喷管推力和比冲。此外, 喉部尺寸为微米级的微喷管很难用常规机械加工手段加工, 基于 MEMS 加工方法, 可以将微喷管型面按一定深度刻蚀在硅片上, 形成矩形截面的喷管。以上性质都决定了蒸发液体微推力器微喷管内流动有其独有特点。

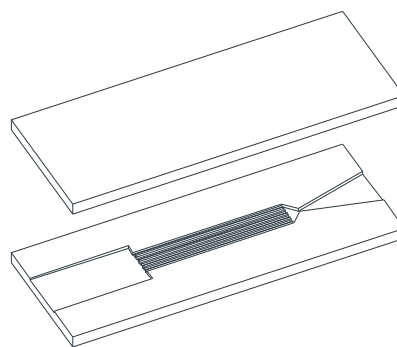


图 1 蒸发液体微推力器结构示意图

Fig. 1 Structure of vaporizing liquid micro-thruster

### 1.2 数值方法

微喷管内气体流动的数值模型主要分为两大

类：基于连续介质假定的无滑移和有滑移 Navier-Stokes 方程，以及基于分子运动理论的直接模拟蒙特卡罗法（DSMC）。在微喷管中，由于微尺度效应，连续假设不一定能真实反应流体流动，通常用 Knudsen 数表征气体的稀薄性，判断流体是否适合连续假设，Knudsen 数  $K_n = \lambda/L$ ，式中  $\lambda$  为流体分子平均自由程； $L$  是流动通道的特征尺寸。一般认为 Knudsen 数小于  $1 \times 10^{-3}$  时，流动处于连续流动区<sup>[13]</sup>。本文喷管流动平均努森数  $K_n = 7.96 \times 10^{-4}$ ，可以采用无滑移边界条件的 Navier-Stokes 方程描述流体流动过程。

Navier-Stokes 通用方程如下式：

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

式中： $\rho$  和  $U$  分别为流体密度和流体速度； $\Gamma$  为广义扩散系数； $S$  为广义源项； $\varphi$  为通用变量，通常表示速度  $u, v, w$  和温度  $T$  等变量，其中  $u, v$  和  $w$  分别为流体速度矢量  $U$  在  $x, y$  和  $z$  方向的速度分量。上述通用方程涵盖了求解本文算例所需运用的连续方程、动量方程和能量方程<sup>[17]</sup>。

为验证数值方法的正确性，以文献 [3] 中的模型和工作参数为依据，采用不同入口压强工况，对微喷管流动进行三维数值模拟，数值仿真与文献 [3] 实验结果推力的数据对比如图 2 所示，结果表明，用本文数值方法计算的仿真结果与文献 [3] 实验数据吻合较好，能够模拟微喷管流动特征。

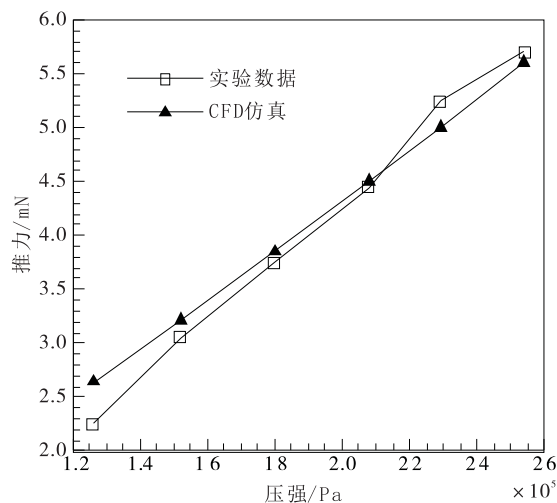


图 2 数值仿真和实验数据的推力对比图

Fig. 2 Comparison between numerical simulation and experiment data for thrust

### 1.3 计算模型及网格划分

微喷管喉部高度  $65 \mu\text{m}$ ，出口高度  $390 \mu\text{m}$ ，收缩段保持  $30^\circ$  锥形收缩半角，扩张段型面亦采用锥形型面，扩张半角为  $\theta$ ，刻蚀深度  $H$ 。计算区域包括微喷管内流场及外流场两个部分，模型沿着中心线具有横纵两个对称面，取微喷管内外流场的  $1/4$  区域作为计算区域。外流场为  $2\,000 \mu\text{m} \times 1\,500 \mu\text{m} \times 700 \mu\text{m}$  的矩形区域。

网格采用结构网格划分，考虑到跨声速流动以及粘性力的影响，对微喷管喉部和近壁面附近的网格进行了加密。通过对几种不同疏密度的网格进行计算，分析推力、比冲、质量流量相对于密网格的误差百分比，选取最佳网格数在 110 万至 130 万之间，在确保网格无关性的前提下，提高计算效率。

### 1.4 工作条件设定

温度变化对水蒸气性质具有明显的影响，定压比热、导热系数、动力粘度均随温度的上升而增加，其中导热系数和动力粘度变化尤为明显，计算中考虑水蒸气各项性质的变化，有助于得到更加精确的计算结果。

工作时高温水蒸气从入口流入，入口温度为  $800 \text{ K}$ ，压强  $2 \times 10^5 \text{ Pa}$ ，采用压力入口边界条件；壁面设置为等温、无滑移固壁边界条件，温度等同于入口温度  $800 \text{ K}$ ；外界环境反压为  $10 \text{ Pa}$ ，温度  $300 \text{ K}$ ，出口设置为压力出口边界条件；计算区域的两个对称面采用对称边界条件。

### 1.5 结构参数设定

本文以扩张半角  $\theta = 30^\circ$ 、面积比  $\varepsilon = 6$ 、刻蚀深度  $H = 301.54 \mu\text{m}$  为初始结构参数，采用控制变量法，得出单一结构参数变化对微喷管性能的影响。扩张半角取值为  $\theta = 15^\circ, 20^\circ, 25^\circ, 30^\circ, 35^\circ, 40^\circ, 45^\circ$ ；面积比取值为  $\varepsilon = 4, 5, 6, 8, 10, 12, 14, 16$ ；对于现代 MEMS 加工工艺，刻蚀深度一般在  $400 \mu\text{m}$  时将近达到极限，在保持喉部面积不变的前提下，本文刻蚀深度选取为  $H = 201.03 \mu\text{m}, 241.232 \mu\text{m}, 301.54 \mu\text{m}, 392.002 \mu\text{m}$ 。

## 2 计算结果与分析

### 2.1 微喷管流场分析

微喷管扩张段内马赫数不断增加，由于粘性

边界层的影响, 微喷管轴线声速所在位置并没有出现在喷管的喉部, 而是在喉部下方扩张段内。粘性边界层厚度沿着微喷管扩张段增长, 在微喷管出口附近达到最大值, 粘性边界层降低了微喷管有效出口面积, 影响微喷管性能。由于外界反压远小于喷管出口压强, 微喷管内流动属于欠膨胀, 并且这种情况普遍存在于各种工况条件, 气体在喷射出喷管之后继续加速, 马赫数持续增加。

## 2.2 扩张半角的影响

不同扩张半角下, 微喷管推力和比冲如图 3 所示, 结果显示, 微喷管的推力和比冲随着扩张段半角的增加, 先增加后减小, 最大值均在  $\theta = 30^\circ$  处。由于微喷管出口面积不变, 减小扩张半角将增加微喷管扩张段长度, 流体与壁面摩擦面积增加, 并使得亚声速边界层继续增长, 带来更大的粘性损失。同时, 扩张段壁面附近的流体沿着壁面流动, 在微喷管出口处产生非轴向速度矢量, 而增大扩张半角则会增强这一影响, 造成更多的推力非轴向损失, 降低轴向推力和比冲。微喷管推力的粘性损失和非轴向损失共同导致了这一结果。

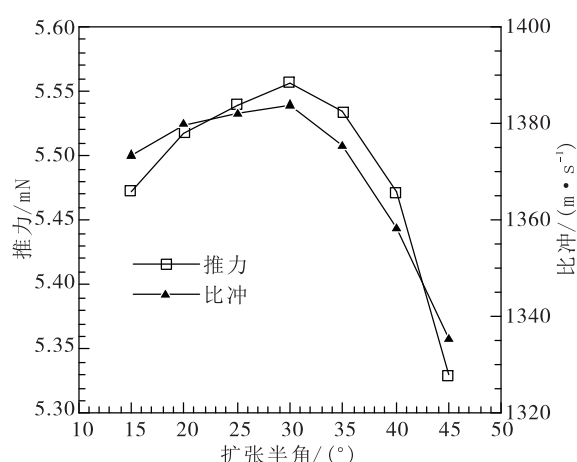


图 3 扩张半角对微喷管性能的影响

Fig. 3 Influence of divergence half angle on micro-nozzle

考虑到推力的粘性损失和非轴向损失, 存在一个最优扩张半角使微喷管性能达到最佳值。在扩张半角小于  $30^\circ$  时, 粘性损失在微喷管性能方

面起到了主导作用, 较厚的亚声速边界层降低了微喷管有效出口面积并阻碍流动, 适当增加扩张半角有利于提高微喷管性能。在扩张半角大于  $30^\circ$  时, 微喷管推力和比冲随着扩张半角的增加而减小, 扩张半角大于  $35^\circ$  时, 微喷管性能下降明显, 说明此时非轴向损失在微喷管性能方面占据主导作用。

图 4 为微喷管出口处亚声速边界层厚度随扩张半角的变化情况, 用亚声速边界层所占出口面积的百分比来表示, 扩张半角为  $15^\circ$  时, 微喷管扩张段最长, 亚声速边界层占据微喷管出口面积的比例高达 15.63%, 随着扩张半角增加, 亚声速边界层增长减缓, 在  $35^\circ$  时达到最小值。随后亚声速边界层面积出现回升, 高速流体在进入大扩张半角的扩张段时, 流体不能有效贴紧壁面, 导致亚声速边界层沿着壁面快速增加, 这也是扩张半角超过  $35^\circ$  之后, 喷管性能会显著下降的原因之一。

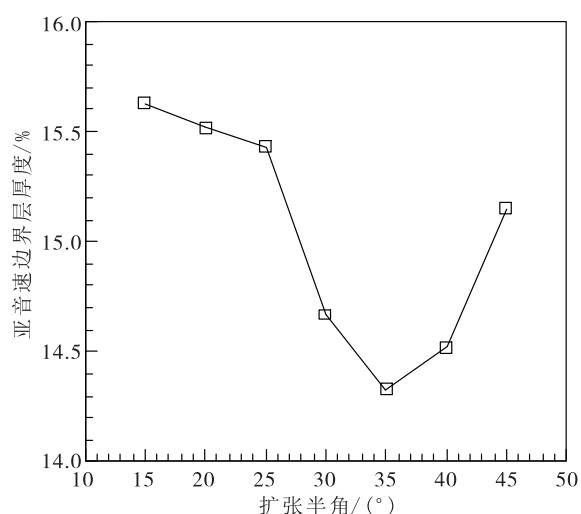


图 4 微喷管出口截面亚声速边界层所占比例随扩张半角变化的曲线

Fig. 4 Variation of subsonic layer thickness at micro-nozzle exit with different divergence half angle

相对于常规尺寸推力器  $15^\circ \sim 20^\circ$  的扩张半角, 微喷管的最优扩张半角更大, 这是由于相对较大的面积-体积比, 使粘性力对微推力器的影响更强, 适当增加扩张半角有利于降低粘力的影



响,从而提高微喷管性能。此外,最优扩张半角的具体数值还与推进剂种类、雷诺数大小等因素有关<sup>[3]</sup>。

### 2.3 面积比的影响

面积比是微喷管结构设计中的一个重要参数,不同的面积比对应微喷管不同的膨胀状态,在外界反压小于微喷管出口压强的情况下,增大微喷管的面积比有利于气体充分膨胀,提高微喷管性能。但由于保持扩张半角不变,增加面积比会增加微喷管扩张段长度和壁面面积,亚声速边界层有更大空间增长,这将降低微喷管性能,而在微尺度条件下,这一影响变得更加明显。

图5为面积比对微喷管推力和比冲的影响曲线,从图5中可以看出,在面积比较小时,推力和比冲均随着面积比的增加而迅速增加,在面积比达到10之后趋于稳定,在面积比等于14时达到最大值,之后有所下降。图6为微喷管出口亚声速边界层厚度以及微喷管出口中心点的速度变化情况,喷管出口处速度的增加,说明增加面积比可以促进气体膨胀,同时微喷管出口亚声速边界层面积的增加,说明增加面积比会扩大粘性力的影响。因此,两种影响因素之间存在一个最佳面积比,使得微喷管性能达到最佳。

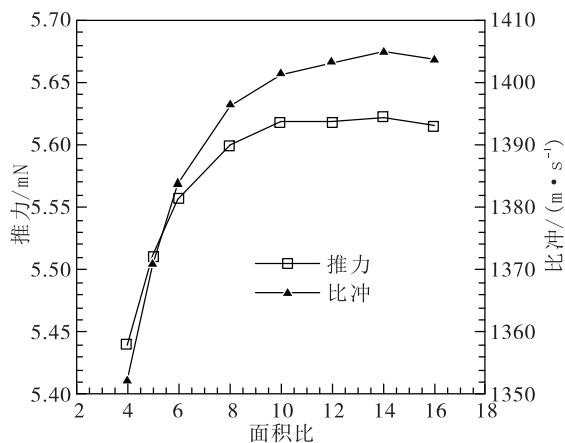


图5 面积比对微喷管性能的影响

Fig. 5 Influence of area ratio on micro-nozzle performance

在不考虑结构重量的条件下,理论上常规喷管的性能会随着面积比的增加而提高,但是在微

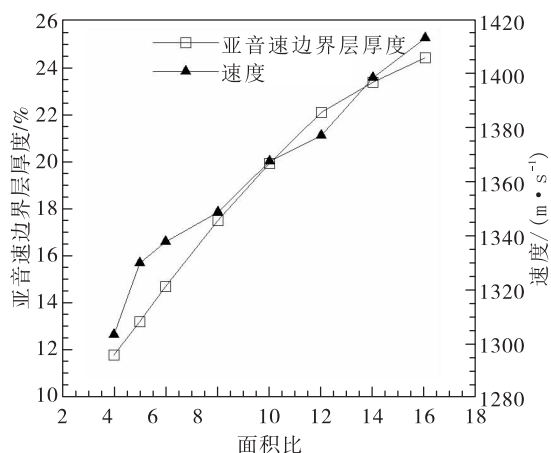


图6 微喷管出口截面亚声速边界层所占比例以及出口速度随面积比变化的曲线

Fig. 6 Variation of subsonic layer thickness and maximum velocity at micro-nozzle exit with different area ratio

尺度条件下增加面积比并不能像常规喷管那样显著提高喷管性能,这是由于粘性力对微喷管流动的阻碍作用,气体膨胀所带来的性能提高一定程度上被粘性作用所抵消,因此在微喷管的设计中,考虑粘性力的影响规律显得尤为重要。

### 2.4 刻蚀深度的影响

保持微喷管喉部面积  $A_t = 19\ 600\ \mu\text{m}^2$ , 面积比  $\varepsilon = 6$ , 扩张半角  $\theta = 30^\circ$ , 采用不同刻蚀深度进行分析对比。图7为微喷管推力和比冲随刻蚀深度的变化情况,其结果显示推力和比冲均随着刻蚀深度的增加而增加。关于刻蚀深度对微喷管的影响,在文献[6]中也有相似结论,增加刻蚀深度,有利于提高微喷管性能。图8为亚声速边界层厚度以及扩张段总壁面面积的变化情况,从中可以看出,刻蚀深度越大,扩张段壁面面积越小,微喷管出口处亚声速边界层所占出口面积比例越小,这也是大深度微喷管性能更高的主要原因。因此,在适当范围内增加刻蚀深度有利于提高微喷管整体性能。

## 3 结论

本文对蒸发液体微推力器喷管进行三维数值模拟,通过改变单一变量研究扩张半角、面积比、刻蚀深度对微喷管性能的影响,得出以下结论:

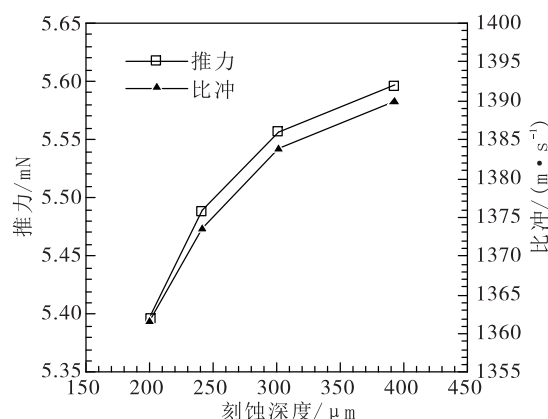


图7 刻蚀深度对微喷管性能的影响

Fig. 7 Influence of etching depth of micro-nozzle performance

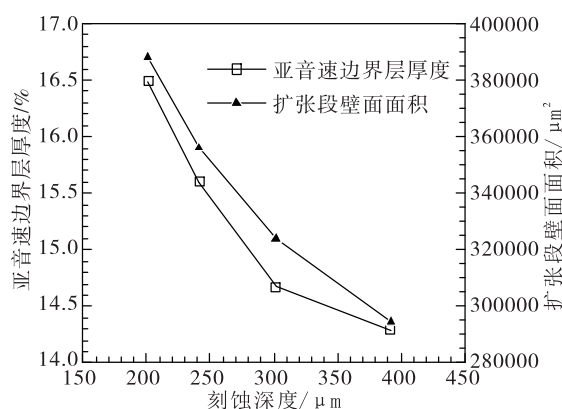


图8 微喷管出口截面亚音速边界层所占比例以及扩张段壁面面积随刻蚀深度变化

Fig. 8 Subsonic layer thickness at micro-nozzle exit and wall area in expansion section with different etching depth

1) 由于粘性损失和非轴向损失共同作用,推力、比冲随着扩张半角先增大后减小,本文最优扩张半角为30度,其值大于常规尺寸喷管。

2) 增加面积比有利于微喷管内气体充分膨胀,不利于降低粘性力影响,推力、比冲随着面积比先增大后减小,本文在面积比为14时,推力、比冲达到最大值。

3) 微喷管扩张段壁面面积影响粘性力作用,增加刻蚀深度有利于减小扩张段壁面面积,降低粘性力影响,提高微喷管性能。

## 参考文献:

- [1] 尤政,张高飞,任大海. MEMS 微推进技术的研究[J]. 纳米技术与精密工程, 2004, 2(2): 98-105.
- [2] CEN J W, XU J L. Performance evaluation and flow visualization of a MEMS based vaporizing liquid micro-thruster [J]. Acta astronautica, 2010, 67 (3): 468-482.
- [3] LOUISOS W F, HITT D L. Viscous effects on performance of two-dimensional supersonic linear micronozzles [J]. Journal of spacecraft & rockets, 2008, 45 (4): 706-715.
- [4] LOUISOS W F, HITT D L. Viscous effects on performance of three-dimensional supersonic micronozzles [J]. Journal of spacecraft & rockets, 2012, 49(1): 51-58.
- [5] LOUISOS W F, HITT D L. Analysis of transient flow in supersonic micronozzles [J]. Journal of spacecraft & rockets, 2011, 48(2): 303-311.
- [6] LOUISOS W, HITT D L. Influence of wall heat transfer on supersonic micronozzle performance [J]. Journal of spacecraft & rockets, 2012, 49: 450-460.
- [7] LOUISOS W F, HITT D L. Numerical studies of supersonic flow in bell-shaped micronozzles [J]. Journal of spacecraft & rockets, 2014, 51(2): 491-500.
- [8] 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.
- [9] 张根焱,王璐,张先锋,等. 微喷管流的连续介质模型及其适用性[J]. 计算物理, 2007, 24(5): 598-604.
- [10] 张先锋,刘明侯,李蕾,等. 温度边界条件对微喷管性能的影响[J]. 中国科学技术大学学报, 2008, 38 (4): 394-399.
- [11] 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.
- [12] 童军杰,岑继文. 三维壁面效应对微喷管性能影响的数值计算[J]. 微纳电子技术, 2011, 48 (6): 384-390.
- [13] 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, 2009, 24(7): 1556-1563.
- [14] 王福军. 计算流体力学分析[M]. 北京:清华大学出版社, 2004.

(编辑:马 杰)