

文章编号: 1000-8055(2009)05-1048-07

喉部结构对微喷管性能的影响

童军杰^{1,2}, 徐进良¹, 李玉秀¹, 岑继文¹

(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 为工具, 利用数值计算求解二维稳态可压缩 N-S 方程, 模拟了喉部有无圆弧过渡以及不同的喉部曲率半径对扩张比为 5.4 的收缩-扩张微喷管 x 方向质量流速和总压力影响, 进而研究了对微喷管的流量系数和推力效率影响. 数值计算结果表明: 喉部有无圆弧过渡以及不同的喉部曲率半径, 将会影响微喷管出口处 x 方向的质量流速和总压力分布, 随着微喷管喉部特征雷诺数的增大, 相对应微喷管最大流量和推力的微喷管喉部曲率半径也相应增加.

关 键 词: 数值计算; 微喷管; 推力; 质量流速

中图分类号: V430

文献标识码: A

Effects of throat geometry on micro nozzle's performance

TONG Jun-jie^{1,2}, XU Jin-liang¹, LI Yu-xiu¹, CEN Ji-wen¹

(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: The FLUENT 6.1 software was applied to simulate the supersonic flow in micro convergent-divergent nozzle with 5.4 expansion ratios. The simulation was complemented by computing steady two-dimensional Navier-Stokes equations to study the effect of mass x velocity and total pressure from throat, which has arc or not and different throat arc radius. Also, the fluent mass and thrust force effects were studied. It is observed by the study that x orientation mass velocity of thrust exit and thrust force are effected by the throat which has arc or not and throat arc radius. With the increase of throat Reynolds, the corresponding throat radius for the maximal fluent mass and thrust force increases accordingly.

Key words: numerical simulation; micro nozzle; thrust force; mass velocity

微喷管是微推进系统的一个核心部件, 主要用于微小型卫星等微型航天器精密调姿和轨道定位. 由于尺度的微型化引起的低雷诺数和大面体比下粘性损失带来的影响比常规尺度更为明显. 如果喷管形状设计不合理, 将会导致微喷管推力的损失, 从而影响推进系统的性能.

相关研究工作者^[1-3] 研究了不同的半扩张角

以及不同几何扩张比对微喷管推进性能的影响. Kim^[1] 对不同半扩张角的轴对称喷管进行数值模拟, 结果表明, 由于扩张段较短, 扩张角为 30° 的微喷管的推进性能要优于扩张角为 20° 的微喷管. Bayt^[2] 认为 20° 扩张角是较理想的选择. 张根烜等人^[3] 分析比较了几何扩张比为 6, 半扩张角范围为 10°~30° 的微喷管, 计算结果表明半扩张

收稿日期: 2008-05-15; 修订日期: 2008-10-08

基金项目: 国家自然科学基金资助(50776089)

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.

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.

角为 22° 的微喷管推进性能最好。王沫然、李志信等^[4]分析比较在相同的滞止压力和滞止温度下,不同的喉部尺寸下,推力变化很大,而比冲变化很小。杨海伟、赵阳^[5]分析比较了钟形、喇叭形和锥形三种外形对微喷管流场和推力效率的影响。

对于收缩-扩张超声速微喷管,高速流体通过喉部时,由于喉部几何形状的不同,将会影响喷管流场,进而影响微喷管的性能。但是,对于微喷管喉部结构形状对于微喷管推进性能的影响研究,却很少有相关报道。

为了研究微喷管喉部形状对推进性能参数的影响,本文以 FLUENT 6.1 为工具,研究了喉部有无圆弧过渡,以及不同的喉部曲率半径,对微喷管流量系数与推力效率等推进性能的影响。

1 物理模型

1.1 微喷管的几何模型

本文以 Bayt^[2]二维喷管算例为参考,数值计算刻蚀深度远大于喉部宽度的微喷管,喷管的形状及坐标系的建立如图 1 所示,各个尺寸如下:

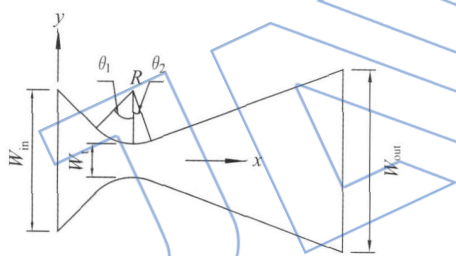


图1 微喷管几何外形示意图

Fig. 1 Geometry of micro nozzle

喷管进口宽度 $W_{in} = 80 \mu\text{m}$, 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 $W_{out}/W_t = 5.4$, 微喷管喉部曲率半径 R 分别取为 $0, 5, 10, 20, 30 \mu\text{m}$ 和 $40 \mu\text{m}$ 。

1.2 控制方程

对于气体微流动,一个关键的无量纲参数是克努森数 Kn ,定义为平均自由程 λ 与特征几何长度 L 的比值,其大小与当地雷诺数 Re' ,气体绝热指数 γ 和当地马赫数 Ma 有关,即

$$Kn = \frac{\lambda}{L} = \frac{\sqrt{\pi} \gamma Ma}{\sqrt{2} Re'}$$

对同一种气体,克努森数 Kn 越大,气体的稀薄性越强,当 $Kn \leq 10^{-3}$,流动处于连续介质区,该区域的流动可以采用传统的无滑移的 N-S 方

程;当 $10^{-3} < Kn \leq 0.1$,流动处于滑移区,气体分子间的碰撞频率高于气体分子与固体壁面的碰撞频率,气体与固壁的交界面处会有速度滑移和温度跳跃出现。该区域的流动可以采用壁面有滑移的 N-S 方程。

假定喷管内克努森数 Kn 小于 0.1 ,为层流流动,使用 N-S 方程结合一阶壁面滑移和温度跳跃边界条件,对喷管进行二维数值模拟,采用有限体积法进行离散,采用结构化四边形网格,并在喉部和壁面处加密。

由于计算的微喷管是对称的,为了节省计算时间,因此在计算过程中,取其一半作为计算对象。

N-S 通用方程

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

式中 ρ 为流体密度, $\mathbf{U}$ 为流体速度矢量, Γ 为广义扩散系数, S 为广义源项, Φ 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 $\mathbf{U}$ 在 x 方向和 y 方向的速度分量。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。

对于存在壁面法向和切向温度梯度的理想气体流动, Von Smoluchowski^[6] 给出了一阶全速度滑移和温度跳跃的量纲关系式

速度一阶壁面滑移边界条件

$$u_g - u_w = \frac{2 - \sigma_v}{\sigma_v} \frac{\mu}{\rho \sqrt{2 R_g T_w / \pi}} \left(\frac{\partial u}{\partial n} \right)_w + \frac{3}{4} \frac{\mu}{\rho T_w} \left(\frac{\partial T}{\partial s} \right)_w \quad (2)$$

壁面温度跳跃

$$T_g - T_w = \frac{2 - \sigma_T}{\sigma_T} \frac{2(\gamma - 1)}{\gamma + 1} \frac{\kappa}{R_g \rho \sqrt{2 R T_w / \pi}} \left(\frac{\partial T}{\partial n} \right)_w \quad (3)$$

其中 u_g 和 T_g 分别为壁面处流体沿壁面的切向速度和壁面处流体温度, u_w 和 T_w 分别为壁面的切向速度和壁面温度, κ 为氮气的热传导系数, σ_v 和 σ_T 分别为壁面切向动量调节系数和热调节系数,参考文献[2]考虑壁面粗糙度,均取为 1 。

理想气体状态方程

$$pV = R_g T \quad (4)$$

氮气动力粘度随温度的变化遵从 Sutherland^[7] 方程

$$\frac{\mu}{\mu_0} = \frac{T_0 + S_1}{T + S_1} \left(\frac{T}{T_0} \right)^{1.5} \quad (5)$$

其中 μ 为参考温度 $T_0 = 273.11$ K 时的动力粘度,在此对应的值为 1.663×10^{-5} kg/m $\cdot$ s, S_1 为常数 106.67 K.

1.3 物性参数及边界条件

微喷管中的流体为氮气,假定满足理想气体状态方程,氮气动力粘度随温度的变化遵从 Sutherland^[7] 方程.壁面设定为绝热条件,采用一阶边界速度滑移与温度跳跃条件.

流体入口设定为压力入口条件,在本文算例中,喷管喉部特征雷诺数 Re 分别为 214, 536, 1072, 1692, 和 2145,相对应的滞止压力 p^* 分别为 7.60×10^4 , 1.90×10^5 , 3.56×10^5 , 5.61×10^5 Pa 和 7.12×10^5 Pa,流体出口压力设定为 20 Pa,模拟流体出口为较高真空度的微喷管的流动.

喉部特征雷诺数 Re 为准一维理想等熵膨胀时喷管喉部的雷诺数,用来表示喷管内流体流动时惯性力的相对大小,并不是真实流动过程中喷管的喉部雷诺数.在实际流动过程中,由于流体粘性的存在,喉部特征雷诺数要小于真实的喉部雷诺数.

在喷管进出口几何尺寸不变的情况下,喉部特征雷诺数 Re 越大,喷管进口压力越大,喷管流量越大,喷管内部流动惯性力相对于粘性力也越大.

2 计算结果及讨论

2.1 计算方法验证

首先,检查 N-S 方程结合一阶壁面滑移边界条件和温度跳跃条件假设的正确性.数值计算喷管流场克努森数 Kn 值,可以发现,喉部特征雷诺数越小,越靠近喷管出口壁面处,稀薄效应越强,克努森数 Kn 值越大.通过计算,本文所有算例微喷管的流场 Kn 值均小于 0.028,满足 N-S 方程结合一阶壁面滑移边界条件和温度跳跃条件假设的正确性.

其次,为验证计算方法的正确性,本文以喉部特征雷诺数 Re 为 1578、喉部曲率半径为 $20 \mu\text{m}$ 过渡圆弧的参数计算,并将计算结果同相应的 Bayt^[2] 数值模拟计算结果进行比较.各种性能参数结果比较如表 1 所示.

流量系数 C_d 、推力效率 η_F 和比冲系数 η_{sp} 分别为喷管的实际质量流量、喷管出口的实际推力和喷管出口获得的比冲与准一维理想等熵膨胀时喷管相应数值的比值.

表 1 喷管推进性能参数比较

Table 1 Compare of performance parameter

二维算例	C_d	η_F	η_{sp}
$Re = 1578$	0.9524	0.9224	0.9662
Bayt ^[2] ($Re = 1578$)	0.9627	0.9510	0.9857

通过分析比较可以得知,各种性能与文献吻合较好.

2.2 计算结果

对于流场计算结果,分别选取喉部特征雷诺数为 214, 1072 与 2145 三种情况进行介绍,对于喉部有无圆弧过渡影响计算结果,分别选取喉部曲率半径为 $0 \mu\text{m}$ 与 $40 \mu\text{m}$ 两种情况进行介绍.对于性能计算结果,选取流量系数和推力效率进行介绍.

2.2.1 微喷管出口质量流速计算结果

图 2 为喉部特征雷诺数分别为 214, 1072 和 2145,喉部曲率半径为 $0 \mu\text{m}$ 与 $40 \mu\text{m}$ 微喷管出口 x 方向质量流速比较;为了分析比较不同喉部曲率半径微喷管出口中心区域及其邻近区域的 x 方向质量流速,图 3~图 5 分别取喉部特征雷诺数为 214, 1072 和 2145,不同喉部曲率半径微喷管出口 x 方向局部放大质量流速比较.

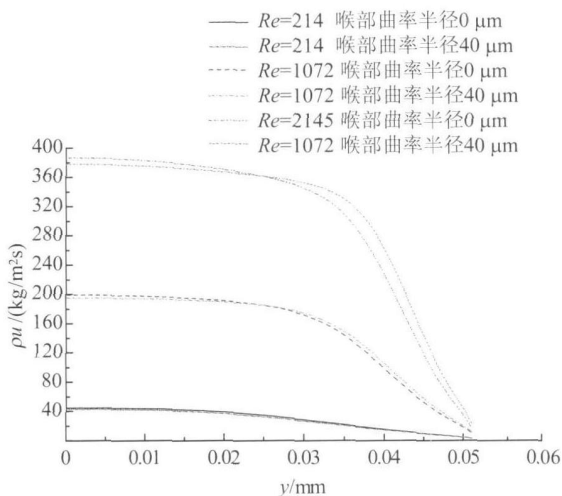


图 2 喷管出口 x 方向质量流速分布

Fig. 2 x orientation mass velocity of the exit plane

从图 2 中可以看出,对同一喉部曲率半径,随着喉部特征雷诺数的逐渐减小,喷管出口 x 方向质量流速峰值逐渐减小,微喷管出口的核心区域逐渐减小,边界层变厚.

从图 2~图 5 中可以看出,对于喉部特征雷

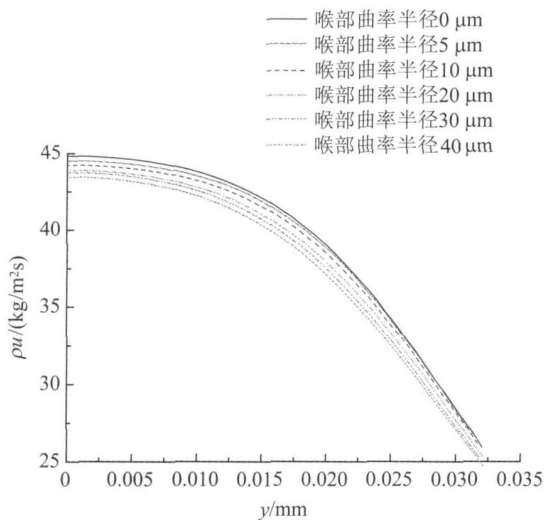


图 3 $Re=214$ 喷管出口 x 方向质量流速分布
Fig. 3 x orientation mass velocity of the exit plane with $Re=214$

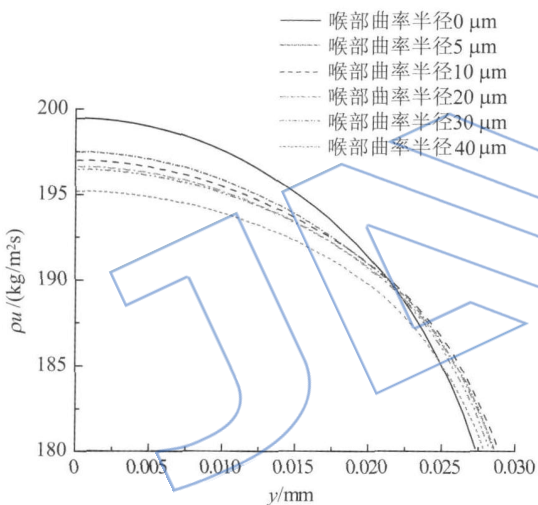


图 4 $Re=1072$ 喷管出口 x 方向质量流速分布
Fig. 4 x orientation mass velocity of the exit plane with $Re=1072$

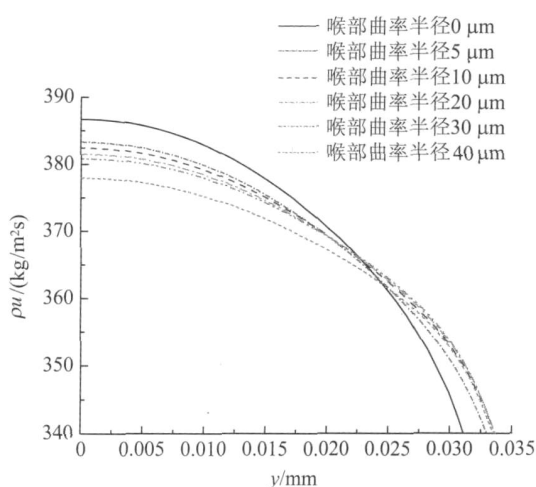


图 5 $Re=2145$ 喷管出口 x 方向质量流速分布
Fig. 5 x orientation mass velocity of the exit plane with $Re=2145$

对于喉部特征雷诺数为 1072 和 2145 的微喷管出口区域,无圆弧过渡微喷管出口的 x 方向的质量流速小于喉部有圆弧微喷管的 x 方向的质量流速.随着喉部曲率半径的增大, x 方向的质量流速先增大,后减小,但差值较小.

不同喉部曲率半径 x 方向的质量流速变化较小.

3) 对于喉部特征雷诺数为 214 微喷管出口区域,喉部有圆弧过渡微喷管出口主流核心区域略小于喉部无圆弧过渡微喷管出口主流核心区域;对于喉部特征雷诺数为 1072 和 2145 的微喷管出口区域,喉部有圆弧过渡微喷管出口主流核心区域略大于喉部无圆弧过渡微喷管出口主流核心区域.

2.2.2 总压力场计算结果

为了分析喉部特征雷诺数与喉部有无圆弧过渡对微喷管内特别是喷管出口附近总压力场的影响,选取喉部圆弧曲率半径为 $40\mu\text{m}$ 微喷管总压力场计算结果图对 y 轴进行镜像,与喉部圆弧曲率半径为 $0\mu\text{m}$ 微喷管总压力场计算结果图在喷管出口进行拼接并分析比较.

图 6~图 8 分别为喉部特征雷诺数 Re 为 214,1072 和 2145,喉部曲率半径为 $0\mu\text{m}$ 和 $40\mu\text{m}$ 的微喷管总压力场比较.

从图 6 可以看出,对于喉部特征雷诺数 Re 为 214 的微喷管流动,沿着 x 方向的总压力逐渐降低.并且,喉部曲率半径为 $0\mu\text{m}$ 的微喷管沿着 x 方向的总压力变化值小于喉部曲率半径为 $40\mu\text{m}$

诺数为 214,1072 和 2145 的微喷管出口区域:

1) 在微喷管中心区域:喉部无圆弧过渡微喷管出口的 x 方向的质量流速大于喉部有圆弧微喷管的 x 方向的质量流速.并且,随着喉部曲率半径的增大, x 方向的质量流速逐渐减小.

2) 在微喷管中心区域的邻近区域:

对于喉部特征雷诺数为 214 微喷管出口区域,喉部无圆弧过渡微喷管出口的 x 方向的质量流速大于喉部有圆弧微喷管的 x 方向的质量流速.随着喉部曲率半径的增大, x 方向的质量流速变小,但差值较小.

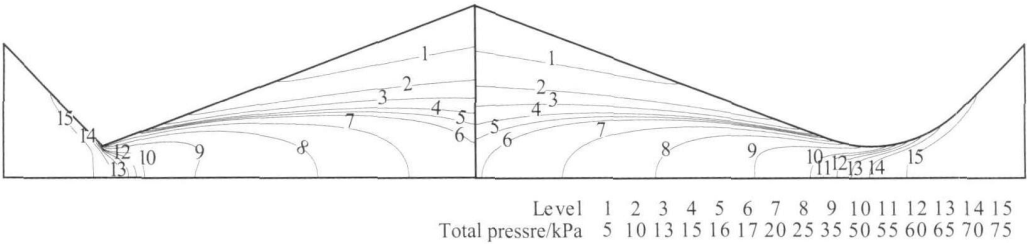


图 6 $Re=214$ 不同喉部曲率半径下为喷管总压力的等值线
Fig. 6 Total pressure contours for throat arc radius= $0\mu\text{m}$ and radius= $40\mu\text{m}$ with $Re=214$

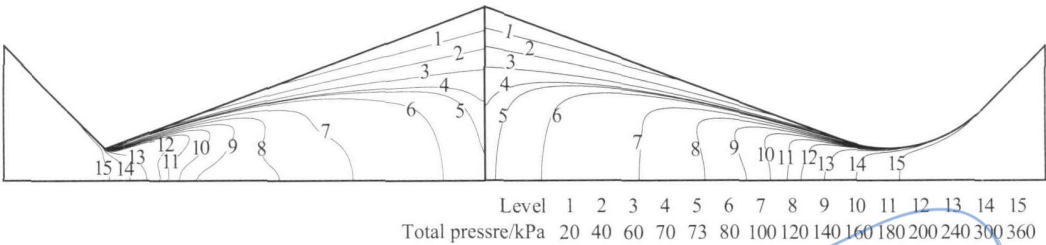


图 7 $Re=1072$ 不同喉部曲率半径下为喷管总压力的等值线
Fig. 7 Total pressure contours for throat arc radius= $0\mu\text{m}$ and radius= $40\mu\text{m}$ with $Re=1072$

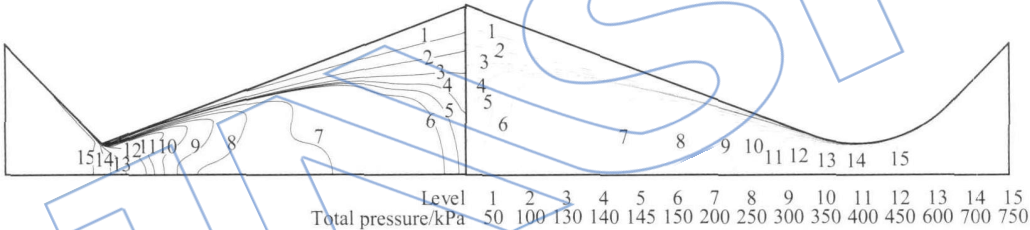


图 8 $Re=2145$ 不同喉部曲率半径下为喷管总压力的等值线
Fig. 8 Total pressure contours for throat arc radius= $0\mu\text{m}$ and radius= $40\mu\text{m}$ with $Re=2145$

沿着 x 方向的总压力变化值.同时,喉部曲率半径为 $0\mu\text{m}$ 的喷管出口的总压力大于相应位置的喉部曲率半径为 $40\mu\text{m}$ 的喷管出口的总压力.

从图 7 和图 8 中可以看出,对于喉部特征雷诺数为 1072 和 2145 的微喷管流动:

1) 在微喷管出口的中心区域

沿着 x 方向的总压力逐渐降低.并且,喉部曲率半径为 $0\mu\text{m}$ 的微喷管沿着 x 方向的总压力变化值小于喉部曲率半径为 $40\mu\text{m}$ 沿着 x 方向的总压力变化值.

同时,喉部曲率半径为 $0\mu\text{m}$ 的微喷管出口的总压力大于相应位置喉部曲率半径为 $40\mu\text{m}$ 微喷管出口的总压力.

2) 在微喷管出口中心区域的邻近区域

沿着 x 方向总压力逐渐降低.并且,喉部曲率半径为 $0\mu\text{m}$ 的微喷管沿着 x 方向的总压力变化值大于喉部曲率半径为 $40\mu\text{m}$ 沿着 x 方向的总压力变化值.

同时,喉部曲率半径为 $0\mu\text{m}$ 的微喷管出口的总压力小于相应位置喉部曲率半径为 $40\mu\text{m}$ 微喷管出口的总压力.

2.2.3 性能计算结果

图 9 为微喷管流量系数在不同喉部特征雷诺数下随喉部曲率半径的变化规律图.图 10 为微喷管推力效率在不同喉部特征雷诺数下随喉部曲率半径的变化规律图.

从图 9 与图 10 可以看出:对于喉部特征雷诺数为 214 的微喷管,随着喉部曲率半径的增加,微喷管的流量减少,微喷管的推力也随之减小.

而对于喉部特征雷诺数为 $536\sim 2145$ 的微喷管,随着喉部曲率半径的增加,其流量系数和推力效率先增大,后减小.并且其最大流量系数和推力效率所对应的喉部曲率半径随着特征雷诺数的增加而增加.

如图所示,喉部征雷诺数为 214,536,1072,

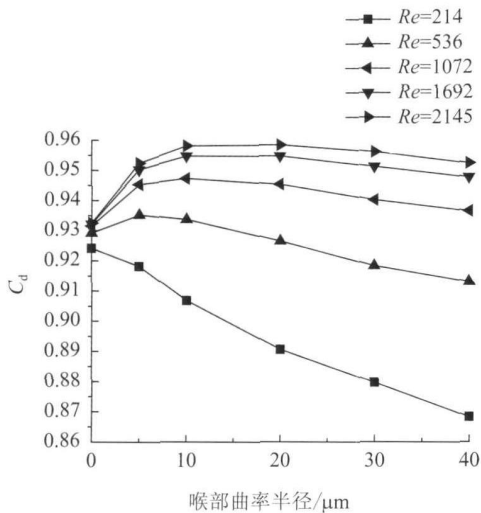


图 9 流量系数随喉部曲率半径变化

Fig. 9 Coefficient of discharge variation with throat arc radius

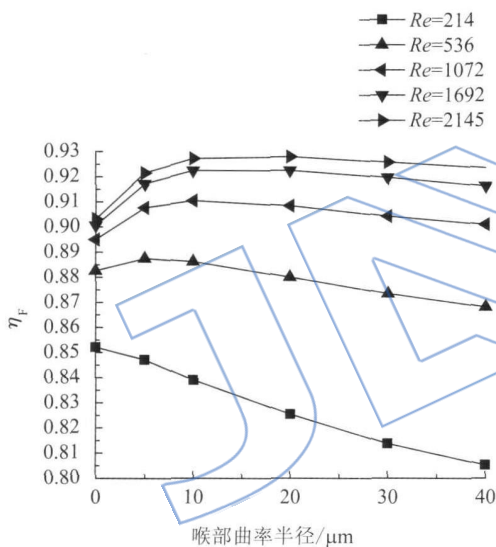


图 10 推力效率随喉部曲率半径变化

Fig. 10 Coefficient of thrust force variation with throat arc radius

1692和2145的微喷管流量和推力的最大值分别对应于喉部曲率半径为0,5,10,10 μm 和20 μm 的微喷管。

同时,对于同一喉部曲率半径的微喷管,随着喉部特征雷诺数的增加,其流量系数和推力效率均增加,当喉部曲率半径较大时,其流量系数和推力效率的增加明显。

2.3 分析与讨论

通过以上计算结果可以看出,在相同的喉部宽度和进出口宽度条件下:

1) 对同一喉部曲率半径,随着喉部特征雷诺

数的减小,喷管出口 x 方向质量流速峰值逐渐减小,喷管主流核心区域减小,边界层变厚,流量系数减小,推力效率减小,说明随着喉部特征雷诺数的减小,喷管进口压力减小,流体的质量流速减小,惯性力相对减小,壁面粘滞阻力相对增大。

2) 在微喷管出口的中心区域

在相同的喉部特征雷诺数下,同喉部无圆弧过渡相比,喉部有圆弧过渡时,沿着 x 方向的质量流速减小,总压力减小。

同时,随着喉部曲率半径的增大,微喷管长度增加,沿着 x 方向的质量流速减小。

3) 在 $Re=214$ 时

①在喷管出口中心区域的邻近区域

同喉部无圆弧过渡相比,喉部有圆弧过渡时,沿着 x 方向的质量流速减小,总压力减小。

同时,随着喉部曲率半径的增大,沿着 x 方向的质量流速减小,其差值较小。

②随着喉部曲率半径的增加,其流量系数和推力效率减小。

说明当喉部特征雷诺数较小时(如 $Re \leq 214$),对于喷管出口 x 方向的质量流速以及喷管的性能,壁面粘滞阻力起主要作用,随着微喷管喉部曲率半径的增大,喷管壁面长度增加,粘滞阻力相对增加,惯性力相对减少,主流核心区域减小。

4) 在 $Re=536 \sim 2145$ 时

①在微喷管出口中心区域的邻近区域

在相同的喉部特征雷诺数下,同喉部无圆弧过渡相比,喉部有圆弧过渡时,沿着 x 方向的质量流速增大,总压力增大。

同时,随着喉部曲率半径的增大,沿着 x 方向的质量流速先增大后减小,但其差值较小。

②在相同的喉部特征雷诺数下,随着喉部曲率半径的增加,其流量系数和推力效率先增大后减小。

说明同喉部无圆弧过渡相比,喉部有圆弧过渡时,通过喉部后将会有较多流体从中心区域向中心区域的邻近区域流动,使得中心区域流体质量流速减小,而中心区域的邻近区域质量流速增加,惯性力相对增加,粘滞阻力相对减小,主流核心区域增加。

随着喉部曲率半径的增大,将会有更多的流体从中心区域向中心区域的邻近区域流动,但同时喉部曲率半径增大,喷管壁面长度增加,当喉部曲率半径增大到某一特定值时,继续增大喉部曲率半径,壁面粘滞阻力将相对增加,惯性力相对减

小,中心区域的邻近区域质量流速减小,主流核心区域减小。

此外,喉部特征雷诺数越大,喷管内部流体惯性力相对越大,壁面粘滞阻力相对越小。

因此,喉部特征雷诺数处于某一范围时(如 $Re = 536 \sim 2145$),存在着与喉部特征雷诺数相对应的喉部曲率半径,使得喷管出口的惯性力相对最大,微喷管出口的流量和推力最大。并且其相应的半径大小随着喉部特征雷诺数的增大而增大。

3 结 论

本文通过 FLUENT 6.1,数值计算求解二维稳态可压缩 N-S 方程,模拟了扩张比为 5.4 的收缩-扩张超音速微喷管流动。研究了喉部有无圆弧过渡以及不同曲率半径圆弧对微喷管内部流场结构和推进性能参数的影响。数值计算结果表明:喉部有无圆弧过渡以及不同的曲率半径圆弧影响微喷管出口附近的质量流速场和总压力场分布,并进而影响微喷管的推进性能。随着喉部特征雷诺数的增加,其相对应于最大流量系数和推力的微喷管喉部圆弧曲率半径相应增加。

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] 张根桓. 基于多孔介质内燃烧的微小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)
- [4] 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.
- [5] 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)
- [6] Von Smoluchowski M. Ueber warmlleitung in verdunnten gasen[J]. Annalen der Physik and Chemie 1898, 64: 101-130.
- [7] Schlichting H. Boundary-layer theory[M]. New York: McGraw-Hill, 1979: 327-330.
- [1] Kim S C. Calculations of low-Reynolds-number resistojets