

doi: 10.7690/bgzdh.2020.05.014

## 轴对称型面喷管推力计算方法

鞠一非, 刘 彬, 金丰护, 余 瑶, 谷岩波

(中国兵器装备集团自动化研究所有限公司智能制造事业部, 四川 绵阳 621000)

**摘要:** 为分析喷管内流场的变化, 使用 1 维计算模型和基于 FLUENT 的 2 维计算模型对轴对称型面喷管的推力进行计算, 分析 2 种计算结果的差异。利用正交设计法, 研究喷管的燃烧室压强、扩张角、扩张比、扩张段长度以及燃气射流的黏度对喷管推力计算的影响。结果表明: 推力差异与燃烧室压强近似线性关系; 推力差异随着燃气黏度的增加而增大; 当初始扩张角越大、出口扩张角越小时, 推力差异越小; 推力差异随着扩张比、扩张段长度与喉部半径比的增加先减小后增加; 在低压、低黏度的情况下, 1 维计算方法可用于喷管推力的计算, 否则, 2 维计算方法更适合。

**关键词:** 型面; 喷管; 推力; FLUENT**中图分类号:** TJ7 文献标志码: A

## Calculation Method for Thrust of Axisymmetric Profile Nozzle

Ju Yifei, Liu Bin, Jin Fenghu, Yu Yao, Gu Yanbo

*(Department of Intelligent Manufacture, Automation Research Institute Co., Ltd. of China South Industries Group Corporation, Mianyang 621000, China)*

**Abstract:** In order to analyze the change of flow field in the nozzle, the thrust of the axisymmetric nozzle is calculated using the 1-dimensional calculation model and the 2-dimensional calculation model based on FLUENT, and the difference between the 2 calculation results is analyzed. The effects of pressure, expansion angle, expansion ratio, length of expansion section and viscosity of gas jet on the calculation of nozzle thrust are studied by orthogonal design method. The results show that the thrust difference has a linear relationship with the combustion chamber pressure. The difference of thrust increases with the increase of gas viscosity. When the initial expansion angle is larger and the exit expansion angle is smaller, the difference in thrust is smaller. The difference of thrust decreases first and then increases with the increase of the expansion ratio, the length of the expansion section and the radius of the throat. In the case of low pressure and low viscosity, the 1-dimensional calculation method can be used to calculate the nozzle thrust. Otherwise, the 2-dimensional calculation method is more suitable.

**Keywords:** profile; nozzle; thrust; FLUENT

### 0 引言

推力是火箭或导弹飞行的基本动力, 也是火箭发动机的主要性能参数。1 维推力计算模型是被广泛认可的计算模型, 但 1 维模型把燃气射流在喷管中的流动简化为 1 维定常流动, 计算结果存在较大误差。实际上, 火箭发动机的工作过程十分复杂, 燃气在壁面附近形成边界层, 影响喷管内马赫数的分布, 喷管内波系与壁面上的边界层也会发生相互干扰, 进而影响喷管的推力<sup>[1-3]</sup>。

喷管的型面是影响喷管推力的重要因素, 型面不同, 喷管内的燃气流场不同, 进而影响喷管的推力<sup>[4]</sup>。姬晓辉等<sup>[5]</sup>在燃气无黏流动的情况下, 经过流场积分计算喷管推力; L.E Sternin 发现大扩张率黏性损失和出口的参数是相互独立的<sup>[6]</sup>; 成沉等<sup>[7]</sup>

基于响应面法研究了喷管型面的优化设计; 方国尧等<sup>[8]</sup>对 5 种型面的喷管进行了优化设计, 但没有研究型面与推力的关系。上述研究只分析了喷管型面的改变引起喷管内流场的变化, 没有分析喷管推力的变化。

笔者分别使用 1 维计算模型和基于 FLUENT 的 2 维计算模型对轴对称型面喷管(简称喷管)的推力进行计算, 并对比分析 2 种模型的计算差异(用推力差的百分比表示)。

### 1 物理模型和计算方法

#### 1.1 1 维计算假设及计算模型

计算假设: 1) 燃气是完全气体; 2) 在整个火箭发动机的燃烧室和喷管中, 燃气成分是均匀、不变的, 比热比也不随温度变化而变; 3) 燃气在喷管

收稿日期: 2020-01-02; 修回日期: 2020-02-23

作者简介: 鞠一非(1994—), 男, 辽宁人, 硕士, 助理工程师, 从事非标自动化设备设计研究。E-mail: 927493755@qq.com。

中流动是 1 维定常的；4) 忽略散热损失和摩擦损失；5) 喷管入口处气流速度为零。

计算模型：

$$\frac{A_e}{A_t} = \frac{(2/(k+1))^{1/(k-1)} \sqrt{(k-1)/(k+1)}}{\sqrt{(p_e/p_c)^{2/k} - (p_e/p_c)^{(k+1)/k}}}; \quad (1)$$

$$F = \sqrt{\frac{2k^2}{k-1} \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]} p_c A_t + (p_e - p_a) A_e. \quad (2)$$

式中： $F$  为喷管推力； $A_e$  为喷管出口面积； $A_t$  为喷管喉部面积； $k$  为燃气比热比； $p_e$  为喷管出口压力； $p_c$  为工作压力； $p_a$  为环境压力。

### 1.2 2 维计算假设及计算模型

计算假设：1) 燃气在喷管中流动是 2 维定常的；2) 在整个火箭发动机的燃烧室和喷管中，燃气成分是均匀、不变的，比热比也不随温度变化而变。

#### 1.2.1 几何模型及边界条件

由于喷管内流场的各处参数具有对称性，利用 AUTO-CAD 绘图软件建立 2 维轴对称几何模型。如图 1 所示，入口半径为 150 mm，喉部半径为  $R_t$ ，喷管扩张长度为  $L_e$ ，出口半径为  $R_e$ ， $\alpha$  为喷管初始扩张角， $\beta$  为喷管出口扩张角。

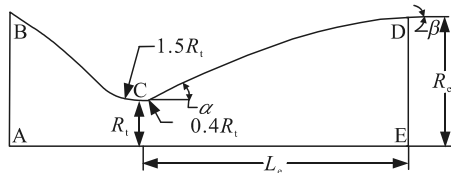


图 1 几何模型

AB 边为喷管入口，采用压力入口边界条件，燃气温度为 3 000 K；BCD 边为喷管壁面，采用绝热黏性壁面；DE 边为喷管出口，采用压力出口边界条件；AE 边为喷管的对称轴。如图 2 所示，在喷管轴线和壁面附近采用较密的网格，远离轴线的区域由于流场的参数变化不大而采用稀疏网格。

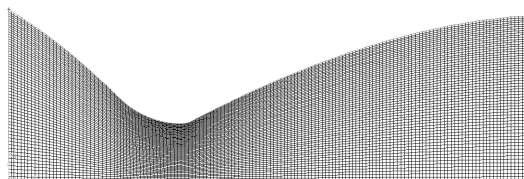


图 2 网格生成

#### 1.2.2 湍流模型

导弹发动机燃气射流的流动属于高雷诺数可压

缩流动，采用 RNG  $k-\varepsilon$  湍流模型计算<sup>[9]</sup>。RNG  $k-\varepsilon$  湍流模型利用重整化群技术，在标准  $k-\varepsilon$  湍流模型的基础上进行改进，使得 RNG  $k-\varepsilon$  湍流模型有着更加准确、可靠、适用范围更广的优点。该模型的方程为：

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j}(\alpha_k \mu_{\text{eff}}) + E_k + E_b + \rho \varepsilon - Y_M + S_k; \quad (3)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \varepsilon u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j}(\alpha_\varepsilon \mu_{\text{eff}}) + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} (E_k + C_{3\varepsilon} E_b) - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} - R_\varepsilon + S_\varepsilon. \quad (4)$$

式中： $\rho$  为燃气密度； $u_i$  为速度的时均分量； $\mu_{\text{eff}}$  为有效黏度； $\alpha_k$  和  $\alpha_\varepsilon$  分别为  $k$  和  $\varepsilon$  的逆有效普朗特数； $E_k$  为由平均速度梯度产生的湍流动能； $E_b$  为浮力产生的湍流动能； $Y_M$  为在可压缩湍流中脉动扩张对总耗散速率的影响； $C_{1\varepsilon}$ 、 $C_{2\varepsilon}$ 、 $C_{3\varepsilon}$  为常数； $\sigma_k$  和  $\sigma_\varepsilon$  分别为  $k$  和  $\varepsilon$  的湍流普朗特数； $S_k$  和  $S_\varepsilon$  为由气体组份输运和颗粒运动产生的动能和耗散项。

$R_\varepsilon$  项的表达式为

$$R_\varepsilon = \frac{C_\mu \rho \eta_\varepsilon^3 (1 - \eta_\varepsilon / \eta_{\varepsilon 0}) \varepsilon^2}{1 + \beta \eta_\varepsilon^3} \frac{1}{k}. \quad (5)$$

式中： $\eta_\varepsilon = sk/\varepsilon$ ； $s$  为平均应变率张量的模量。

相关参数值如表 1 所示。

表 1 参数值

参数	$C_{1\varepsilon}$	$C_{2\varepsilon}$	$C_{3\varepsilon}$	$\eta_{\varepsilon 0}$	$\beta$	$C_\mu$
参数值	1.44	1.98	0.09	4.38	0.012	0.09

#### 1.2.3 推力计算模型

固体火箭发动机的推力由动推力和静推力 2 部分组成。动推力是由燃气射流反作用力产生；静推力是由内外压力差产生。计算公式如下：

$$F = \dot{m} u_e + A_e (p_e - p_a). \quad (6)$$

式中： $\dot{m}$  为喷管的质量流量，kg/s； $p_e$  为喷管出口截面处的燃气压强，Pa； $p_a$  为外界大气环境压强，Pa； $A_e$  为喷管出口截面处的横截面积， $\text{m}^2$ ； $u_e$  为喷气速度，m/s。

在喷管出口处的参数各不相同，需要对喷管出口截面的压力、轴向速度取平均值。利用面积积分法计算喷管出口的平均值。

平均压力

$$\bar{p}_e = \int p_e dA / A. \quad (7)$$

轴向平均速度

$$\bar{u}_e = \int u_e dA / A \tag{8}$$

式中： $\bar{p}_e$ 为喷管出口的平均压力； $p_e$ 为喷管出口处任一点的压强； $\bar{u}_e$ 为喷管出口的轴向平均速度； $u_e$ 为喷管出口处某一点的轴向速度； $A$ 为喷管出口的面积。

燃气射流的质量流率在喷管推力计算中是不可或缺的一个参数，决定着喷管动推力的大小。

质量流率计算公式：

$$\dot{m} = \Gamma / \sqrt{RT_f} p_c A_t \tag{9}$$

$$\Gamma = \sqrt{k} \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \tag{10}$$

式中： $\dot{m}$ 为燃气的质量流率； $R$ 为气体常数； $T_f$ 为推进剂绝热燃烧温度； $p_c$ 为燃烧室工作压强； $A_t$ 为喷管喉部面积； $k$ 为燃气的比热比。

### 1.3 数值计算

利用 FLUENT 求解 2 维 Navier-Stokes 方程组。使用基于密度算法的求解器，采用有限体积法对方程组进行离散并通过 2 阶迎风格式进行重构，同时对连续方程、动量方程、能量方程和组分运输方程进行求解。壁面附近采用标准壁面函数。计算流程如图 3 所示。

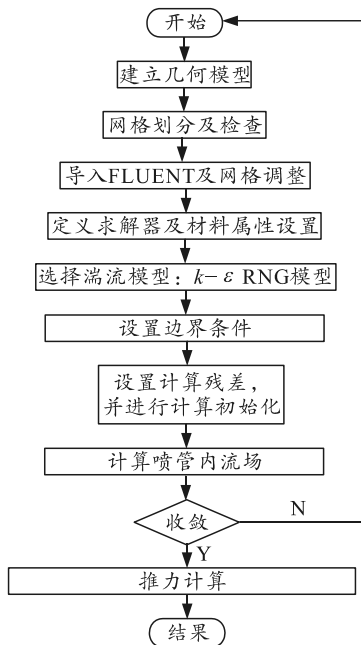


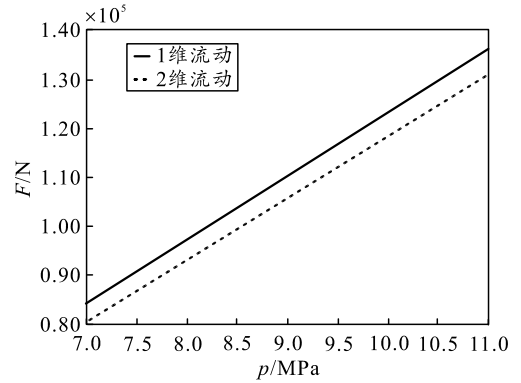
图 3 计算流程

## 2 结果分析讨论

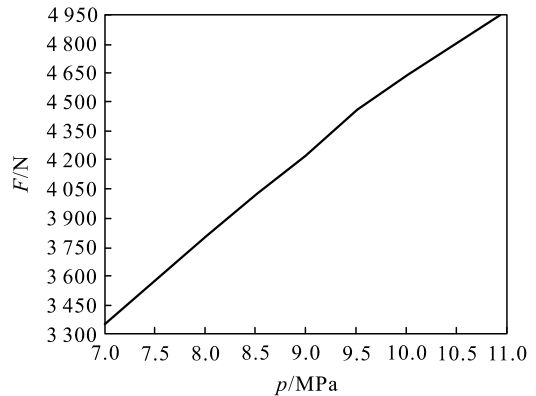
### 2.1 燃烧室压强对喷管推力的影响

图 4 为推力变化以及推力差曲线。由图 4(a)可

知：1 维模型的计算结果大于 2 维模型，且喷管推力与燃烧室压强呈准线性关系。1 维和 2 维流动的推力差与燃烧室压强近似线性关系(见图 4(b))，当  $p=7\sim 11$  MPa 时，推力差分布在 3 300~4 950 N。由图 4(b)可以推出，当工作压力越小时，推力差越小，此时，2 种模型均适用喷管推力的计算。



(a)  $F-p$  的推力变化



(b) 推力差

图 4 推力变化以及推力差

这主要因为 1 维模型计算时，燃气假设为理想气体，而 2 维计算时，燃气则不为理想气体，当燃气处于低压、高温时，可近似认为理想气体，所以燃烧室工作压强越大，2 种方法对喷管推力计算的差异越大。

### 2.2 燃气黏度对喷管推力的影响

由于燃气具有黏性，流动时，燃气与喷管壁面产生摩擦，形成边界层，对喷管的推力产生影响。图 5 为燃气在不同黏度下的推力、速度云图以及 2 种模型的计算结果差异曲线。由图可知：随着燃气黏度的增大，推力计算差异变化范围为 3%~4.2%，当  $0 \mu\text{Pa}\cdot\text{s} < \mu < 20 \mu\text{Pa}\cdot\text{s}$  时，随着燃气的黏度增大，喷管推力迅速减小，而推力差异却迅速增大；当  $45 \mu\text{Pa}\cdot\text{s} > \mu > 20 \mu\text{Pa}\cdot\text{s}$  时，随着燃气黏的增大，喷管推力缓慢降低，推力差异也缓慢升高。

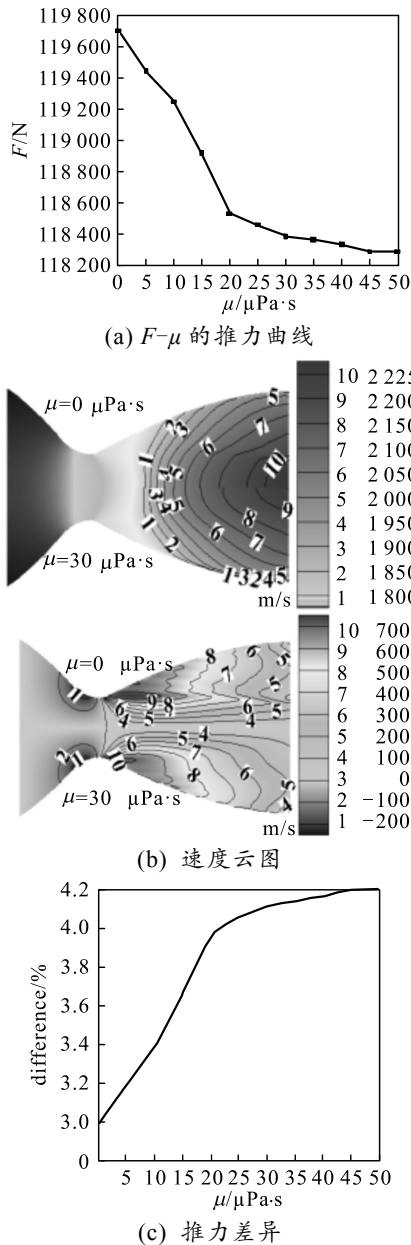


图 5 在不同黏度下的推力、速度云图以及差异

由于燃气在黏性流动时，与喷管壁面之间存在摩擦，在壁面附近会存在速度分层(如图 4(b)中的轴向速度对比云图)，燃气的黏性阻碍了燃气的膨胀，在  $0 \mu\text{Pa}\cdot\text{s} < \mu < 20 \mu\text{Pa}\cdot\text{s}$  时，燃气黏度对推力的影响程度比较大； $\mu > 20 \mu\text{Pa}\cdot\text{s}$  时，燃气黏度对推力的影响感度降低。

### 2.3 扩张角对喷管推力的影响

型面喷管的扩张角包括初始扩张角  $\alpha$  和出口扩张角  $\beta$ 。保持喷管的收缩比、扩张比以及喷管扩张长度不变，利用正交法，基于 FLUENT 研究扩张角对喷管推力的影响以及 2 种推力算法的差异。图 6 为喷管推力与扩张角的变化以及推力差异变化。由

图可知：随着初始扩张角的增大，喷管推力先增大后减小， $\alpha=28^\circ$  时，喷管推力最大；随着出口扩张角的增大，喷管推力逐渐减小， $\beta=0^\circ$  时，喷管推力最大；当  $\alpha=28^\circ$ 、 $\beta=0^\circ$  时，喷管推力最大，推力差异最小(3.5%)；当  $\alpha=20^\circ$ 、 $\beta=10^\circ$  时，喷管推力最小，推力差异最大(4.75%)。

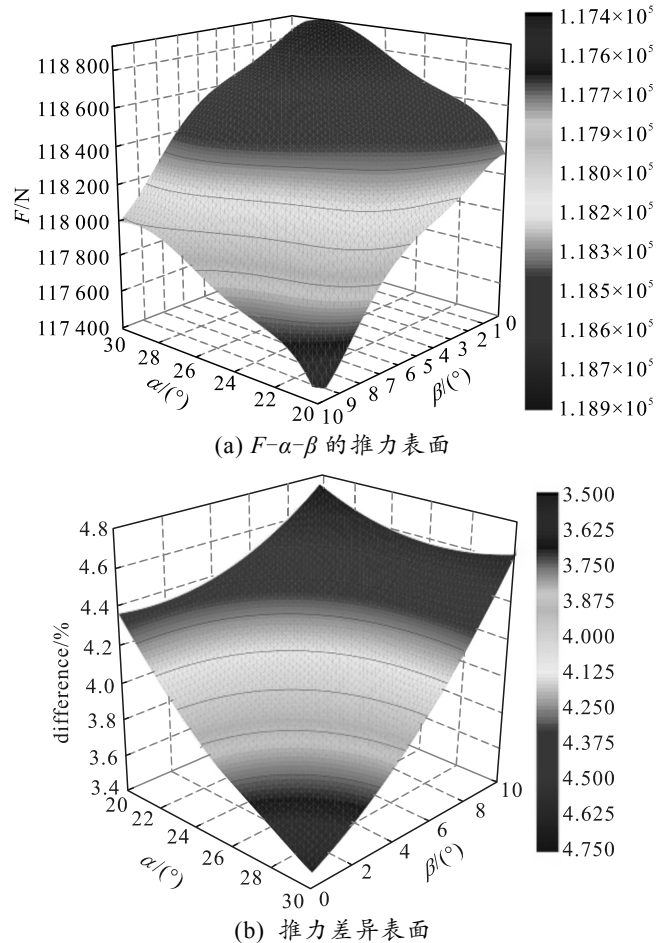


图 6  $F-\alpha-\beta$  的推力表面及推力差异表面

初始扩张角控制着燃气射流经过喷管喉部后的径向膨胀程度，初始扩张角越大，径向膨胀程度越大，而径向膨胀程度过大，导致轴向膨胀减小，通过对正交设计计算结果分析：当初始扩张角  $\alpha=28^\circ$  时，轴向膨胀最佳。出口扩张角通过抑制燃气的径向膨胀来控制着燃气在喷管出口处的轴向速度，出口扩张角越小，燃气的轴向速度越大。

### 2.4 扩张比和扩张段长度对喷管推力影响

扩张比和扩张段长度是影响喷管推力的的重要因素。基于 FLUENT 对喷管推力计算时，利用正交设计法，综合研究扩张比和扩张段长度对喷管推力计算的影响。图 7 为  $F-R_e/R_t-L_e/R_t$  及其推力差异变化曲面，由图 7(a)可知，当  $L_e/R_t=5\sim 5.5$  时，随着  $R_e/R_t$

的增大, 喷管的推力先增大后减小; 当  $L_e/R_t > 5.5$  时, 随着  $R_e/R_t$  的增大, 喷管的推力逐渐增大, 推力差异逐渐减小; 当  $R_e/R_t = 2.6 \sim 2.9$  时, 随着  $L_e/R_t$  的增大, 喷管的推力逐渐增大; 当  $R_e/R_t > 2.9$  时, 随着  $L_e/R_t$  的增大, 喷管的推力先增大后减小; 当  $R_e/R_t = 2.6$ ,  $L_e/R_t = 7$  时, 喷管推力最小, 计算差异最大 (5.53%)。

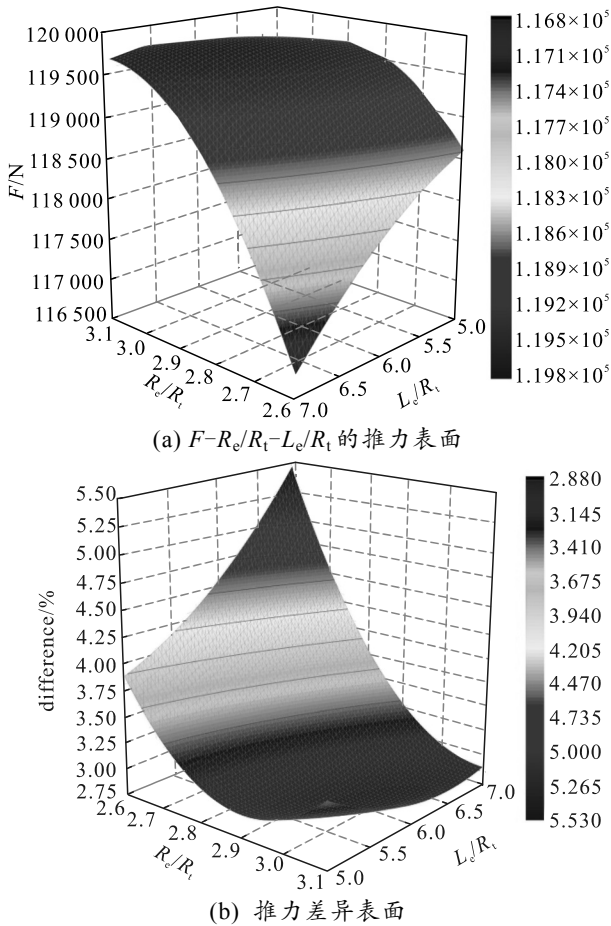


图 7  $F-R_e/R_t-L_e/R_t$  的推力表面和推力差异表面

喷管的扩张比决定着燃气的径向膨胀程度, 扩张段长度决定着燃气射流的轴向膨胀程度。当径向膨胀程度过大时, 燃气的径向速度变大, 而沿轴向的速度变小, 影响喷管的推力。如图 8 所示, 当轴向膨胀程度过大, 中心压力过小, 燃气开始向轴线收缩, 轴向速度开始下降, 推力减小。

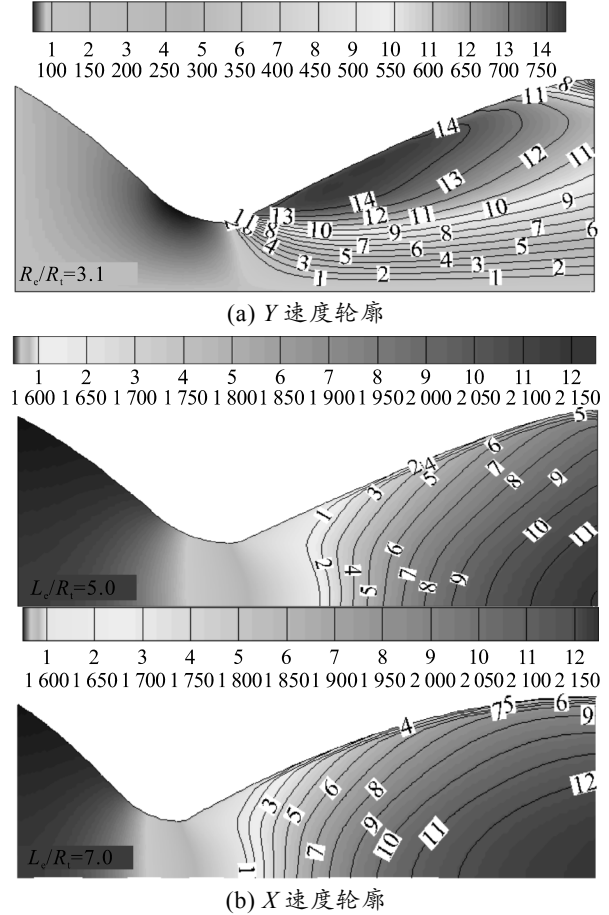
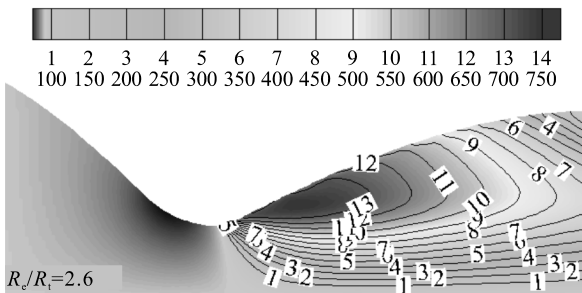


图 8 速度轮廓

### 3 结论

笔者分别利用 1 维计算模型和基于 FLUENT 的 2 维计算模型对喷管的推力进行计算, 并分析了 2 种模型计算结果的差异, 得到如下结论:

- 1) 喷管推力与燃烧室压强呈准线性关系, 推力差异与工作压强近似线性关系, 压强越大, 推力差异越大。
- 2) 燃气无黏流动时, 喷管推力最大, 推力差异最小; 随着燃气黏度的增加, 推力逐渐减小, 而差异逐渐增大, 当  $\mu < 20 \mu\text{Pa}\cdot\text{s}$  时, 推力差异变化比较剧烈, 当  $\mu > 20 \mu\text{Pa}\cdot\text{s}$  时, 推力差异变化比较缓慢。
- 3) 当初始扩张角越大、出口扩张角越小时, 喷管推力越大, 而推力差异越小。
- 4) 推力差异随着扩张比、扩张段长度与喉部半径比的增加, 喷管推力先增大后减小, 而推力差异先减小后增加。
- 5) 在低压、低黏度的情况下, 1 维计算可用于喷管推力的计算, 否则, 2 维计算方法更适合。

(下转第 72 页)

表 5 类椭圆截面战斗部理论侵彻深度与模拟深度比较

截面特征系数 $X$	理论侵彻深度/ mm	数值仿真深度/ mm	数值仿真与理论 计算的偏差率/%
0	153	172	+12.4
0.1	151	165	+9.3
0.5	142	152	+7.0

通过数值模拟与经验公式的验证可知：两者相互比较的偏差率在 15%以内，数值仿真结果在合理的区间，可以接受并且作为类椭圆截面战斗部设计的基础。

#### 4 结论

笔者通过对类椭圆截面战斗部的数值模拟和经验公式的验证，获得类椭圆截面战斗部在低速时，侵彻混凝土的弹道规律：

- 1) 弹丸在侵彻过程中的纵向偏移量与截面特征系数相关，且随着截面特征系数的增大而减小；
- 2) 弹丸总侵彻深度与截面特征系数反向变动，即在相同的  $a$ 、 $b$  值下，弹长相同且弹头部长度的弹丸截面特征系数  $X$  越大，其侵彻深度越小，但是侵彻深度降低的速度较慢。

#### 参考文献：

[1] 杜忠华, 朱建生, 王贤治, 等. 异型侵彻体垂直侵彻半

(上接第 62 页)

#### 参考文献：

[1] 潘宏禄, 李俊红, 沈清. 超燃进气道激波/湍流边界层干扰[J]. 推进技术, 2013, 34(9): 1172-1178.  
 [2] 易仕和, 赵玉新, 何霖, 等. 超声速与超高速喷管设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 2013: 11-14.  
 [3] 刘政崇. 高低速风动气动与结构设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003: 10-17.  
 [4] 刘文芝, 张乃仁, 张春林, 等. 某型号固体火箭发动机喷管型面设计与数值计算[J]. 工程设计学报, 2006, 13(2): 99-103.  
 [5] 姬晓辉, 武晓松, 季宗德. 最佳推力喷管型面设计[J]. 火箭技术, 1997(3): 10-13.  
 [6] STERNIN L E. Calculating the thrust characteristics of nozzles from their outlet cross-section parameters[J]. Fluid Dynamics, 2003, 38(1): 153-163.  
 [7] 成沉, 鲍福廷, 刘阳, 等. 基于响应面法的喉栓式喷管型面优化设计[J]. 固体火箭技术, 2014, 37(1): 47-51.  
 [8] 方国尧, 王庆, 高山辉. 火箭发动机喷管内型面优化设计[J]. 推进技术, 1993, 14(3): 16-21.  
 [9] YAKHOT V, ORZAG S A. Renormalization group

无限靶板的分析模型[J]. 兵工学报, 2009, 30(4): 403-407.  
 [2] 高光发, 李永池, 刘卫国, 等. 长杆弹截面形状对垂直侵彻深度的影响[J]. 兵器材料科学与工程, 2011, 34(3): 5-8.  
 [3] 高光发, 李永池, 罗春涛, 等. 混凝土靶高速侵彻的率相关相似律研究[J]. 火箭与制导学报, 2011, 31(3): 98-100.  
 [4] 荣光, 薛晓中, 孙传杰, 等. 异型弹芯斜侵彻靶板的数值分析[J]. 弹道学报, 2009, 21(1): 5-8.  
 [5] 荣光, 孙瑞胜, 薛晓中, 等. 两种非圆截面弹芯的侵彻性能研究[J]. 兵工学报, 2009, 30(4): 385-388.  
 [6] 王文杰, 张先锋, 邓佳杰, 等. 椭圆截面弹体侵彻砂浆靶规律分析[J]. 爆炸与冲击, 2018, 38(1): 164-173.  
 [7] 王文杰. 椭圆截面弹体侵彻混凝土靶过程研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2018: 41-43.  
 [8] 欧碧峰, 王君杰. 碰撞条件下常用混凝土模型比较[J]. 计算机辅助工程, 2008(1): 1-5.  
 [9] 高世桥, 刘海鹏, 金磊, 等. 混凝土侵彻力学[M]. 北京: 中国科学技术出版社, 2012: 65-66.  
 [10] 郭磊, 何勇, 潘绪超, 等. 非圆截面弹体侵彻混凝土靶试验与仿真研究[J/OL]. 兵器材料科学与工程, 2019, 42(3): 62-68.  
 analysis of turbulence, I. basic theory[J]. Journal of Scientific Computing, 1986, 1(1): 3-51.  
 [10] RAYMOND C, ALAA E, SUSAN C. Exhaust Nozzle Plume and shock Wave Interaction[R]. AIAA 2013-0012.  
 [11] 郭昆, 唐海龙, 张坤. 爆震发动机扩张型引射喷管的非定常流动过程研究[J]. 推进技术, 2015, 36(12): 1781-1787.  
 [12] 黄振宇, 徐文灿, 毛鸿羽. 喷管流场及其推力矢量的数值计算[J]. 兵工学报, 2000, 21(1): 31-34.  
 [13] 王占学, 李志杰. 喷管气动参数对推力矢量影响的数值模拟[J]. 推进技术, 2008, 29(2): 187-193.  
 [14] DANIEL C A, EPHRAIM G. Experimental Investigation of a Pulse Detonation Engine with a Two-Dimensional Ejector[R]. AIAA 2004-864.  
 [15] 汪明生, 杨平. 双喉道推力矢量喷管的内流场特性研究[J]. 推进技术, 2008, 29(5): 566-572.  
 [16] JIMENEZ A. Thrust vectoring for advanced fighter aircraft, propulsion package[R]. AIAA 2001-3991.  
 [17] 隆永胜, 胡振震, 袁竭, 等. 椭圆喷管设计与数值模拟[J]. 实验流体力学, 2015, 29(3): 80-86.  
 [18] DEERE K A, BARRIER B L, FLAMM J D. A computational study of a new dual throat fluidic thrust vectoring nozzle concept[R]. AIAA 2005-3502.