

## 冷气推进器流场仿真和分析

王定军, 宋会玲, 刘 伟

(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

**摘 要:** 采用 Fluent 软件对火箭姿态控制系统小推力冷气推进器的内流场进行了数值仿真, 得到了流场压力与马赫数的曲线图。气流在推进器控制口达到音速, 通过控制口后加速并相互撞击产生激波, 流束相对集中, 超音速流经过激波变成亚音速流; 亚音速流在直管段扩张达到超音速, 在收缩段受压缩减速, 流束集中后再次扩张加速, 喷嘴喉部气流略大于音速, 但喷嘴扩张段内没有激波, 推进器工作状态正常。仿真结果与高模试验结果相吻合。

**关键词:** 姿态控制系统; 推进器; 喷嘴; 流场; 仿真

中图分类号: V439.7

文献标识码: A

文章编号: (2010) 02-0036-04

## Simulation and research of the nitrogen thruster flow field

Wang Dingjun, Song Huiling, Liu Wei

(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

**Abstract:** Numerical simulation of the flow field through an attitude control system thruster is conducted with FLUENT software. The distribution of flow field pressure and Mach number is obtained. The flow achieves sonic velocity through the control orifice and the compressed flow produces shock wave. After expanding and being compressed, the flow achieves sonic velocity at the nozzle orifice. The simulation results agree with that of ground experiments.

**Key words:** attitude control system; thruster; nozzle; flow field; simulation

收稿日期: 2009-11-13; 修回日期: 2010-01-05。

作者简介: 王定军 (1977—), 男, 硕士, 研究领域为火箭姿态控制系统。

## 0 引言

火箭姿态控制系统用于卫星入轨姿态的调整,需要各种推力的推进器,推力范围变化大,一般推进器采用挤压式,其中小推力的推进器采用冷气工作介质。为了提高推进器响应速度,喷嘴前控制阀行程和通径较小,控制口当量流通面积小于喷嘴喉部面积,气流在推进器控制口处出现壅塞状态,因此冷气喷嘴与一般的拉瓦尔喷管不同,进口气流为超音速。喷嘴喉部设计不当时,超音速进口气流在扩张段内容易产生激波,严重影响冷气推进器的工作。

余敏<sup>[1]</sup>、张硕<sup>[2]</sup>等人对拉法儿喷管喉部后内流场和出口处流场随背压的变化进行了分析,本文对推进器控制口和喷嘴的流场进行了计算,并分析了喷嘴直管段内气流激波产生的机理。

## 1 冷气推进器结构和原理

冷气推进器包括电磁控制阀和冷气喷嘴,结构如图1所示。为了满足结构紧凑、重量轻、响应快的要求,电磁控制阀为直动式螺线管结构,将冷气喷嘴与控制阀一体化设计,采用了锥形喷管。

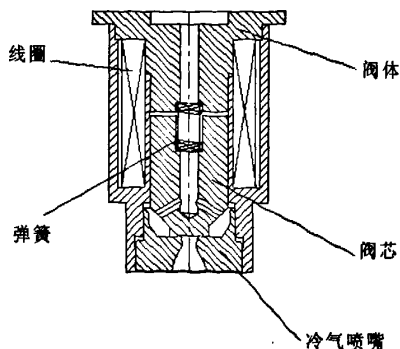


图1 冷气推进器结构图

Fig.1 Sketch of the nitrogen thruster

推进器工作方式:通电打开,断电关闭。当推进器通电后,挡铁和衔铁(阀芯)之间产生

电磁吸力,阀芯在电磁吸力作用下,克服阀芯上的圆柱弹簧力、摩擦力和冷气压力,使阀芯抬起,将推进器打开。当推进器断电后,电磁吸力消失,阀芯在弹簧力和冷气压力的作用下克服剩磁吸力及摩擦阻力回到阀座上,切断阀芯与阀座之间的通路,使推进器关闭。

## 2 数学模型和边界条件

### 2.1 控制方程

连续性方程为:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x}(\rho u) + \frac{\partial}{\partial x}(\rho v) \frac{\partial v}{\partial r} = S_m \quad (1)$$

轴向和径向的动量守恒方程分别为:

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho u) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial x}(\rho u u) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r}(\rho v u) = -\frac{\partial p}{\partial x} + \\ \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial x} \left[ \mu \left( 2 \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{2}{3} (\nabla \cdot \vec{v}) \right) \right] + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left[ \mu \left( 2 \frac{\partial u}{\partial r} + \frac{\partial v}{\partial x} \right) \right] + F_x \end{aligned} \quad (2)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho v) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial x}(\rho v u) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r}(\rho v v) = -\frac{\partial p}{\partial r} + \\ \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial x} \left[ \mu \left( \frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial r} \right) \right] + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left[ \mu \left( 2 \frac{\partial v}{\partial r} - \frac{2}{3} (\nabla \cdot \vec{v}) \right) \right] - \\ - 2\mu \frac{v}{r^2} + \frac{2}{3} \frac{\mu}{r} (\nabla \cdot \vec{v}) + \rho \frac{w^2}{r} + F_r \end{aligned} \quad (3)$$

其中

$$\nabla \cdot \vec{v} = \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial r} + \frac{v}{r}$$

式中,  $w$  为漩涡速度。

切向动量方程为:

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho w) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial x}(\rho u w) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r}(\rho v w) = \\ \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial x} \left[ \mu r \frac{\partial w}{\partial x} \right] + \frac{1}{r^2} \frac{\partial}{\partial r} \left[ r^2 \mu \frac{\partial}{\partial r} \left( \frac{w}{r} \right) \right] - \rho \frac{v w}{r} \end{aligned} \quad (4)$$

能量方程为:

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \frac{\partial}{\partial x_i} (u_i (\rho E + p)) = \\ \frac{\partial}{\partial x_i} \left( k_{eff} \frac{\partial T}{\partial x_i} - \sum_j h_j J_j + u_j (\tau_{ij})_{eff} \right) + S_h \end{aligned} \quad (5)$$

### 2.2 网格划分

推进器工作过程中,主要通过控制口调节气流降压。为减小计算量,仅对推进器控制口前部分通道和喷管的流场进行仿真计算。推进器为轴

对称系统，研究任何一个经过对称轴的截面就可以得到整个推进器的流动情况，从而将复杂的三维流场简化为二维流场计算。运用 Fluent 提供的 GAMBIT 网格划分软件，建立轴截面计算模型，如图 2 所示。非结构网格生成程序对相对复杂的几何结构网格非常有效，还可根据计算结果自适应调整网格，对于有较大梯度的流场精确求解具有很好的作用。



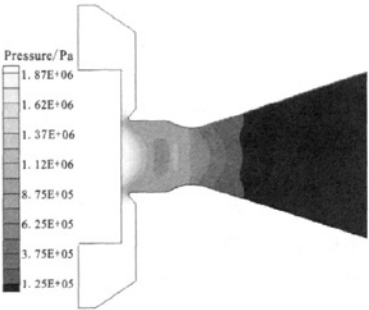
图 2 冷气推进器流场计算网格示意图  
Fig.2 Grid for the nitrogen thruster

根据边界层原理，靠近壁面部分气体流动变化相对比较剧烈，而靠近轴心部分气体流动变化相对比较平缓。为保证数值计算精度，在划分计算模型网格时，靠近壁面部分的网格划分相对比较密，靠近轴心部分的网格划分相对比较稀疏。

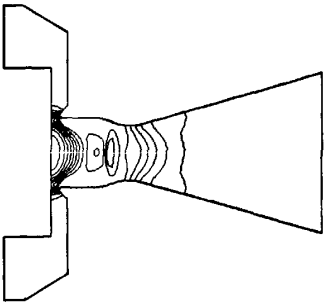
3 流场计算和分析

运用 Fluent 对该数学计算模型进行仿真计算，湍流模型为  $k-\epsilon$  模型。采用有限体积法离散计算域。工作介质氮气作为理想气体处理。计算模型定义边界条件：左侧为压力入口 pressure-inlet，右侧为压力出口 pressure-outlet，下侧为轴心线 axis，其余为壁面 wall，由此建立了轴对称计算模型。

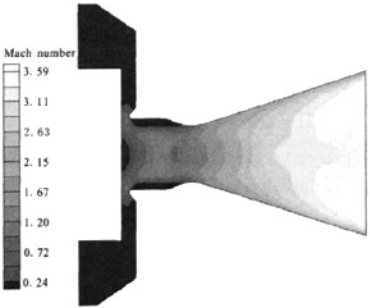
进口压力设定为推进器工作压力，喷管出口背压为零，残差收敛条件设定为  $10^{-5}$ 。以进口压力参数对计算模型进行初始化，迭代次数设定为 500 次，在经过 450 次的迭代运算后收敛。仿真计算得到流场分布情况如图 3(a)~3(e)所示。



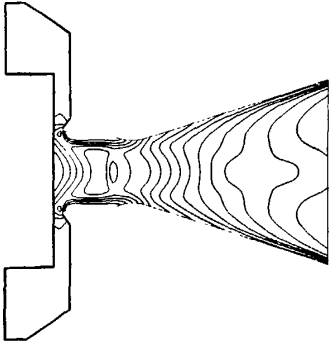
(a) 静压压力场



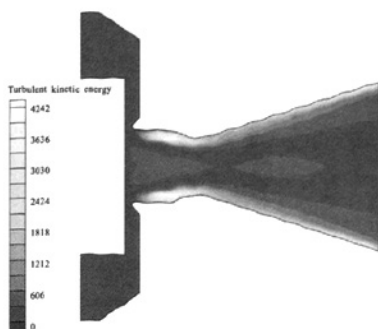
(b) 静压等压线



(c) 马赫场



(d) 等马赫线



(e) 湍动能分布

图3 推进器流场

Fig.3 Thruster flow field

### 3.1 气流流动过程

从推进器压力和马赫场可以看出,气流经过推进器控制口时为冲击射流,在控制口达到音速,通过控制口后加速并相互撞击压缩产生激波,超音速流经过激波变成亚音速流,压力突跃升高;气流通过环形控制口后比较集中,后面的直管段相当于扩张段,流速增加达到超音速;在喷嘴收缩段,气流受压缩产生激波,压力升高,流速略减小;在收缩段末段,主要气流束直径收缩到小于喷嘴喉部,气流再次扩张、加速,喉部气流略大于音速。在喷嘴扩张段,气流加速,压力随之逐渐降低,一直到出口处,压力仍然略高于背压。由于喷管截面急剧收缩,在喉部前管壁侧气流涡流明显,湍动能快速耗散。

### 3.2 推进器工作状态

地面试验中,采用可测量直管段压力的工艺喷嘴,仿真计算结果与测量的推进器控制口后直管段压力基本一致,推力和高模试验结果一致<sup>[3]</sup>。

气流经过推进器控制口到达喷嘴喉部时,因为摩擦、涡流和激波的作用,产生一定的压力损失,到喷嘴出口时,气流静压仍然大于背压(大气压)。气流通过喷嘴出口后继续膨胀,由于膨胀波以声速传播,外界压力变化不能传导至喷管内部,冷气喷嘴内的气体流动和工作参数不会受影响,推进器工作状态正常。因此,在地面试验和真空工作状态下,冷气喷嘴的系统工作参数没

有差异。

根据冷气喷嘴基本设计思路,推进器控制口后为拉法儿喷管,一般要求喷嘴喉部气流达到音速。实际上,流束在直管段相对扩张已经达到超音速,可以增加收缩段长度,使气流到喉部时降到音速,达到理想的设计状态。

## 4 结论

(1) 对控制口和喷嘴的气体流动运用 Fluent 软件进行了数值模拟,并进行了完整的分析,结果与相关试验结果基本一致。

(2) 推进器控制口的环形通道当量流通面积小于喷嘴喉部,气流在推进器控制口达到音速,通过控制口后加速并相互压缩撞击产生激波,超音速流经过激波变成亚音速流。亚音速流在直管段达到超音速;并在收缩段减速后再次加速,喷嘴喉部气流略大于音速,但喷嘴扩张段内没有激波,推进器工作状态正常。

(3) 建议增加喷嘴收缩段长度,使气流到喉部时降到音速,达到理想的设计状态。

## 参考文献:

- [1] 余敏,胡卓焕. 喷管通道内气体流动特性的数值模拟[J]. 上海理工大学学报, 2005, 27 (5): 447-450.
- [2] 张硕,王宁飞. 固体火箭发动机喷管及出口处流场特性的数值分析[J]. 弹箭与制导学报, 2007, 27(1): 177-180.
- [3] 胡伟,周军. 冷气嘴气动计算与试验分析[C]. 第二十三届三网学术会议文集, 2002.
- [4] 韩占忠,王敬,兰小平,等. FLUENT 流体工程仿真计算[M]. 北京:北京理工大学出版社, 2004.
- [5] 吴德铭,郜冶. 实用计算流体力学基础[M]. 哈尔滨:哈尔滨工程大学出版社, 2006.
- [6] 潘锦珊. 气体动力学基础[M]. 西安:西北工业大学出版社, 1995.
- [7] 王新建. 冷气模拟推力室研究[J]. 火箭推进, 2004, 30(5): 22-26.

(编辑:马杰)