

# 超声速进气道流场三维数值模拟

张永芝<sup>1</sup>, 李 卓<sup>2</sup>, 李海龙<sup>2</sup>

(1 内蒙古工业大学理学院, 内蒙古 呼和浩特 010051;

2 内蒙古动力机械研究所, 内蒙古 呼和浩特 010010)

**摘 要:** 超声速进气道是固体火箭冲压发动机至关重要的部件之一, 直接影响燃烧室的燃烧及发动机性能。基于  $N-S$  方程、标准  $k-\varepsilon$  双方程湍流模型, 利用 FLUENT 软件对某型固体火箭冲压发动机楔形超声速进气道内外流场进行了三维数值模拟。计算得到了超声速进气道在飞行马赫数为  $Ma=3.5$  的情况下的流场性能。并在相同马赫数下, 研究了等比压缩和攻角条件下的进气道流场的分布情况。模拟结果表明: 进气道的总压恢复系数和流量系数等性能指标受到攻角的影响而发生变化。

**关键词:** 固体火箭冲压发动机; 进气道; 模拟仿真; 攻角; 缩比

中图分类号: V435

文献标识码: A

文章编号: (2008) 03-0027-04

## Three dimension numerical simulation of the supersonic inlet flowfield

Zhang Yongzhi<sup>1</sup>, Li Zhuo<sup>2</sup>, Li Hailong<sup>2</sup>

(1 Inner Mongolia University of Technology, Inner Mongolia 010051, China;

2 Inner Mongolia Dynamical Machine Acedemy, Inner Mongolia 010010, China)

**Abstract:** Supersonic inlet is one of the important part of solid rocket ramjet. The performance research of this inlet is one of the key techniques for solid rocket ramjet. The performance of supersonic inlet determines the pressure and the air flux in combustor, then affects the work of ramjet. In this paper, based on the  $N-S$  equation、standard  $k-\varepsilon$  turbulence model, FLUENT is used to simulate the cuniform air inlet of solid rocket ramjet. The flow field of air inlet at Mach number 3.5 is gained. Under the same Mach number, some researches on the performance of flow field of air inlet with attack angle and compression ratio with body are also performed. The simulation results indicated that total pressure recovery coefficient and mass flow coefficient of air inlet are effected by changing attack angle.

收稿日期: 2008-01-26; 修回日期: 2008-03-10。

作者简介: 张永芝 (1974—), 女, 博士生, 研究领域为固体火箭冲压发动机。

**Key words:** solid rocket ramjet; supersonic inlet; numerical simulation; attack angle; compression ratio;

## 1 引言

固体火箭冲压发动机超声速进气道的主要功能是利用迎面高速气流的速度冲压,有效地将其动能转化为位能,提高气体压强,并为发动机提供所需空气流量,它是冲压发动机设计中非常重要的一个环节,是导弹设计者关心的重点问题之一,其内外流动十分复杂<sup>[1-4]</sup>。目前有关超声速进气道的研究,主要集中在对超声速轴对称双锥进气道,背负式进气道流的数值模拟<sup>[5-7]</sup>,很少涉及到固冲发动机楔形超声速进气道内外流场的规律。本文针对某一典型的固体火箭冲压发动机楔型进气道结构<sup>[8]</sup>,利用 FLUENT 程序对其在设计状态下的内外流场进行了三维数值模拟研究。分析了等比压缩条件下的冲压发动机进气道内外流场的分布规律;模拟了攻角状态下的进气道的流场性能,并与正常情况下的结果进行了对比。

## 2 三维湍流理论和数值模拟

### 2.1 物理模型

文中所研究的超声速进气道为楔形旁侧进气道,由超声速压缩段、喉道段及亚声速扩压段组成,进气道外压缩采用两级压缩。固体火箭冲压发动机一般有四个位置对称的进气道,四个进气道成“X”型分布(如图1所示)。



图1 进气道整体结构示意图

Fig.1 Sketch map of the inlet framework

固体火箭冲压发动机进气道内存在形式多样的三维流动<sup>[11]</sup>,流场结构复杂。为了降低数值模拟的难度,减少计算的工作量,需对进气道的流场进行适当的简化假设。计算的流场作如下假设:

- (1) 准定常流动假设;
- (2) 理想气体假设;
- (3) 进气道内的流态为完全发展了的湍流流动;
- (4) 忽略重力等惯性力的影响。

### 2.2 控制方程

根据以上假设和流体力学中的质量、动量、能量和组分的守恒方程以及湍流  $k-\varepsilon$  方程,三维进气道控制方程为<sup>[9-11]</sup>:

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} + \frac{\partial G}{\partial z} = \frac{\partial E_v}{\partial x} + \frac{\partial F_v}{\partial y} + \frac{\partial G_v}{\partial z} \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \rho \varepsilon - Y_M + S_k \quad (2)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \varepsilon u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{K} (G_k + C_{3\varepsilon} G_b) - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{K} + S_\varepsilon \quad (3)$$

式中,  $U$  为守恒变量;  $E, F, G$  为对流量;  $E_v, F_v, G_v$  为粘性通量;  $G_k$  为层流速度梯度而产生的湍流动能;  $G_b$  为浮力产生的湍流动能;  $Y_M$  为在可压缩湍流中,过渡的扩散产生的波动;  $C_1, C_2, C_3$  为常量;  $S_k$  和  $S_\varepsilon$  是用户定义的。

### 2.3 进气道模型网格划分及边界条件

FLUENT 计算中所涉及到的边界条件类型有:压力远场边界、压力出口边界、无滑移固壁与对称面边界条件等。 $Ma=3.5$  时压力远场所用到的参数为:总压 101,325Pa,总温 274.14K;压力出口所用到的参数为:总压 258,825Pa,总温 747.62K;利用 FLUENT 模拟时,采用的网格划分如图2所示。

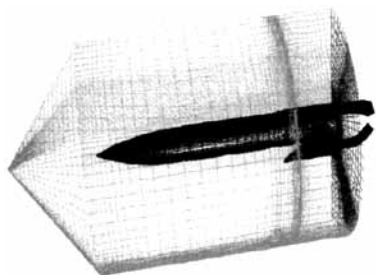


图 2 单进气道网格划分示意图  
Fig.2 Sketch map of one inlet gridding

3 计算结果与分析

3.1 进气道出口流场分析

超音速气流绕物体流动时, 在物体的前端形成激波。实际流动中, 激波是一个很薄的过渡层。激波的厚度和气体分子的平均自由程同数量级是个微小的量。气流通过激波时, 气流参数将发生急剧变化, 波后焓值突然增加, 总焓不变, 总压突然下降。静压、静温及密度都突然升高, 而速度则突然下降, 形成气流的不连续面。

通过分析计算, 可得到在进气道壁面附近, 存在一个厚度非常小的附面层, 在这个附面层内, 马赫数由零逐渐增大, 很快达到与来流马赫数相同的量级, 这是由于流体粘性的影响造成的。粘性形成流体的内摩擦, 使流体粘附于它所接触的固体表面。在进气道出口处压力比较高, 但分布比较均匀。为了量化显示结果, 表 1 示出进气道出口的温度、压力及马赫数。

从表中的对比结果可以看出: 随着马赫数的增加总压恢复系数降低, 这是因为随着进口马赫数的增加会使进口的激波强度加大, 导致激波引起的熵增大, 因而导致总压恢复系数下降。流量随着飞行马赫数的增加而减少, 这是由于飞行高度造成的, 随着飞行高度的增加, 大气密度呈递减趋势, 因此飞行高度增加, 压力会降低, 流量会减少。

表 1 进气道出口气流参数分析结果

Tab.1 Distribution result of parameters at outlet

	Ma=3.5	Ma=3.0
静压/Pa	258,824.98	467,820.22
总压/Pa	274,179.78	499,291
来流马赫数	3.5	3.0
平均马赫数	0.331	0.309
最大马赫数	0.425	0.385
静温/K	733.379	614.187
总温/K	746.254	627.327
流量/(kg·s <sup>-1</sup> )	2.060	3.913
总压恢复系数	0.347	0.518

3.2 缩比状态下进气道流场分析

通过在相同马赫数  $Ma=3.5$  的条件下对进气道进行 2.875: 1 等比压缩模拟, 由图 3  $Ma=3.5$  缩比情况下进气道出口截面对称线压力分布曲线可知: 压力梯度大, 变化明显, 在进气道出口处压力比较高, 但分布比较均匀。进气道出口流场基本均匀, 单进气道出口与燃烧室入口的连接处存在几何的突变, 所以出口气流方向要发生变化, 仍然可能存在气流的小区域不均匀。

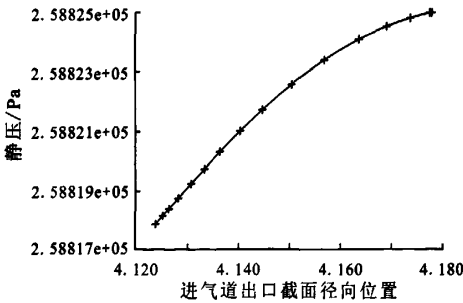


图 3  $Ma=3.5$  缩比情况下进气道出口截面对称线压力分布曲线

Fig.3 Pressure at outlet withcompression ratio at  $Ma=3.5$

从图 4 缩比情况下进气道出口速度放大矢量图可看出, 气流在出口处速度变化比较慢, 出口气流比较平缓, 沿着进气道轴线方向速度降低。

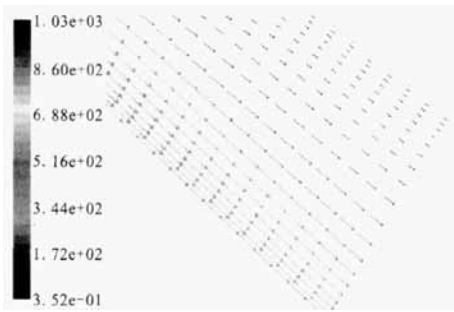


图 4  $Ma=3.5$  缩比情况下进气道出口速度矢量线图

Fig.4 Outlet velocity  $Ma=3.5$  under compression ratio

另外由表 2 可以看出进气道的总压恢复系数有所增加，温度和压力基本保持不变，缩比系数的平方乘以缩比后的流量与缩比前的出口流量相比，可以看到流量减少。对于同样尺寸的附面层来说，附面层对缩比流场的影响要比正常尺寸的流场要大。

表 2  $Ma=3.5$  单进气道气流参数分析结果

Tab.2 Distribution result of inlet parameters with compression ratio at  $Ma=3.5$

	缩比前	缩比后	两者差异
静压/Pa	258824.98	254111.05	1.82%
总压/Pa	274179.78	277417.53	1.18%
平均马赫数	0.331	0.320	3.32%
最大马赫数	0.425	0.449	5.23%
静温/K	733.379	728.169	0.7%
总温/K	746.254	746.303	0.01%
流量/( $\text{kg}\cdot\text{s}^{-1}$ )	2.060	0.243	0.3%
总压恢复系数	0.347	0.349	0.57%

3.3 攻角状态下进气道流场分析

攻角的存在不仅影响到绕弹体流场的马赫数分布，还使气流方向发生改变，引起弹体附近流场的气流偏转，进而影响进气道工作性能。为保证进气道在有攻角情况下的性能不发生大的恶化，有必要对进气道流场在攻角作用下的变化进行研究。由表 3 得出进气道的总压恢复系数变化甚小，而流量系数则相对变小。其原因是攻角

时，激波与进气道轴线的夹角变大，气流经过激波时，方向发生偏转引起的部分溢流增大，导致流量减小。所以在正攻角飞行条件下，空气流量略有减小，其它参数变化也不大，因此发动机的性能下降很小。

表 3 攻角特性研究对照表

Tab.3 Distribution result of typical working condition at inlet with attack angle

	不带攻角	2° 攻角
压力/Pa	258,825	258,824/258,823
温度/K	733.38	734.19/734.16
平均马赫数	0.331	0.301/0.302
流量/( $\text{kg}\cdot\text{s}^{-1}$ )	2.060	2.035/2.029
总压恢复系数	0.347	0.345/0.346

4 结论

(1) 数值模拟的进气道均有较高总压恢复系数，且进气道的出口马赫数满足工作要求。

(2) 考虑弹体的等比压缩数值模拟显示，在缩比情况下，进气道总压恢复系数降低，流量减少，进气道的流场有所变化，出口流量与缩比尺寸有一定关系。

(3) 在攻角状态下绕弹体流场的马赫数分布会发生变化，使气流方向发生改变，引起弹体附近流场的气流偏转，进而影响进气道工作性能。

参考文献:

[1] Trexler C A. Inlet Performance of the Integrated Langley Scramjet Module[R]. AIAA75-1212.  
[2] Kumar A. Numerical Simulation of Flow Through a 2-Strut Scramjet Inlet [J]. Journal of Propulsion and Power, 1989, 5(3):56-59.  
[3] Tan J, Chen X, Yang T, et al. Performance Research on Solid Fuel Ramjet [R]. AIAA 20013-3607.

(下转第 6 页)

在上述四种仿真计算情况下所得到的 Pareto 最优前沿比较一致, 这表明尽管当最大进化代数与外部 Pareto 解数较小时解的分布不理想, 但是算法搜索该问题最优解的能力仍然较强。比较四种仿真情况, 可知在最大进化代数不变的情况下, 增加外部 Pareto 解数可以改进算法的收敛性, 而增加最大进化代数对算法收敛性的贡献不明显。

## 5 结论

本文主要是研究遗传算法在液体火箭发动机减损控制律综合分析问题中的应用, 通过对遗传算法在该问题中的适用性、解决该问题的具体方法及参数进行分析, 应用 SPEA 对该问题进行仿真计算, 可得出如下结论:

- (1) 遗传算法可以解决液体火箭发动机减损控制律综合分析问题, 并具有较好的适用性;
- (2) 本文所分析的遗传算法各参数的取值范围是可行的, 具有较好的参考作用;
- (3) 在 SPEA 分析减损控制律时, 增大最大进化代数对算法的收敛性贡献不明显, 而增加外

部 Pareto 解数可以改进算法的收敛性。

## 参考文献:

- [1] Lorenzo C F, Walter C Merrill. Life Extending Control: A Concept Paper[R]. NASA TM-104391, 1991.
- [2] Lorenzo, C F. Life Extending Control for Rocket Engines [R]. NASA TM 105789, 1992.
- [3] 魏鹏飞. 可重复使用液体火箭发动机智能减损控制方法研究[D]. 国防科学技术大学研究生院, 2005, 3.
- [4] 陈国良. 遗传算法及其应用[M]. 北京: 人民邮电出版社, 1996.
- [5] David E Goldberg. Generic Algorithms in Search, Optimization and Machine Learning[M]. Addison-Wesley Publishing, 1989.
- [6] Cartwright H M, Mott G F. Looking Around: Using Clues from the Data Space to Guide Genetic Algorithm Searches [C]. Proceedings of ICGA, 1991.
- [7] Eckart Zitzler. Evolutionary Algorithms for Multiobjective Optimization: Methods and Applications[D]. A dissertation Submitted to the Swiss Federal Institute of Technology Zurich for the Degree of Doctor of Technical Sciences. 1999.

(编辑: 王建喜)

(上接第 30 页)

- [4] 宋文艳. 超燃冲压发动机前体/进气道和隔离段气动设计[J]. 西北工业大学学报, 2004, 22(1): 33-37.
- [5] 鞠玉涛, 周长省, 王政时. 超声速轴对称双锥进气道流场数值模拟研究[J]. 南京理工大学学报, 2005, 29(4): 411-414.
- [6] 白鹏. 进气道入口形状对冲压发动机性能影响数值研究[J]. 计算力学学报, 2006, 23(1): 71-74.
- [7] 韩兆林, 王强. 冲压发动机外压式二元进气道流场计算与分析[J]. 飞机设计, 2005, (6): 11-14.
- [8] 李海龙. 某型固冲发动机进气道流场和结构模拟仿真

[D]. 呼和浩特: 内蒙古工业大学. 2006.

- [9] 刘兴洲, 张传民. 飞航导弹动力装置(上)[M]. 北京: 宇航出版社, 1992.
- [10] 潘文全. 工程流体力学 [M]. 北京: 清华大学出版社, 1990.
- [11] 韩占忠, 王敏. Fluent 流体工程仿真计算实例与应用 [M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2002.

(编辑: 马 杰)