

文章编号:1000-8055(2008)11-2107-07

固体火箭冲压发动机进气道三维数值模拟

张永芝¹, 李卓², 李海龙²

- (1. 内蒙古工业大学 理学院, 呼和浩特 010051 ;
2. 内蒙古动力机械研究所, 呼和浩特 010010)

摘 要: 基于 RANS 平均的 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进气道内外流场进行了三维数值模拟. 研究了不同马赫数下进气道前体、入口、进气道出口流场和流动特性; 考虑了弹体、缩比、网格划分对进气道流场出口参数的影响. 模拟结果表明: 随着飞行马赫数的增加, 由前缘点产生的激波逐渐靠近弹体, 进气道内部总压恢复系数降低, 在进气道出口处压力比较高, 出口流场基本均匀.

关 键 词: 固体火箭冲压发动机; 进气道; 数值模拟

中图分类号: V435

文献标识码: A

Three dimension numerical simulation on air inlet of solid ducted rocket

ZHANG Yong-zhi¹, LI Zhuo², LI Hai-long²

- (1. College of Natural Science ,
Inner Mongolia University of Technology, Huhhot 010051, China ;
2. Inner Mongolia Dynamical Machine Acedemy, Huhhot 010010, China)

Abstract: Based on the N-S equation, standard $k-\varepsilon$ turbulence model, the FLUENT was used to simulate the kind of air inlet of solid ducted rocket. The paper researched the front, the lip, the interior and the back of the air inlet at vary Mach number. The simulation of results indicated that with Mach number increased and the total pressure recovery coefficient decreased. The flow is complex in the interior of air inlet, pressure is relatively high at exit of air inlet but the outflow is basically fluent and uniformity.

Key words: solid ducted rocket; air inlet; numerical simulation

进气道是弹用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. 进气道的功能是利用迎面来流的速度冲压, 有效地将动能转化为位能, 提高气流的压强, 并为发动机提供所需的空气流量^[1-4].

目前有关进气道的研究, 主要集中在对超声速轴对称双锥进气道、背负式进气道流场^[5-7]数值模拟, 但这些研究很少涉及到固冲发动机楔形进气道内外部流场的规律. 本文在使用 FLUENT

软件的基础上, 利用 N-S 方程、标准 $k-\varepsilon$ 双方程湍流模型, 研究了不同马赫数下进气道前体、入口、内部和进气道出口流场和流动特性, 分析了进气道在不考虑弹体、缩比以后、风洞数值模拟以及不同网格划分的情况下, 进气道出口的各项性能参数的不同. 考虑了多种因素和不同情况下可能会对进气道性能带来的影响, 计算结果有助于提高对火箭发动机进气道内部流场流动的了解, 可以为发动机进气道的设计、模型分析等进一步工作

收稿日期: 2007-11-06; 修订日期: 2008-04-27

作者简介: 张永芝(1974-), 女, 内蒙古呼和浩特人, 讲师, 博士生, 主要从事固体火箭冲压发动机方面研究.

E-mail: zhangyongzhi @imut.edu.cn

提供参考.

1 控制方程

Navier-Stokes 方程(简称 N-S 方程)是描述连续介质流动的最完整形式,它是以考虑流体粘性和热传导等因素,建立于质量、动量和能量守恒基础上的数学模型.本文在 FLUENT 中采用控制方程为 RANS 平均的 N-S 方程的矢量形式为

$$\frac{\partial}{\partial T} \int_V d\Omega + \oint_S (\mathbf{F} - \mathbf{G}) \cdot d\mathbf{s} = \oint_S d\Omega \quad (1)$$

式中符号具体含义见文献[8].

2 湍流模型的选取

Standard k - ε 模型是个半经验公式,主要是基于湍流动能和扩散率. k 方程是个精确方程, ε 方程是个由经验公式导出的方程. Standard k - ε 模型假定流场完全是湍流,分子之间的粘性可以忽略. Standard k - ε 湍流模型的模型方程为

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial T}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial X_i}(\rho k u_i) = & \frac{\partial}{\partial X_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial X_j} \right] + G_k + G_b - \rho \varepsilon - Y_M + S_k \\ \frac{\partial}{\partial T}(\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial X_i}(\rho \varepsilon u_i) = & \frac{\partial}{\partial X_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial X_j} \right] + \\ & C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{K} (G_k + C_{3\varepsilon} G_b) - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} + S_\varepsilon \end{aligned} \quad (2)$$

方程中 G_k 表示由层流速度梯度而产生的湍流动能; G_b 是由浮力产生的湍流动能; Y_M 由于在可压缩湍流中,过渡的扩散产生的波动; C_1 , C_2 , C_3 , 是常量, σ_k 和 σ_ε 是 k 方程和 ε 方程的湍流 Prandtl 数, S_k 和 S_ε 是用户定义的.

3 进气道几何计算模型

本文所研究的进气道为楔形旁侧进气道^[8],由超声速压缩段、喉道段和亚声速扩压段组成,进气道外压缩采用两级压缩.导弹一般有 4 个位置对称的进气道,为了减少计算量,选取其中的一个进气道进行计算,考虑到模拟的实际情形,在进气道外部建立一个圆形的计算域.如图 1 所示

3.1 边界条件

本文模拟了发动机在高空以 $Ma = 3.5$ 速度飞行时的状态^[8],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.压力远场总压为 10 325 Pa,总温为 274.14 K;压力出口总压为 258 825 Pa,

总温为 747.62 K.在高空以 $Ma = 3.0$ 速度飞行时的状态,压力远场总压为 26 500 Pa,总温为 223.3 K;压力出口总压为 477 000 Pa,总温为 625.24 K.

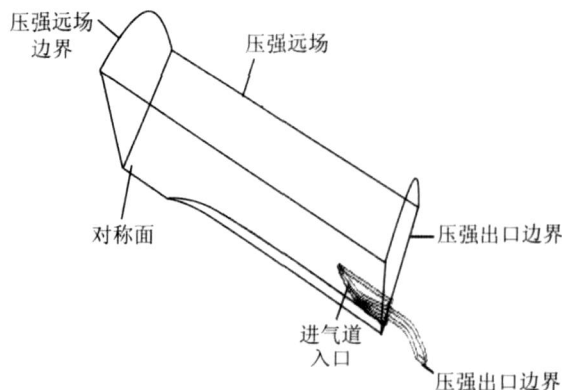


图 1 包含计算域的进气道结构轮廓曲线

Fig. 1 Contour of inlet including computational domain

3.2 计算结果与分析

3.2.1 考虑弹体影响的情况下进气道流场

1) 前体激波随马赫数的变化情况

超声速气流绕物体流动时,在物体的前端形成激波.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.气流通过激波时,气流参数急剧变化,波后熵值突然增加,总焓不变,总压突跃地下降.静压、静温和密度都突然升高,而速度则突跃地下降,形成气流的不连续面.比较图 2、图 3 不同马赫数下压力分布可以看出,随着飞行马赫数的增加,由前缘点产生的激波逐渐靠近弹体,气流绕过弹体经过的前缘时先压

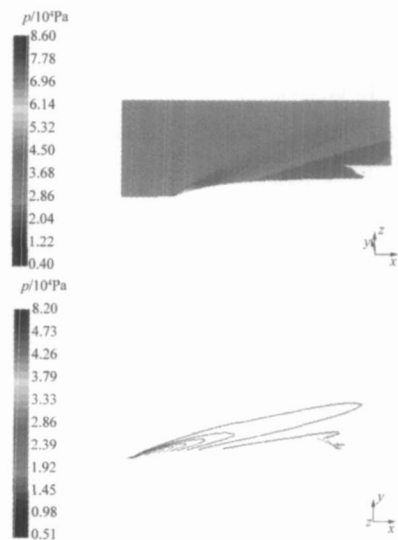


图 2 $Ma = 3.0$ 对称面压力等值线图

Fig. 2 Contour map about pressure of the front end in plane of symmetry with Mach number 3.0

缩,后膨胀,但到达进气道入口处气流基本均匀.

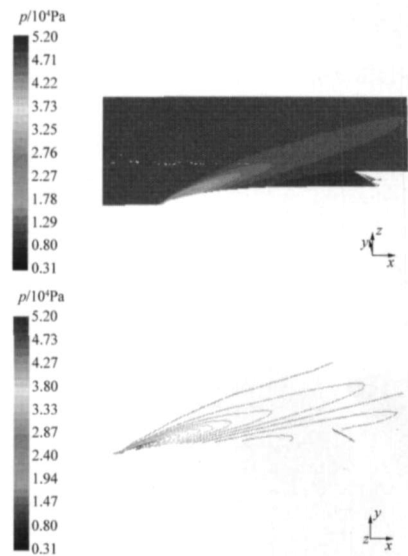


图 3 $Ma = 3.5$ 对称面压力等值线图

Fig. 3 Contour map about pressure of the front end in plane of symmetry with Mach number 3.5

2) 进气道入口激波随马赫数变化的情况

图 4、图 5 给出了在 $Ma = 3.5$ 和 $Ma = 3.0$ 时对称面(与 y 轴和 z 轴成 45° 角的平面)上气流的波系结构、流动特性.从压力等值线图可以看出在 $Ma = 3.5$ 时,进气道压缩面上存在 4 道激波,前 3 道斜激波汇合于进气道外罩唇口.唇口激波封口无溢流;而在 $Ma = 3.0$ 的情况下,激波不再交于唇口,产生了溢流;由于波后的气流沿着其压缩面流动,且 Ma 较高,气流遇到外罩前唇口发生转向,流向隔离段下固壁面,因而产生了隔离段的

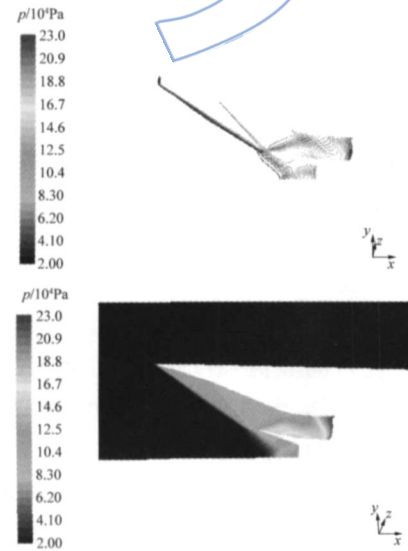


图 4 $Ma = 3.0$ 对称面入口压力等值线图

Fig. 4 Contour map about pressure at entrance in plane of symmetry with Mach number 3.0

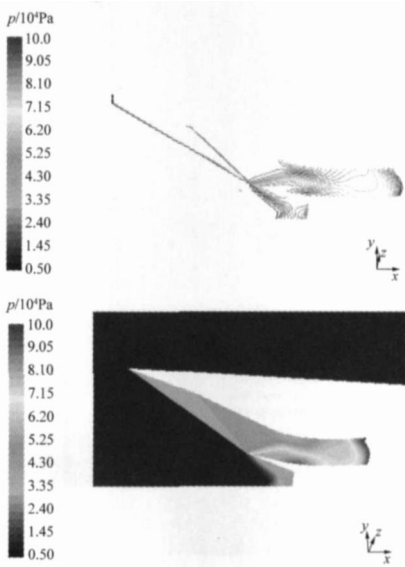


图 5 $Ma = 3.5$ 对称面入口压力等值线图

Fig. 5 Contour map about pressure at entrance in plane of symmetry with Mach number 3.5

第一道激波.在外罩前唇口铅垂截面上,大部分气流未遇到外罩前唇口及其产生的斜波,气流沿着原有的方向流动,而此时下壁面突然变平,于是在进气道进口出现了流动分离、分离包.气流经过这几道激波的压缩,气流由超声速变成亚声速,当燃烧室内反压达到 258.825 MPa 时,结尾正激波位于进气道进口下游扩张段内,随着马赫数的下降,结尾正激波向前推移,逐渐靠近进气道唇口.

3) 进气道内部流场分析

为了更清晰地观察进气道内部的流场运动,取进气道的喉部作为研究截面 I,喉部在进气道的具体位置如图 6.

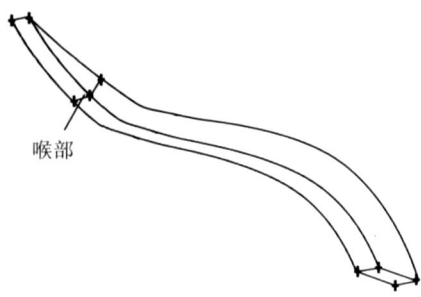


图 6 进气道喉部位置图

Fig. 6 Map of laryngeal on the inlet

由图 7 压力等值线图可以看出在截面上,自上而下压力增加,而且压力梯度变化明显,但同一水平线上压力值基本相等.由图 8 马赫数等值线图可以看出,沿壁面指向中心方向,马赫数逐渐增大,这主要是流体粘性影响造成的.

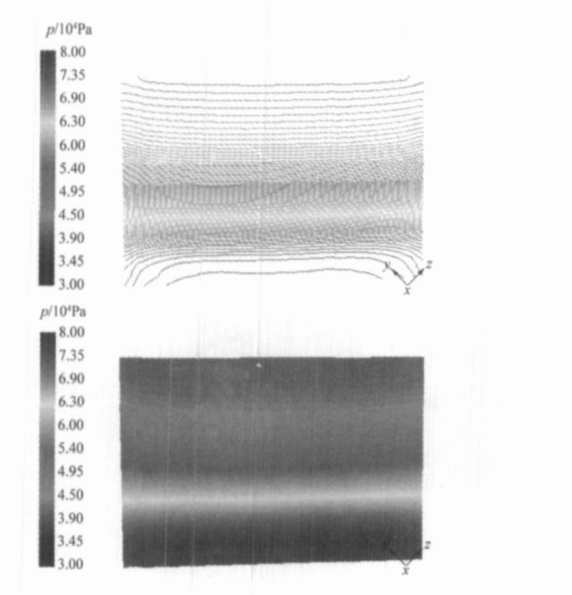


图 7 $Ma=3.5$ 进气道截面 I 上压力等值线图
Fig. 7 Contour line of pressure at section one with Mach number 3.5

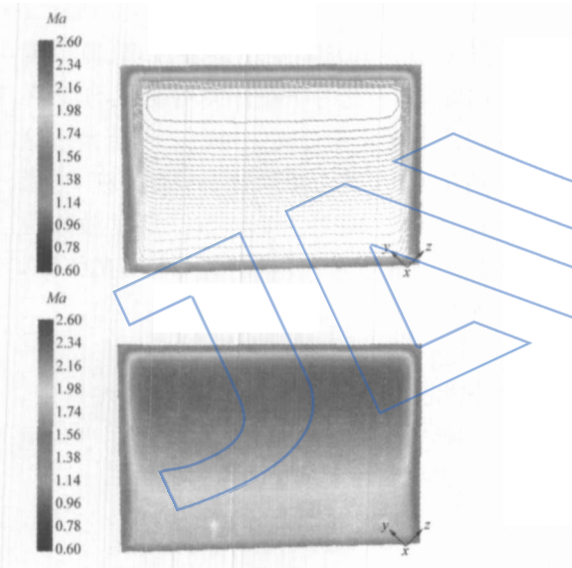


图 8 $Ma=3.5$ 进气道截面 I 上马赫数等值线图
Fig. 8 Contour line of velocity at section one with Mach number 3.5

赫数列表如表 1 所示.

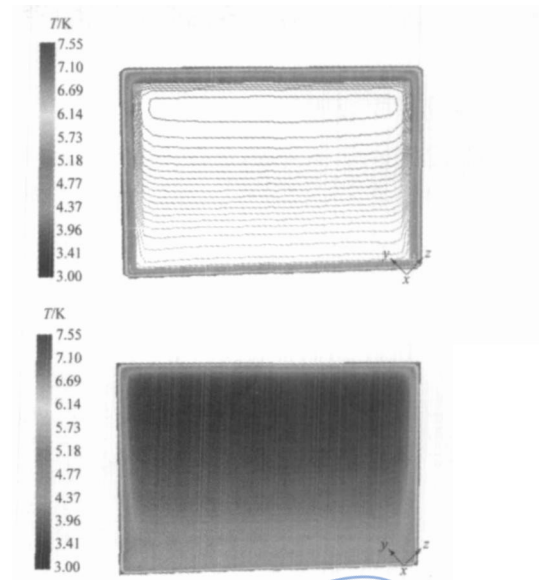


图 9 $Ma=3.5$ 进气道截面 I 上温度等值线图
Fig. 9 Contour line of temperature at section one with Mach number 3.5

表 1 进气道出口气流参数分析结果		
Table 1 Distribution result of parameter at outlet		
参 数	$Ma=3.5$	$Ma=3.0$
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. 32
流量/ (kg/ s)	2. 060	3. 913
总压恢复系数	0. 347	0. 518

图 9 温度等值线图有类似结果,沿壁面指向中心,温度逐渐降低,壁面温度高,主要是由于摩擦的缘故.

4) 进气道出口流场分析
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.为了显示量化结果,将进气道出口的温度、压力和马

从表 1 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加大,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,这是由于飞行的高度造成的,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.

3. 2. 2 不考虑弹体影响的情况下进气道内部流场
不考虑弹体影响的情况下,气流在进气道内部流动时,沿进气道方向压力增加(最低压力值

7432.79 Pa,最高压力值 259344.3 Pa),温度升高(最低温度值 216.699 K,最高温度值 753.406 K),速度降低(最低马赫数为 2.86×10^{-3} ,最高马赫数为 3.50). 同时在进气道内,气流做减速增压流动. 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. 靠近壁面附近速度变化比较大,在中心部位变化比较平稳. 表 2 为考虑弹体和去掉弹体两种情况下流场出口参数比较. 从表 2 中可以看出两种情况下的各项差异不大,马赫数为 3.0 的数值具有类似结果.

表 2 两种情况下流场出口参数结果比较
Table 2 Comparison of the two results of parameter at outlet

项目	考虑弹体	去掉弹体	误差/ %
压力/ Pa	258824.98	258824.4	2.32×10^{-4}
平均马赫数	0.331	0.333	0.60
静温/ K	733.379	727.487	0.81
总温/ K	746.254	746.219	0.54
流量/ (kg/ s)	2.060	2.239	7.99
总压恢复系数	0.347	0.356	2.53

3.2.3 缩比后的进气道的流场分布

为了配合吹风实验模拟,开展了进气道近似 3 : 1 的缩比数值研究.

从进气道出口压力等值线图 10 可以看出在截面上,自左向右,压力明显增加,但同一竖直线上压力值基本相等. 压力梯度大,变化明显.

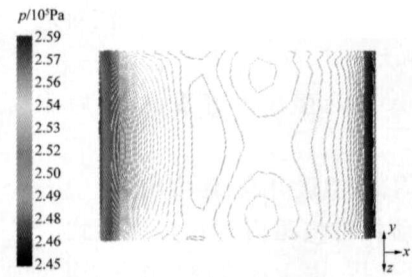


图 10 $Ma=3.5$ 缩比进气道出口压力等值线图
Fig. 10 Contour map of pressure at outlet with Mach number 3.5 under compression ratio 3 : 1

马赫数等值线图 11 可以看出,从左向右,马赫数逐渐降低,这个从对称面马赫数矢量图也可以看到. 出口面的四周,有一个明显的框图,贴近壁面马赫数比较低一些,主要是由于流体的粘性

造成的. 温度等值线图 12 有类似结果,自左向右,温度逐渐升高,温度梯度比较大,壁面轮廓的温度比较高,主要是由于摩擦的缘故.

通过对进气道的缩比,由表 3 和表 4 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,出口流量急剧减少,与缩比后尺寸的平方成正比.

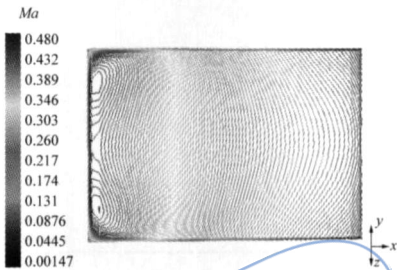


图 11 $Ma=3.5$ 缩比进气道出口马赫数等值线图
Fig. 11 Contour map of velocity at outlet with Mach number 3.5 under compression ratio 3 : 1

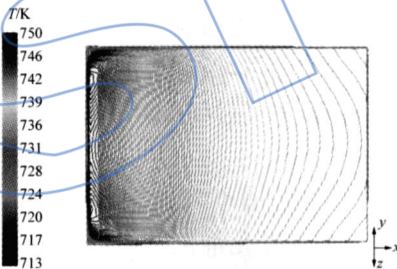


图 12 $Ma=3.5$ 缩比后进气道出口温度等值线图
Fig. 12 Contour map of temperature at outlet with Mach number 3.5 under compression ratio 3 : 1

表 3 典型工况下 $Ma=3.5$ 零攻角单进气道
气流参数分析结果

Table 3 Distribution result of typical working condition at outlet with angle attack zero $Ma=3.5$

项目	缩比前	缩比后	误差/ %
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/ (kg/ s)	2.060	0.243	0.3
总压恢复系数	0.347	0.349	0.57

表 4 典型工况下 $Ma = 3.0$ 零攻角单进气道
气流参数分析结果

Table 4 Distribution result of typical working condition
at outlet with angle attack zero $Ma = 3.0$

项目	缩比前	缩比后	误差/ %
静压/ Pa	467 820.2	466 059	0.38
总压/ Pa	499 291	510 213.41	2.14
平均马赫数	0.309	0.298	3.56
最大马赫数	0.365	0.337	7.61
静温/ K	614.18	608.36	0.95
总温/ K	627.32	623.99	5.31
流量/ (kg/ s)	3.913	0.496	4.56
总压恢复系数	0.518	0.523	0.96

3.2.4 模拟风洞实验情况下,进气道流场出口
参数情况

在吹风实验中,风洞四壁会对进气道流场产生影响,使得出口模拟值与实验值产生差异,为了更加准确的观察风洞实验并指导数值模拟,本文在对进气道缩比的基础上开展了风洞实验的数值模拟.风洞直径大小约为 1 m.

对风洞的数值模拟由表 5 可以看出,进气道出口的压力、温度和速度变化都较小,总压恢复系数和流量也与不考虑风洞的数值相近.因此,不考虑风洞四壁影响的数值模拟可以直接作为工程实际的参考.

表 5 $Ma = 3.5$ 两种情况下进气道出口数值模拟
结果对照表

Table 5 Parallel fable of analogue result
at outlet with Mach number 3.5

项目	模拟风洞实验	正常方案	误差/ %
压力/ Pa	254 111.05	254 824.98	0.28
温度/ K	728.169	734.205	0.82
平均马赫数	0.320	0.323	0.93
流量/ (kg/ s)	0.243	0.247	1.62
总压恢复系数	0.349	0.346	0.86

3.2.5 不同网格生成情况下流场出口参数
结果差异

在对计算域网格划分过程中,因为计算区域比较大,给计算造成很大困难,要想用尽可能少的

网格数模拟出结果,本文在网格划分过程中使用了 interface 命令.文中主要在进气道入口处使用了 interface 命令,即在同一个面的两边可以不共节点,不同节点的数值通过差分来实现.两边使用不同的网格,可以大大减少网格总数,缩减计算时间,提高效率.表 6 给出了两种网格划分情况下的结果对比.

表 6 $Ma = 3.5$ 进气道出口数值两种情况对照表

Table 6 Parallel fable of analogue result at outlet

项目	普通划分	技巧划分	误差/ %
压力/ Pa	258 824.98	254 111.05	1.82
温度/ K	733.379	728.169	0.68
网格数量	266 892	182 291	—
平均马赫数	0.331	0.330	0.30
流量/ (kg/ s)	2.060	2.024	1.75
总压恢复系数	0.347	0.345	0.58

通过以上比较发现,两种划分方法,网格数量差距比较大,而且计算结果产生的误差基本在 1% 左右,可见使用技巧后仍然有较高的准确性.

4 结 论

本文利用 FLUENT 软件对楔形进气道的三维流场进行了数值模拟,分析了进气道前体、入口、内部和进气道出口的流场规律.考虑了多种因素和不同情况下可能会对进气道性能带来的影响,使模拟结果与实际问题有更强的可比性.研究了流动参数对进气道性能的影响,得到以下结论:

- 1) 考虑弹体影响的模拟中,前体激波对进气道的性能影响不大;
- 2) 进气道入口处存在三道激波,波后流动复杂;
- 3) 进气道内部,温度升高、压力增大;
- 4) 冲压发动机进气道内存在多种形式的激波与附面层相互作用.由于这些相互作用,引起进气道内附面层增厚甚至分离,从而降低进气道性能;
- 5) 进气道出口处速度均匀、平缓.

参考文献:

[1] Safaris P, Polka A. Optimal shock wave parameters for supersonic inlets [J]. Journal of Propulsion and Power. 1996, 12(1) : 21-25.
[2] Ault D A, Van Wied M. Experimental and computational

- results for the external flow field of a scramjet inlet [J]. Journal of Propulsion and Power, 1994, 10(4):178-193.
- [3] Rodi P E, Emami S, Carl A. Trexler unsteady pressure behavior in a ramjet/ scramjet inlet [J]. Journal of Propulsion and Power, 1996, 12(3):36-41.
- [4] Tan J, Chen X, Yang T, et al. Performance research on solid fuel ramjet [R]. AIAA 20013-3607.
- [5] 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):71-75.
- BAI Peng. Numerical study of the effect on the entry type to the characteristic of the ramjet [J]. Chinese Journal of Computational Mechanics, 2006, 23(1):71-75. (in Chinese)
- [6] 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):411-413.
- JU Yutao, ZHOU Changsheng, WANG Zhengshi. Numerical analysis on flow field of supersonic axis symmetric double cone-shaped inlet[J]. Journal of Nanjing University of Science and Technology, 2005, 29(4):411-413. (in Chinese)
- [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.
- HAN Zhaolin, WANG Qiang. Calculation and analysis of external-compression supersonic inlet for ram engines[J]. Airplane Design, 2005, (6):11-14. (in Chinese)
- [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, 7:30-63.
- LI Hailong. Numerical simulation of flow and structural field in air inlet of solid ducked ramjet. [D]. Huhhot: Inner Mongolia University of Technology, 2006, 7:30-63. (in Chinese)