

固体火箭发动机喷管及出口处流场特性的数值分析

张硕 王宁飞 张平

北京理工大学机电工程学院

固体火箭发动机喷管及出口处流场特性的数值分析

Numerical Analysis of Nozzle and Outlet Flow field Property of Solid Rocket Motor

张硕 王宁飞 张平

(北京理工大学机电工程学院)

摘要: 采用 STAR - CD 计算流体软件对某俄式远程火箭弹发动机的喷管内流场及喷管出口处流场进行了三维的数值仿真与研究。分析了喷管内流场及喷口出口处流场的流动情况及设置不同出口边界位置对喷管中流场分离点及斜激波反射点的位置的影响,得到了清晰的流场压力与马赫数的分布云图与曲线图。仿真结果与地面热试车试验测得的结果相吻合。可为固体火箭发动机喷管的设计与研究提供有效参考。

关键词: 固体火箭发动机 喷管 羽流 数值仿真

Abstract: Numerical 3D simulation and research on inner nozzle and outlet flow field of solid rocket motor of long range missile designed by Russia using STAR - CD computational fluid software. Analyze the flow condition of inner nozzle and outlet flow field, analyze the influence on the position of separation point and oblique shock reflection point by setting different position of pressure boundary condition, obtain the clear distribution of contour and curve figures of flow field pressure and Mach number. The simulation results are very similar to that of ground experiments. Good references for solid rocket motor nozzle design and research are provided.

Key words: solid rocket motor; nozzle; exhaust plume; numerical simulation

1. 引言

喷管在动力、航天等领域有着广泛应用,是许多动力装置的重要部件,对于固体火箭发动机而言,喷管是其重要的组成部件,其性能的优劣对固体火箭发动机的整体性能有重大影响。长期以来,人们对喷管这一类部件的研究局限于实验阶段,由于实验存在一定的局限性,因为固体火箭发动机排出的气体为高温高压并伴有复杂的湍流效应,地面热试车试验中压强、马赫数、温度等参数的测试比较复杂,而对于飞行状态,由于工作环境特殊,实验研究很难甚至根本不可行,而且存在实验代价过大等问题。另外,目前的解析方法求解还仅限于几何形状和边界条件较简单的情形,因此,对喷管内部流场的细部状况尚不是十分清楚。近十年随着数值模拟的发展,其理论和研究手段逐渐完善,被较好地应用于动力、航天等领域。本文运用数

值模拟的理论和STAR - CD工具,研究了喷管在高压入口条件下完整的流场,对喷管这一类部件的设计、开发和优化起到了很好的指导和借鉴作用。

2. 控制方程及边界条件

在计算的喷管内流场及喷口羽流流场区域中采用了有粘可压缩的瞬态计算方法,以及二阶迎风格式进行求解,分别计算层流和湍流两种情况计算,湍流模型采用RNG $\kappa - \varepsilon$ [5]两方程湍流模型,在壁面附近采用非平衡避免函数进行处理[1]。计算方程采用非稳态流动N - S控制方程,计算方法为PISO算法,PISO算法是Issa[2,3]提出的,PISO一词来源于“Pressure implicit split-operator”(求解压力的隐式算子分裂算法)。SIMPLE算法[4]用于非稳态流动的计算时如果也采用全隐格式,在一个时间步的推进中也有迭代计算,因而相当耗时。而PISO算法在校正步中,相当于动量方程的系数是采用显格式计算的,即为非迭代性的,因而在计算非定常流动是较大的缩短了计算时间,使数值模拟一些瞬态流动过程成为现实可行。

气体非稳态流动的基本控制方程以及RNG $\kappa - \varepsilon$ 湍流模型方程都可以用以下统一形式表示[6,7,8]:

$$\frac{\partial(\rho\phi)}{\partial t} + \nabla(\rho\bar{U}\phi) = \nabla(\Gamma_{\phi} \text{grad } \phi) + S_{\phi}$$

式中 Γ_{ϕ} 是对应于 ϕ 的输运系数, S_{ϕ} 是相应的源项,当 ϕ 分别为1、 u 、 v 、 w 、 T 、 κ 和 ε 时,上述方程分别表示连续方程、三个方向的动量方程、能量方程、湍流动能及湍流耗散率方程.离散后的方程请见参考文献[2,3]。

喷管的尺寸如图1所示。根据边界层原理,喷管靠近壁面部分气体流动变化较为剧烈,而靠近轴心部分,气体流动变化较为平缓,为了保证数值模拟的精度,在划分计算模型网格时,靠近壁面部分的网格划分比较密,而靠近轴心部分的网格划分比较稀。喷管网格划分如图2a所示。添加燃烧室区域与出口羽流区域后的模型如图2b所示。

在应用STAR - CD 仿真过程中,分别选取有黏层流和有黏湍流进行计算.因为利用湍流方法进行计算,不利于扑获喷管中的激波。为了扑获到较好的激波及其反射位置以及喷管中流体的分离点,因此首先采用层流计算喷管,在此基础上改进几何模型(如图2b所示)及边界条件并应用湍流模型进行计算,改进几何模型的目的是为了增大喷管收敛段前端的流体的流动距离,以提高喷管内斜激波反射点及流体分离点的位置。仿真过程中边界条件定义如下:入口边界条件采用TABLE控制,最高压强为 9.6E+05 帕斯卡,温度为295k,对于湍流模型参数的选择,湍流参数 κ 、 ε 取为 $k_{in} = 0.05\mu_{in}^2$, $\varepsilon_{in} = C_{\mu}^{0.75}\kappa^{1.5}/0.05d$,其中 d 为入口直径。速度与压强的松弛因子分别选取0.3和0.7。

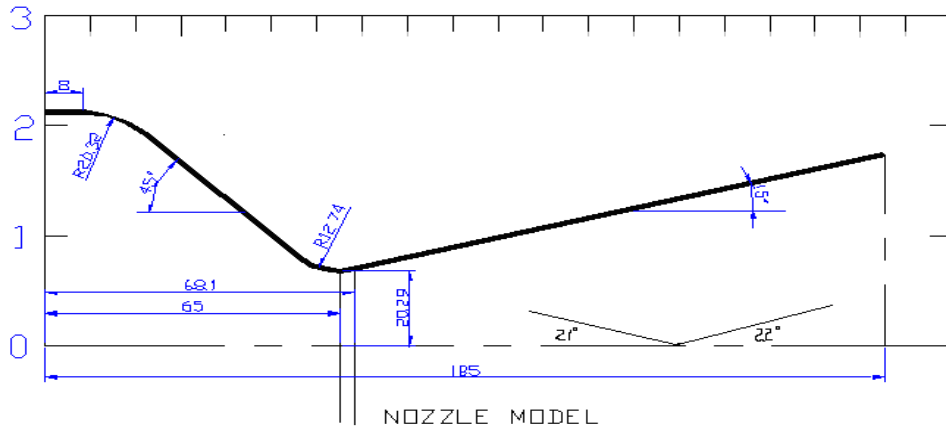


图 1 喷管计算区域简图

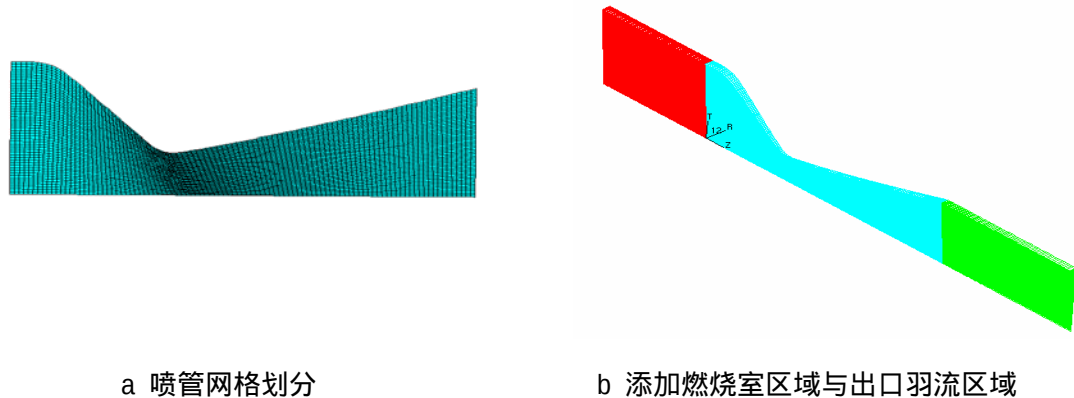
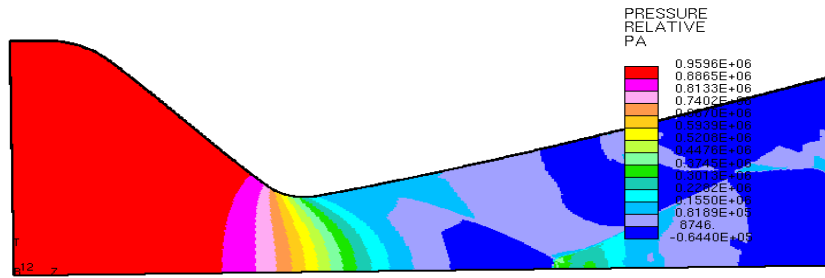


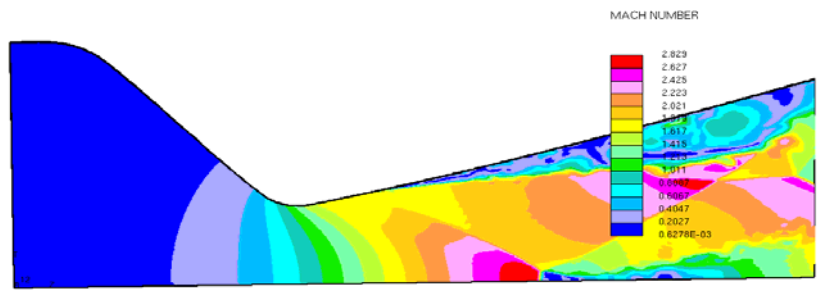
图2 喷管网格与喷管改进模型

3 计算结果及分析

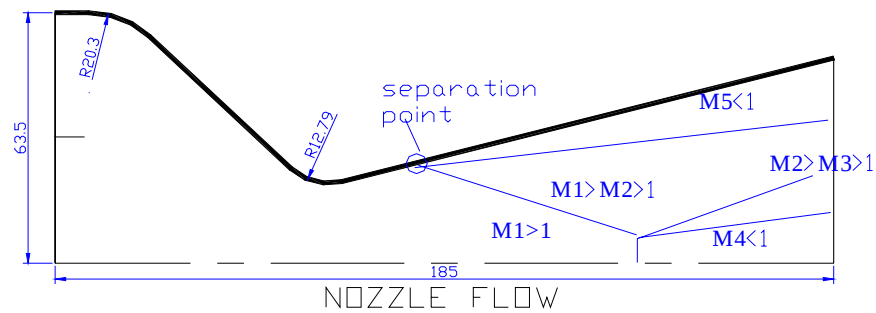
喷管的流入介质为可作为理想气体处理的常温空气，粘性系数由Sutherland法则求出，流动模型应用STAR - CD软件进行数值仿真计算，残差收敛条件为 10^{-6} ，共计算 90000 步。经仿真得到出口边界条件（即背压）为一个标准大气压时压强和马赫数的分布云图，如图 3a 和图 3b 所示。两幅图中的斜激波形式与热试车试验的结果一致，但反射点略微靠后，原因是强行设置喷管出口边界条件为一个标准大气压，而真实的物理情况并非如此，即背压过小。图 3a 中清晰的显示斜激波截面后压强增大，并且由于流体分离，沿喷管壁面的边界层存在许多漩涡，由于马赫数较小，因此涡心速度较低。分别取出沿轴线和喷管外壁 65mm 到 177.8mm 范围内的数据，图 4a 给出了沿轴线的压强分布图，图 4b 给出了沿轴线的马赫数分布图，图 4c 给出了沿喷管外壁的压强分布图，图 4b 给出了沿喷管外壁的马赫数分布图。设喷口截面压力为 P_e ，临界压力为 p^* ，在理想状况下，即 $P_e = p^*$ 时，计算流场为等熵流动（不计摩擦力），由于图 3 中的计算模型为 $P_e < p^*$ ，因此在喷管喉部临界截面之后达到声速。由此可以再次分析出，计算域出口边界条件并非真实的物理情况，需要对模型进行改进。马赫数分布如图 3c 所示。



a 仿真结果的压强分布云图

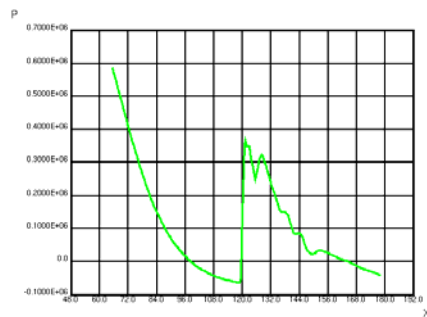


b 仿真结果的马赫数分布云图

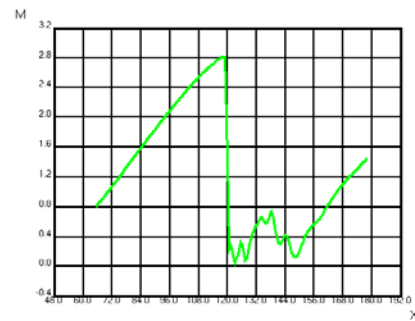


c 仿真结果的马赫数分布示意图

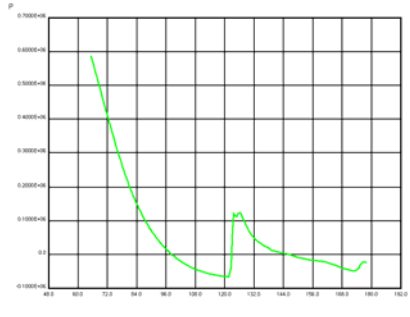
图3 喷管仿真结果分析



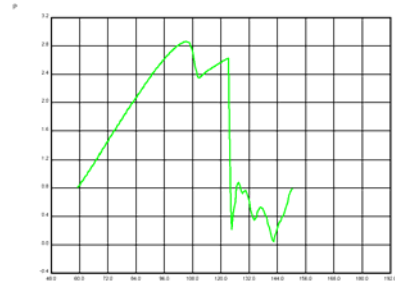
a 沿轴线的压强分布图



b 沿轴线的马赫数分布图



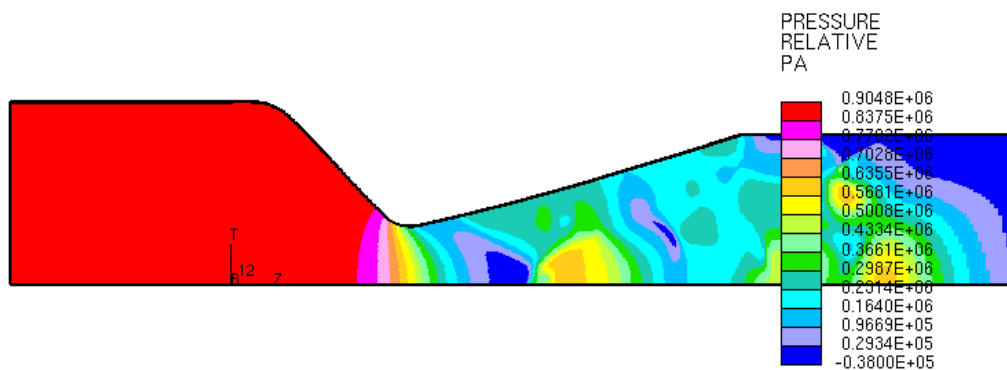
c 沿喷管外壁的压强分布图



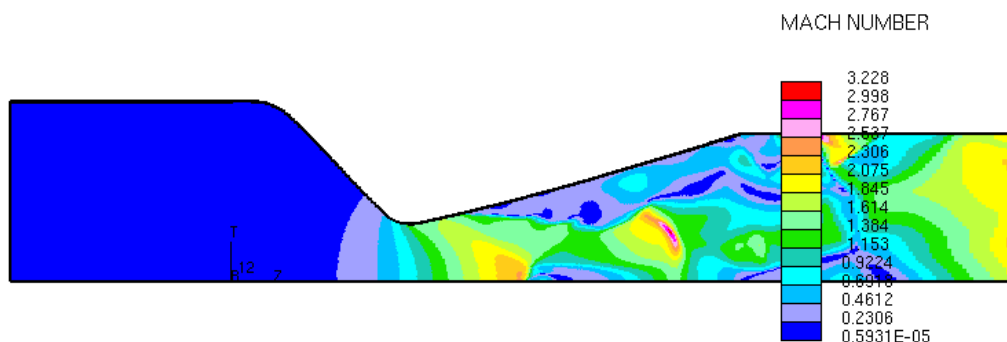
d 沿喷管外壁的马赫数分布图

图4 喷管仿真结果分析

由于计算的结果并不满意,因此对计算模型进行了改进,增长了喷管的入口段距离,并将喷管出口段的羽流区域增长,为了达到较好的效果,增大的距离为80mm,如图2b所示。入口与出口的边界条件不变,并采用湍流计算模型。设喷口截面压力为 p_e ,临界压力为 p^* ,由于图5中的计算模型为 $p_e > p^*$,因此在喷管喉部临界截面首先达到声速。如图5b所示,最大速度点最先发生在喉部壁面的上下内凸点处,而且随着压力比 p_e/p^* 的逐渐减小,从内凸点附近向前逐渐形成一个类三角形的超声速区。由于斜激波与对称轴异侧激波的相互作用^[9],就将产生类似于马赫反射的马赫相交,马赫相交是通过入射激波与近似于正激波的马赫激波在对称轴上下两侧两个交点完成的,并且沿交点会产生滑移线。在喷管的渐扩部分产生的激波为非等熵流动,超音速气流经过激波变成亚音速流,压力突跃升高并在后面传播,流速继续减小,压力随之逐渐增高,当与喷口处背压相等时,即达到平衡,背压越小,正激波的激波面也逐渐向喷管出口处迁移。因此通过将边界条件向后移动,即增大喷管的出口段距离,可以增大喷管出口处的背压,斜激波的反射点也向后移动。此外,喷管外壁的压强分布的计算结果有助于喷管设计中喷管管壁材料的选取与分析及制造工艺的改进。



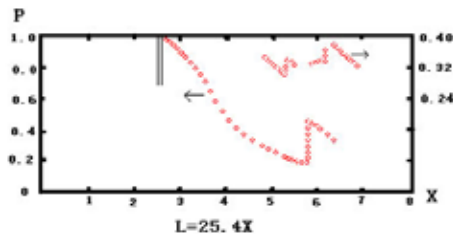
a 湍流仿真的压强分布结果



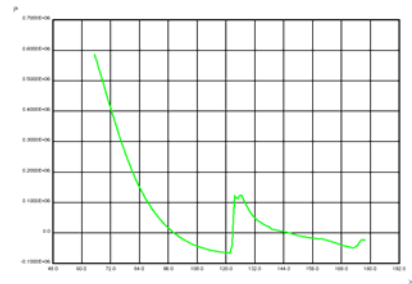
b 湍流仿真的马赫数分布结果

图5 喷管仿真结果分析

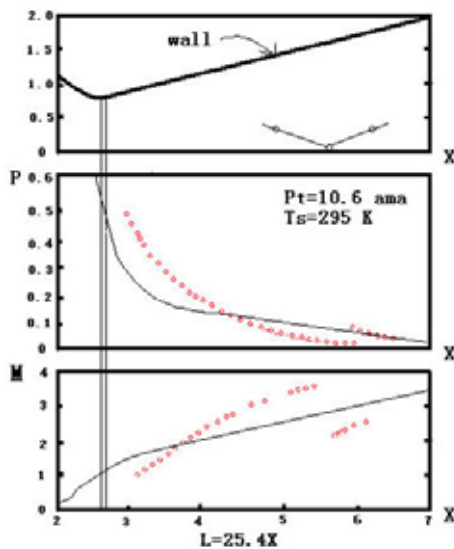
为了验证本文所采用的数值模拟计算方法和结果的正确性,将物理试验结果与仿真结果进行比较,如图6所示。仍然分别取出沿轴线和喷管外壁65mm到 177.8mm范围内的数据, 分别对比图6a和图6b的轴线压强分布曲线以及图6c与图6d、图6e的喷管外壁的压强和马赫数分布曲线,可以看出,数值模拟的结果与实验结果基本一致。较小误差是因为实际测量工具的几何尺寸与相对较小的喷管通道几何尺寸相比,不可能做到非常之小而不影响气体流场,比如像皮托管等测量工具,必须要伸到喷管扩张段内,对喷管内流场存在影响。加上实际气体并非理想气体,这些因素必然造成试验结果与仿真结果存在差异。这也反映出本文采用的数值模拟的方法和运用的仿真工具是可行的、准确的、有效的。



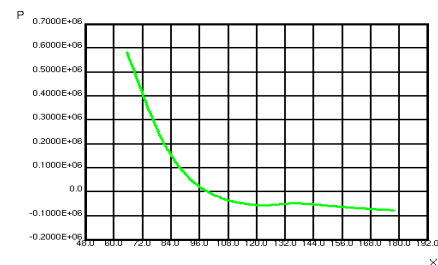
a 沿喷管轴线的压强分布试验结果



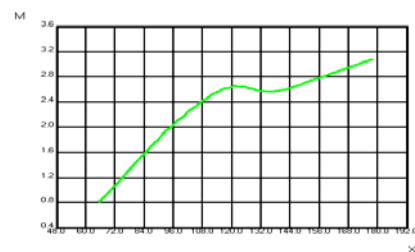
b 沿喷管轴线的压强分布的仿真结果



c 沿喷管外壁的压强及马赫数分布试验结果



d 沿喷管外壁的压强分布仿真结果



e 沿喷管外壁的马赫数分布仿真结果

图6 仿真结果与试验结果比较

4 结论

对固体火箭发动机喷管的气体流动特性,运用STAR - CD软件进行了数值模拟,对其内部流场的细部状况分布特点进行了完整的分析.数值模拟结果与真实地面热试车试验实验结果基本一致,这表明喷管通道内气体流场特性的数值模拟在实际工程应用中是可行并且有效的.

在设计、制造固体火箭发动机喷管部件时,必须充分考虑喷管在不同背压下通道内气体流动特性以及非设计工况下运行时流场的变化趋势,对喷管各区域的材质选择和制造工艺等予以重视和改进.

与渐缩喷管等其他喷管相比,本文所讨论的固体火箭发动机拉瓦尔喷管的流场情况相对比较复杂,其理论、方法、工具和结论同样也可运用于其他喷管的优化设计和研究.

5 参考文献

- [1] 祖国君,等.喷管流场和羽流场的N - S数值模拟.推进技术,1995,16(5).
- [2] Issa R I. Solution of the implicit discretized fluid flow equations by operators-splitting[J]. Compt Phys, 1985, 62(1):40~65.
- [3] Issa R I. Solution of the implicit discretized reacting flow equations by operator-splitting[J]. Compt Phys, 1991, 93:388~410.
- [4] Peric M, Kessler R, Scheuerer G.. Comparison of finite-volume numerical methods with staggered and collocated grids[J]. Comput Fluids, 1988, 16:265~281.
- [5] Yakhot V, Orszag S A. Renormalization group analysis of turbulence-I: Basic theory[J]. Scientific Computing, 1986, 1:1~51.
- [6] 范维澄,万跃鹏.流动及燃烧的模型与计算[M].合肥:中国科学技术大学出版社,1992.
- [7] 周力行,林文漪,陈文芳.湍流气粒两相流动和燃烧的理论及数值模拟[M].北京:科学出版社,1994.
- [8] 陈矛章.粘性流体动力学基础[M].北京:高等教育出版社,1993.
- [9] 武晓松,陈军,王栋.固体火箭发动机气体动力学[M].北京:国防工业出版社,2005:176~177.