

doi: 10.3969/j.issn.1006-1576.2011.12.007

固体火箭发动机喷管分离流动及其数值模拟

王晓辉¹, 于存贵²

(南京理工大学机械工程学院, 南京 210094)

摘要: 大面积比喷管在火箭发动机工作过程中可能产生流动分离的问题, 为研究喷管流动分离对喷管性能的影响, 利用计算流体力学软件 CFX 对某固体火箭发动机大面积比喷管内燃气分离流动进行数值模拟。计算出喷管在几种不同入口总压情况下的流场参数分布, 显示分离流动会改变燃气内流场流动参数分布, 进而会对喷管推力稳定性和热防护性产生不利影响。该研究能为进一步研究大面积比喷管设计提供参考。

关键词: 固体火箭发动机; 喷管; 分离流动; 数值模拟

中图分类号: TJ86 **文献标志码:** A

Flow Separation and Numerical Simulation of Solid Rocket Motor Nozzle

Wang Xiaohui¹, Yu Cungui²

(School of Mechanical Engineering, Nanjing University of Science & Technology, Nanjing 210094, China)

Abstract: Separation flow could be generated in a high-altitude nozzle, in order to study the flow separation on the nozzle performance. A three-dimensional numerical simulation about the separation flow in the high-altitude nozzle of a solid rocket motor (SRM) was conducted. The flow results with different inlet total pressure were obtained by utilizing CFX software. It shows that, due to the separation flow, there are some adverse effects for the stability and thermal protection of the nozzle. The simulation provides a reference of the design of the high-altitude nozzle, also a basis for further study.

Keywords: solid rocket motor; nozzle; flow separation; numerical simulation

0 引言

随着远程火箭技术的发展, 为提高固体火箭发动机高空性能, 可采用大面积比喷管来充分发挥推进剂的能量, 提高发动机的比冲。但高空大面积比喷管在发动机启动和工作结束过程中, 喷管内燃气流动可能发生分离^[1], 而对喷管产生影响。若喷管内燃气流动处于过膨胀状态, 可能产生激波和分离流动, 引起射流流谱的变化。流动产生的分离会对喷管的推力稳定性和热防护性带来较大的影响。并且在瞬变状态下, 喷管内气流的分离流动常呈现复杂的非轴对称性, 引发的喷管侧向载荷会使喷管震动、发动机使用寿命缩短、喷管结构被破坏^[2-3]。

笔者以扩张段面积比为 49 的固体火箭发动机喷管为研究对象, 利用 CFX 模拟其在不同入口压强下的喷管分离流动, 获得了不同激波模态下的喷管内流场, 压强、温度分布情况, 并计算相应的侧向载荷, 为进一步相关研究打下基础。

1 控制方程和数值方法

实际喷管内的流动非常复杂, 计算中忽略存在

两相流动、化学反应、气体混合、热辐射等因素, 求解可压缩流体输运方程。运动方程采用平均 Navier-Stokes (N-S) 方程, 湍流模型采用 Shear-Stress Transport (SST) 模型。

燃气物性参数设置为:

燃气总温: $T_0 = 2880 \text{ K}$; 定压比热: $C_p = 1863 \text{ J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$; 分子量: $M = 23.79 \text{ g/mol}$; 燃气密度按理想气体处理; 导热率按动能定理给定; 燃气粘性随温度的变化关系由萨瑟兰 (Sutherland) 公式给定, 采用三系数形式:

$$\mu = \mu_0 \left(\frac{T}{T_c} \right)^{1.5} \frac{T_c + T_s}{T + T_s}$$

式中: μ_0 为 1 个大气压下、 0°C 时的粘度; T_s 为萨瑟兰常数, 与气体性质有关; $T_c = 273.16 \text{ K}$ ^[4]。

2 计算区域和网格划分

计算区域取喷管和一段圆柱形外场区域。为捕捉非对称现象, 计算域取满 360° 圆周, 未作对称性假设^[5]。流体计算域边界条件设置见表 1。

收稿日期: 2011-08-27; 修回日期: 2011-09-30

作者简介: 王晓辉 (1986—), 男, 山西人, 硕士, 从事计算传热学研究。

表 1 计算域边界条件设置

计算域边界	边界类型
喷管入口	总压入口
外场下游	平均静压出口
喷管外壁	无滑移绝热壁面
圆周面外场边界	自由滑移壁面

为减小计算量，外场圆周面采用了自由滑移壁面 (free slip wall) 边界条件。自由滑移壁面是对真实开放流动的远场边界条件的近似，其边界剪应力为 0，法向速度为 0，切向速度由流动求解且平行于壁面。

为减小网格对流场非对称性的影响，计算域由六面体分块结构化网格划分。为了准确捕捉壁面的分离流动，在贴近壁面处加密，划分边界层网格，如图 1。

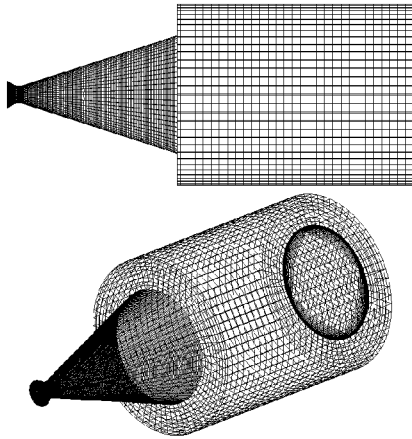


图 1 流体计算域及网格划分

3 数值计算结果分析

流场计算入口总压从 6 MPa 至 1 MPa，每下降 1 MPa，计算一个定常流动，喷管内流场由满流状态至形成流动分离。如图 2，为喷管入口总压分别为 6 MPa、4 MPa、2 MPa 时的分离流场马赫数等值线图。

由图 2~4 可见，在喷管扩张段有流动分离发生，其附近存在明显的激波，在激波作用下，会引起流场流动参数突变。随着入口总压降低，喷管内流动分离界面向上游移动，流场形态也有较大变化，但均未出现分离的再附着流动，流动分离现象均属于自由激波分离 (free shock separation, FSS)^[6]。

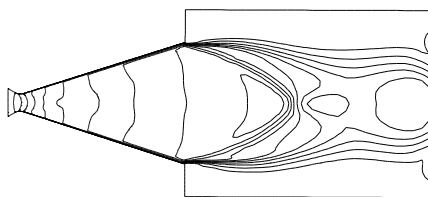


图 2 6 MPa 分离流场马赫数等值线图

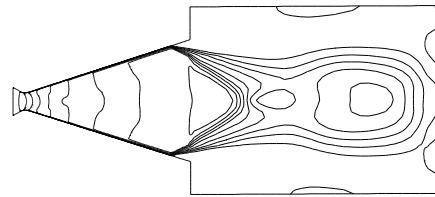


图 3 4 MPa 分离流场马赫数等值线图

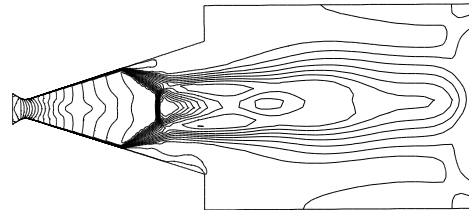


图 4 2 MPa 分离流场马赫数等值线图

由于流动分离，使喷管壁面压强分布受到很大影响。对于没有流动分离的流动，喷管壁面压强沿着流动方向是单调下降的；而对于存在分离的流动，壁面压强分布规律如图 5。壁面压强首先随着气流膨胀逐渐降低，在分离点由于分离斜激波的作用，壁面压强又骤然提高到一个相对稳定的平台压强。在分离点以后，外界气流进入壁面分离区域形成回流，壁面压强平缓升至环境压强水平^[7-10]。

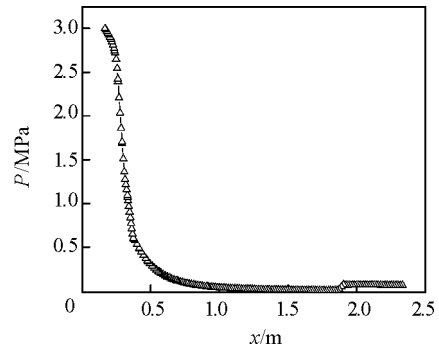


图 5 3 MPa 入口总压下壁面压强分布曲线

通过不同入口总压、定常工况下喷管壁面向侧向压强积分，获得离散的侧向力情况，以简化瞬变状态下产生分离流动侧向力波动分析。分析结果显示，喷管侧向力作用方向随即分布，侧向力幅值随入口总压变化波动，即在瞬变状态下，喷管内气流的分离流动呈现复杂的非轴对称性侧向力波动。

流动分离也对喷管内流场温度分布产生影响。对于非过膨胀燃气流动，喷管内燃气流膨胀加速，静温也是单调下降的；对于存在分离的流动，内流场温度分布如图 6。由于激波作用，流动在激波下游形成低速高温区域^[11]，即在喷管扩张段流动分离点后回流区域，使燃气流烧蚀作用加剧。