

# 大面积比喷管侧向载荷流固耦合数值仿真\*

吴朋朋, 杨月诚, 高双武, 赵奇国

(第二炮兵工程大学, 西安 710025)

**摘要:**针对大面积比喷管在地面试车以及启动与关机过程中出现的侧向载荷,采用三维数值仿真方法进行分析。通过集成软件平台 MpCCI,连接计算流体力学软件 FLUENT 和有限元软件 ABAQUS,对燃气流动与喷管结构运动变形进行了耦合计算。计算分析了喷管入口总压从 3MPa 增大到 7MPa 共五种条件下,各个阶段的侧向载荷及喷管结构参数随时间变化情况,分析发现此喷管将受到一定的侧向载荷作用,载荷方向随机分布。入口总压为 4MPa 时的侧向载荷峰值最大。分析也得出了这五种条件下较强的侧向载荷主要由激波转变和喷管出口部位的激波振荡两种不对称状态产生;侧向载荷的大小也与喷管入口总压有较大关系。采用流固耦合计算方法能体现喷管的结构变形从而更准确的反映喷管与燃气流相互影响的真实环境,为优化设计大面积比喷管提供了支撑。

**关键词:**固体火箭发动机;大面积比喷管;侧向载荷;流固耦合

**中图分类号:**V435 **文献标志码:**A

## Fluid-solid Coupling Numerical Simulation of Side Load in SRM Nozzle

WU Pengpeng, YANG Yuecheng, GAO Shuangwu, ZHAO Qiguo

(The Second Artillery Engineering University, Xi'an 710025, China)

**Abstract:** A side load in the over-expanded nozzle was studied by means of a three-dimensional numerical simulation method. The MpCCI software was used to link the FLUENT CFD code whose UDF was applied to the ABAQUS FE code to analyze gas flow and nozzle deformation. The structure parameters and the side load under work conditions from 3MPa inlet total pressure to 7MPa inlet total pressure were obtained. Through calculation, the biggest side load under 4MPa inlet total pressure was obtained. The result analysis show that two types of asymmetric shock physics incur strong side loads: the shock transitions, and shock pulsations across the nozzle lip. Moreover, the results show that the inlet total pressure has potential effect on the nozzle side loads. The fluid-solid coupling numerical simulation supports the accuracy of the method of numerical simulation. The simulation provides the base for further study.

**Keywords:** solid rocket motor; over-expanded nozzle; side load; fluid-solid coupling

### 0 引言

固体火箭发动机工作过程中,喷管承受着高温、高压、高速燃气流的冲刷,环境非常恶劣。改进喷管是提高火箭发动机性能重要途径之一。气动性能设计、结构强度设计都是喷管设计的重要内容。

随着推进技术的发展,运载火箭的助推级或第一级发动机正在采用越来越大面积比的喷管以提高高空性能。但大面积比喷管在地面试车以及发动机的启动和关机过程中,经常会产生喷管侧向载荷,导致喷管受损。Wang T. S 等人<sup>[1-2]</sup>建立了三维非定常流动模型,对影响喷管侧向载荷的因素进行了研究分析,得出了侧向载荷与燃烧波、激波转变和喷管出口部位的激波震动有关。

在很大的空气弹性变形情况下,由于流动和结构相互作用,将会引起侧向载荷巨大的增长<sup>[3]</sup>。文中运用 MpCCI(mesh-based parallel code coupling interface)耦合器作为计算流体力学软件 FLUENT 和有限元分析软件 ABAQUS 的数据交换平台,对流场与喷管结构运动变形进行耦合计算。重点研究大面积比喷管在不同入口总压时出现的侧向载荷。分析了不同阶段侧向载荷的特点,展现了喷管流场与结构之间的相互影响,并对喷管结构的应力、位移进行了分析。

### 1 流固耦合数理模型

文中以某大面积发动机比喷管为研究背景。该喷管总长 1.6m,喷管面积比  $\varepsilon = 55.2$ 。结构计算只考虑燃气流动对喷管结构变形的影响。计算区域为

\* 收稿日期:2012-06-28

作者简介:吴朋朋(1982-),男,安徽宿州人,硕士研究生,研究方向:航空宇航推进理论与工程。

喷管和外场,为捕捉非对称现象,计算区域采用二维轴对称模型旋转 360°得到,未做对称性假设。

网格生成软件 GAMBIT 用于构造流场区域。对于流场区域,由于喷管结构变形,需采用动网格技术来模拟,所以接近喷管内壁的流场局部区域采用了四面体非结构化网格,流场其它区域均采用六面体网格(见图 1(a))。因此文中对非对称现象的研究将主要和流动性质有关。有限元软件 ABAQUS 用于构造喷管结构,单元类型为 C3D8R(见图 1(b))。

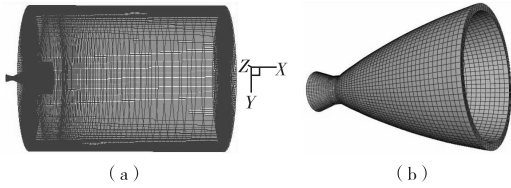


图 1 流场与结构计算网格模型

1) 结构参数

文中所选喷管结构的主要参数为:密度  $\rho = 7850\text{kg/m}^3$ ,弹性模量  $E = 2.0 \times 10^{11}\text{Pa}$ ,泊松比  $\gamma = 0.33$ ,屈服强度  $\sigma_s = 1000\text{MPa}$ 。

2) 初始条件

文中以某固体火箭发动机喷管不同入口总压(3~7MPa),入口温度均为 1500K 作为喷管流场非稳态计算的初始值进行仿真计算。喷管结构内表面为耦合边界。喷管流场取海平面的压强与温度作为流固耦合初始条件。喷管头部壁面为绝热固壁边界。压力远场边界条件取海平面的压强和温度。

3) 网格无关性验证

由于侧向载荷较难算准,侧向载荷对网格密度有较强的依赖性。为选取合适的流场计算模型网格,文中进行了网格无关性验证。选取了网格数为 2303766 的计算模型网格用于文中研究内容(见图 1(a))。

4) 数据监测

数据监测是获得喷管内流场压强变化的有效方法。为了获得喷管出口部位 0°(1.59, 0.49, 0)和 180°(1.59, -0.49, 0)两个对称点的压强变化并进行对比。文中选取这两个对称点作为监测点,监测喷管工作过程中喷管出口部位压强变化。

5) 计算方法

计算及程序编译采用刀片服务器 IBM BladeCenter 高性能计算集群。流场计算中,湍流模型采用 RNG  $k-\epsilon$  模型。整个耦合过程中,采取时间步为  $10^{-5}\text{s}$ 。流场由 FLUENT 软件计算,采用耦合隐式求解方法,整个计算具有二阶精度。喷管结构运动变形计算采用 ABAQUS 隐式求解模块 ABAQUS/Standard 模块。

2 结果分析

2.1 流场分析

耦合过程中,通过计算流体动力学软件 FLUENT 计算结果,显示了喷管在不同入口总压(3~7MPa),入口温度均为 1500K 的条件下,喷管侧向载荷随时间变化的过程。

由图 2 可以看出,随着气流向下游传播,侧向载荷数值先后经历了由分离模式转换和喷管出口部位的激波振荡,两种不对称状态导致的较强侧向载荷。

在 0~0.5ms 附近为喷管核心喷射流动状态(core jet flow)<sup>[1]</sup>及喷管自由分离激波状态(FSS)。此阶段由两个状态组成,即在喷管核心喷射流动状态之后,随着流动的发展,喷管内流场产生了不利于喷管流动的压强梯度。喷管内部喉部下游出现了激波。随着流动的进一步发展,喷管流场呈现马赫盘激波模态(Mach disk shock pattern)<sup>[4]</sup>。受喷管内马赫盘的强烈阻挡,气流有绕开其流动的趋势,从而使马赫盘下游形成了低速区。由于康达效应(Conda Effect),靠近喷管壁面的附面层中流动是亚音速的,喷管内部的流动往往会受外界扰动影响。当附面层气流的动能不能克服激波后的压强梯度时,气流与喷管壁面发生分离,激波进入喷管内部,喷管内部出现了激波和气流分离。此时的激波分离后没有再与喷管壁面附着,称这种激波分离为自由分离激波。由图 2 可以发现此阶段出现的侧向载荷较小。

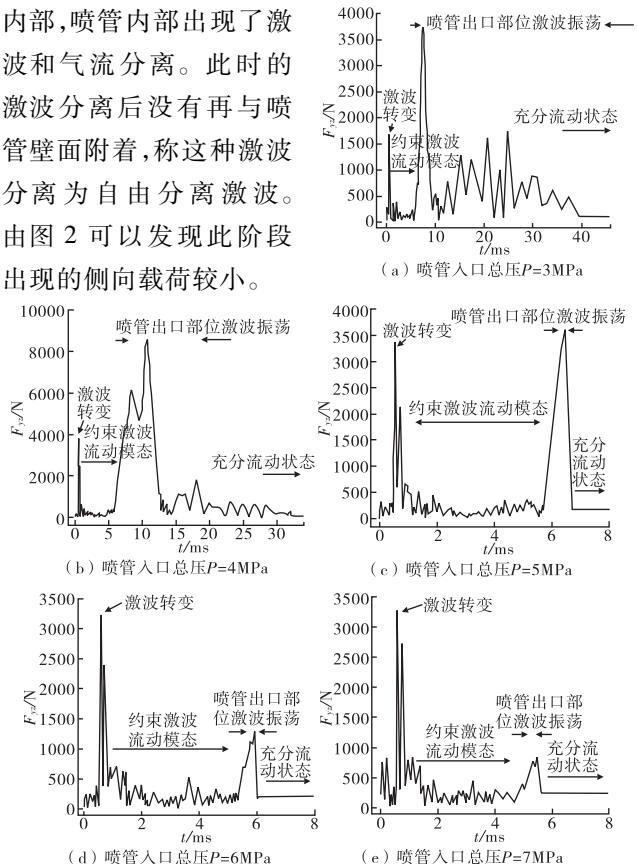


图 2 不同入口总压条件下喷管侧向载荷随时间变化曲线

0.5ms 之后,由图 2 可以发现在 3~7MPa 各个不同入口总压条件下,均出现了第一次较大的侧向载荷,此阶段喷管内部流场正在经历由自由激波分离模式向约束激波分离模式转换。在此阶段可以发现一个有趣的现象,随入口总压的增大,由激波转变导致的侧向载荷数值逐渐接近侧向载荷峰值。当入口总压为 6MPa、7MPa 时,发现由激波转变导致的侧向载荷已经成为此条件下的侧向载荷峰值。

随着流动的发展,侧向载荷出现了回落,主要呈现持续较久的侧向载荷波动。此阶段喷管流场呈现马赫盘激波模态中的约束激波分离模态(Mach disk flow: RSS)。在分离点与再附着点之间,流场形成了一个封闭的分离区。由于分离区的范围有限,所以这种分离模式被称为约束激波分离。

在约束激波分离模态之后,由图 2 可以发现喷管侧向载荷再一次出现了较大载荷波动。导致此阶段出现侧向载荷较大波动的原因是喷管出口部位的激波振荡(lip RSS oscillation)。此阶段约束激波已经随着流动的发展,达到喷管出口部位附近,由于流场区域需要不断进行调整以适应喷管扩张段流动和因为喷管结构的振动,导致了约束激波在出口部位来回移动,但由于激波移动的不对称性,导致了喷管出口部位流动再附着位置的不对称,这样就导致了严重的侧向载荷。以入口总压为 5MPa,在 6.05ms 时的喷管内流场 XY 截面马赫数云图上(见图 3),可以发现约束激波达到喷管出口部位附近,由图 3 也可以清晰显示此时的流场状态。由图 2 还可以发现入口总压在 3~5MPa 条件下,侧向载荷峰值均由喷管出口部位的激波振荡导致。还发现入口总压在 4MPa 条件下,由于喷管出口部位的

激波振荡导致的侧向载荷达到了 8562N,远远高于在其它入口总压条件下产生的侧向载荷峰值。

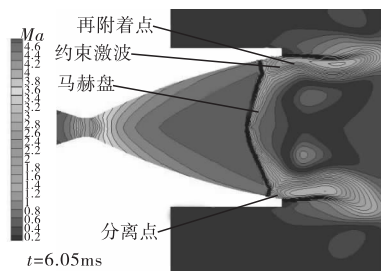


图 3 6.05ms 时喷管内流场马赫数云图

由图 4 可以看到在入口总压为 4MPa 的条件下,在 7~14ms 期间喷管出口部位对称点压强呈现显著的不一致性,这也进一步表明了此阶段会出现较大的侧向载荷。在图 4 中入口总压为 4MPa 与入口总压为 5MPa 条件下的喷管出口部位对称点压强时间曲线进行对比,可以分析出入口总压为 4MPa 的条件下将会导致更为严重侧向载荷。结合图 2~图 4 分析,可以

得出此阶段出现的较强侧向载荷正是由于喷管出口部位流场不对称性即喷管出口部位的激波不对称性导致。

由上述分析,可以得出,对于此喷管设计使用中应着力避免入口总压为 4MPa 阶段或者避免在喷管出口部位的激波振荡。

图 5 为喷管三维内流场速度与温度云图,显示了快速升温阶段中,6.05ms 时喷管内流场速度与温度云图。其中三维内流场速度云图为喷管 XY 平面截图与三维视图联合显示,三维内流场温度云图为完全三维透视图。图 5 较好显示了此时喷管内流场的不对称。

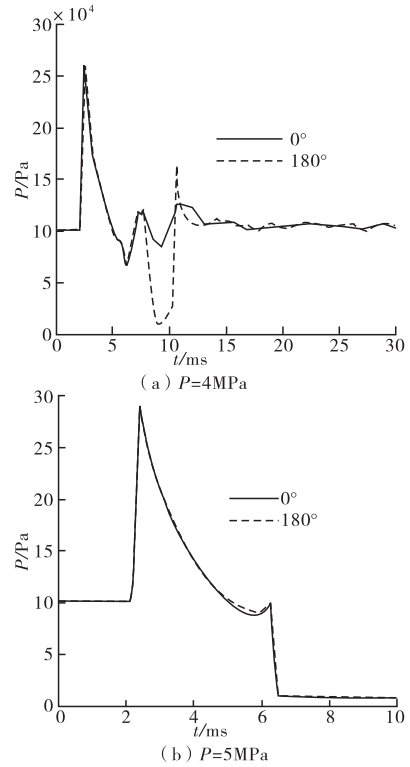


图 4 喷管出口部位对称点压强随时间变化曲线

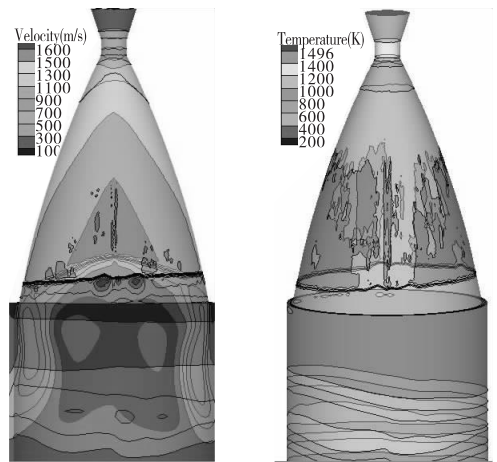


图 5 6.05 ms 时喷管内流场三维速度与温度云图

在喷管出口部位的激波振荡之后,随着流动的进一步发展,侧向载荷回落至平稳的状态,此阶段侧向载荷数值很小,且喷管出口质量流量平稳。所以将此阶段称为喷管内流场充分流动状态。以入口总压为 5MPa 为例,图 6 显示了此阶段的 XY 截面内流场速度云图。

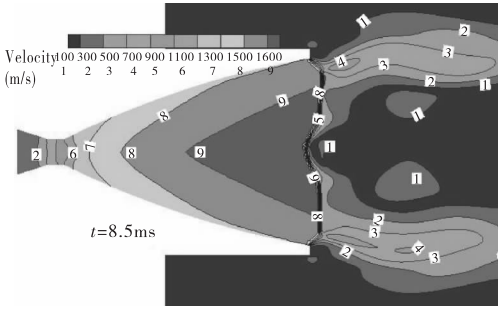


图 6 8.5ms 时喷管的速度云图分布

### 2.2 结构分析

耦合过程中,通过有限元软件 ABAQUS 计算结果,显示了入口总压为 4MPa 的条件下喷管结构应力、位移分布图。

图 7 为 11ms 时喷管结构 Mises 应力图。可以发现此时喷管结构最大的 Mises 应力约为 13MPa,远小于喷管结构屈服强度 1000MPa。因此,此时喷管结构不会发生破坏。

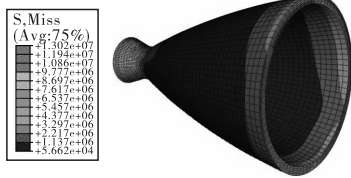


图 7 11ms 时喷管结构应力图

由图 8、图 9 可以分析发现,喷管结构应力变化很大,将引起结构振动。同时也可以发现此时喷管出口附近呈现了很明显的应力不对称性,这也进一步说明了此时喷管内流场出现明显不对称现象,产生了较大的侧向载荷。

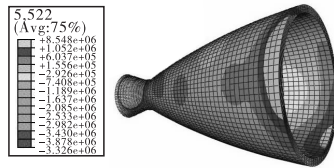


图 8 11ms 时 Y 轴方向喷管结构应力图

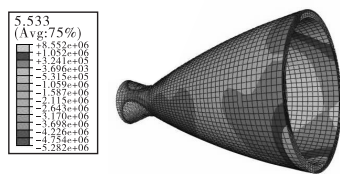


图 9 11ms 时 Z 轴方向喷管结构应力图

图 10 为喷管出口外壁中点 (1.6,0.52,0) 的位移时间变化曲线。由图可以发现,曲线较好反映了流场参数变化对结构造成的影响。

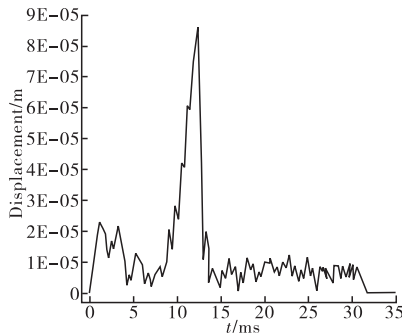


图10 喷管外壁中点位移随时间变化曲线

### 3 结论

1) 采用流固耦合方法,对固体火箭发动机喷管分离流动及侧向载荷进行了研究。对喷管的受力、位移进行了分析,获得了流场与喷管结构耦合作用的机理。

2) 通过对 FLUENT 软件二次开发,使其具备了准确反映侧向载荷随时间变化情况等功能。发现了较强侧向载荷是由分离模式转换和喷管出口部位的激波振荡两种不对称状态产生,提出了不同入口总压条件下导致的喷管侧向载荷大小不同,导致侧向载荷峰值的原因也不尽相同,对于此喷管,要着力避免入口总压为 4MPa 阶段或者通过改进喷管避免在喷管出口部位的激波振荡以避免较大侧向载荷对喷管造成的损害。这些研究结论将对大面积喷管优化设计具有重要的指导作用。

#### 参考文献:

[1] Wang T-S. Transient three-dimensional startup side load analysis of a regenerative cooled nozzle, AIAA 2008 - 4300 [R]. 2008.

[2] Wang T-S, Mike Guidos. Transient three-dimensional side load analysis of a film cooled nozzle, AIAA 2008 - 4297 [R]. 2008.

[3] S J Zhang, T Fuchiwaki. Aeroelastic coupling and side loads in rocket nozzles, AIAA 2008 - 4064 [R]. 2008.

[4] Frey M, Hagemann G. Status of flow separation prediction in rocket nozzles [C]//34th AIAA/ASME /SAE /ASEE Joint Propulsion Conference Exhibit, 1998.