

文章编号: 1000-8055(2008)11-2114-05

喷管分离流动与侧向载荷定常数值模拟

刘亚冰¹, 王长辉¹, 许晓勇²

(1. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191; 2. 北京动力机械研究所, 北京 100074)

摘 要: 利用商业 CFD 软件,进行了三维、有粘、定常计算,模拟了某液体火箭大面积比喷管地面条件下的分离流动. 计算了多个不同入口总压下的工况. 其结果预示了该喷管的分离流动在不同入口总压下的激波模态变化,并获得了非对称分离及其造成的侧向载荷的分布情况. 计算为进一步相关研究打下了基础.

关 键 词: 液体火箭发动机; 喷管; 分离流动; 侧向载荷; 数值模拟

中图分类号: V434

文献标识码: A

Stationary numerical simulation of flow separation and side load in nozzle

L IU Ya-bing, WANG Chang-hui, XU Xiao-yong

(1. School of Astronautics,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. Beijing Power Machinery Research Inst, Beijing 100074; China)

Abstract: A three-dimensional, viscous and steady numerical simulation about serpentine flow was conducted for a high-altitude nozzle of a liquid rocket engine on the ground. The results with different inlet pressure were obtained by utilizing FLUENT software. The transformation of shock pattern and the distribution of unsymmetrical separation and side load in the nozzle were primarily predicted by those results. The simulation provides a key basis for further study.

Key words: liquid rocket engine; nozzle; flow separation; side load; numerical simulation

喷管是火箭发动机的关键部件,改进喷管是提高火箭发动机性能重要途径之一. 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,都会产生流动分离现象^[1]. 在瞬变状态下,喷管内气流的分离流动常常呈现复杂的非轴对称性,引发严重的喷管侧向载荷. 美国的 J-2 发动机、航天飞机主发动机(SSME)、俄罗斯的 RD-0120 发动机、欧洲的火神发动机和日本的 LE-7A 等发动机的研制过程中,均遇到了比较严

重的喷管侧向载荷问题^[2-3].

严重的喷管侧向载荷会造成喷管振动、发动机使用寿命缩短、喷管结构破坏等后果. 目前,对喷管侧向载荷的产生机理还缺乏足够的了解,更没有准确的载荷量值及其分布特征的预测方法. 在工程上一般采取保守设计的方法来解决问题.

本文以某型号氢氧液体火箭发动机大面积比喷管为研究对象,利用商业 CFD 软件 Fluent 模拟了地面试车时不同入口压强下的喷管定常分离流动,以期可以深入了解液体火箭发动机大面积比喷管分离流动及侧向载荷的特性.

收稿日期: 2007-10-26; 修订日期: 2008-02-20

作者简介: 刘亚冰(1983-),男,山东烟台人,博士生,主要从事航空宇航推进理论与工程研究方向.

1 数值方法

1.1 网格生成

不考虑喷管的形变, 计算区域取喷管和一段圆柱形外场区域. 喷管喉径为 212.6 mm, 长为 2166.5 mm, 其收敛段和扩张段面积比分别为 2.6 和 49. 喷管从喉部下游 34 mm 处开始为最大推力喷管型面. 外场取为 $\varnothing 588.2 \text{ mm} \times 2\,800 \text{ mm}$ 的圆柱形, 为节省计算量没有取更大尺寸. 为捕捉非对称现象, 计算区域取满喷管的 360° 圆周, 未作对称性假设.

喷管内区域网格在靠近壁面处被加密. 在外

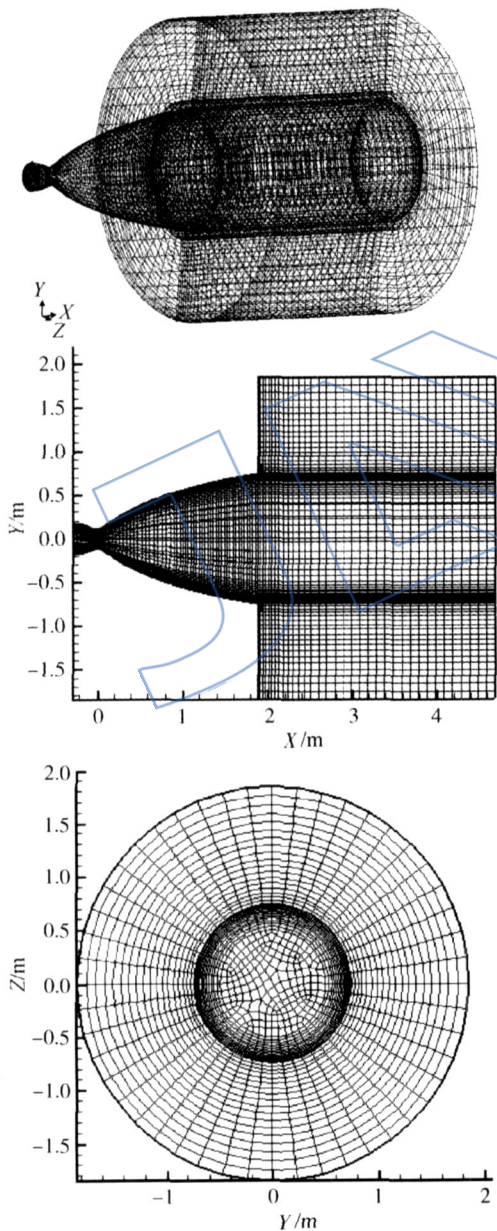


图 1 网格

Fig.1 The grid

场区域中, 离开喷管出口越远网格划分越稀疏, 以节省计算量. 网格如图 1 所示, 节点数约为 140 000.

1.2 控制方程及求解

需求解的方程包括: 质量、动量以及能量守恒方程, 还有附加的湍流输运方程^[4]. 各方程具体形式如下:

连续性方程

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i) = S_m \quad (1)$$

式中 S_m 为源项.

动量守恒方程

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_i u_j) = - \frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_i} + F_i \quad (2)$$

式中 F_i 为 i 方向上的外部体积力, 也包含了其他的模型相关源项.

应力张量由下式给出:

$$\tau_{ij} = \left[\mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \right] - \frac{2}{3} \mu \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \quad (3)$$

能量方程

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} (\rho E) + \frac{\partial}{\partial x_i} (u_i (\rho E + p)) = \\ \frac{\partial}{\partial x_i} \left(k_{\text{eff}} \frac{\partial T}{\partial x_i} + u_j (\tau_{ij})_{\text{eff}} \right) \end{aligned} \quad (4)$$

式中下标 eff 代表有效系数, 如 $k_{\text{eff}} = k + k_t$ 为湍流导热系数, 由所使用的湍流模型定义. 方程右边包含了热传导和粘性耗散带来的能量输运, 依计算模型需要还可增加其他项.

本计算采用了 Spalart-Allmaras 湍流模型. 该模型是一种一方程模型, 对于求解航空航天领域的大压力梯度下的墙壁束缚流动有较好效果, 且相对简单、计算量少^[4]. 故在初步研究计算中采取该湍流模型.

1.3 边界条件及燃气物性参数

所有边界条件均为定常条件, 如表 1 所示.

燃气物性参数处理如下:

密度按理想气体处理;

比定压热容、分子量定值;

导热率按动能理论给定;

粘性按 Sutherland 定律给定.

Sutherland 定律采取的三系数形式为

$$\mu = \mu_0 \left(\frac{T}{T_0} \right)^{3/2} \frac{T_0 + S}{T + S} \quad (5)$$

式中 T 是静温, $\mu_0 = 1.716 \times 10^{-5} \text{ kg/m} \cdot \text{s}$, $T_0 = 273 \text{ K}$, $S = 110.56 \text{ K}$.

表 1 边界条件
Table 1 The boundary condition

计算域边界	边界类型
喷管入口	压力入口*
喷管外壁、喷管出口附近的小部分外场边界	无滑移、绝热壁面
外场下游	压力出口*, 固定为海平面状态
外场其余边界	远场边界*, 压力、温度同上

*:需给定入口的湍流边界条件,按经验值给定

1.4 离散格式及解算器

各求解方程按有限体积法离散. 方程中的扩散项采用中心差分格式进行离散,对流项和粘性项的离散采用二阶迎风格式. 整个计算具有二阶精度,对于该问题的求解精度能够满足工程要求,且二阶迎风格式绝对稳定.

方程采用隐式耦合方式求解. 采用点隐式(块结构高斯-赛德尔)线化方程求解器和代数多重网格方法(AMG)来求解单元内形成的块系统方程,同时解得所有变量. 较之显式,隐式方法虽占用更多的内存,但有更快的收敛速度;较之分离解法,耦合解法更适于求解可压缩流动^[4].

2 结果分析

不改变网格和其他边界条件,喷管入口总压 p_c 从 8 MPa 至 1 MPa,每下降 1 MPa 计算一个定常工况. 每一个工况均以上一个计算结果作为初值. 共计算了 8 个工况,根据其分离流场的特点,将其划分为 3 个工况段: I 段 ($p_c = 8, 7, 6$ MPa 工况)、II 段 ($p_c = 5, 4, 3$ MPa 工况)和 III 段 ($p_c = 2, 1$ MPa 工况).

2.1 流场形态

1) 工况段 I ($p_c = 8, 7, 6$ MPa)

在该段,喷管流场呈现马赫盘激波模态^[1] (Mach disk shock pattern). 其特点是:喷管轴心处的激波呈现扁平的盘状. 从壁面分离的斜激波与马赫盘的正激波相交后,向外反射,继而在下游的射流自由边界上反射形成一系列的交替的膨胀波-压缩波结构.

此外,在喷管型线由圆弧转为最大推力型面

处,由于受到轻微压缩,流场内产生了微弱的内激波.

$p_c = 8$ MPa 时喷管仍处于满流状态,至 7 MPa 时喷管口部开始出现轻微的分流现象,6 MPa 时形成较为明显的分离现象.

受喷管出口正激波的强烈阻挡,气流有绕开其流动的趋势,从而使正激波下游形成了低速区. 低速区内气流静温较高,这在温度场剖面上反映较明显,如图 2. 此外正激波后方、分离流和壁面之间两个部位都有回流现象. 在分离流和壁面之间,外界气流形成一回流与主流混合,在各工况段均伴随分离现象出现,如图 3 所示.

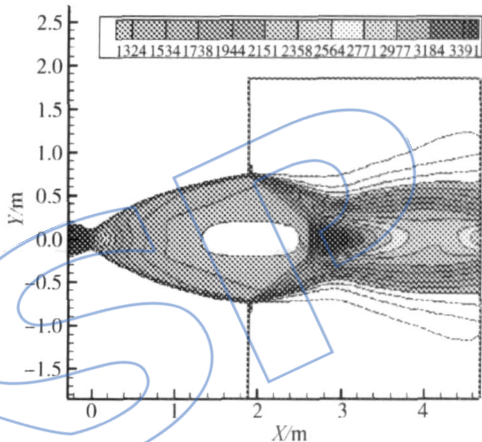


图 2 温度场剖面,正激波后有高温区 ($p_c = 8$ MPa)

Fig. 2 Profile of temperature field with a higher temperature field behind the normal shock ($p_c = 8$ MPa)

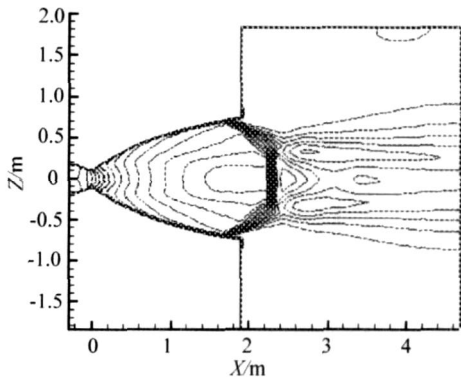


图 3 马赫数分布剖面,呈现马赫盘模态 ($p_c = 6$ MPa)

Fig. 3 Profile of Mach number in much disk shock pattern ($p_c = 6$ MPa)

2) 工况段 II ($p_c = 5, 4, 3$ MPa)

随着 p_c 的下降,分离界面向喷管上游移动,并且流场形态有较大改变.

喷管内的激波模态由马赫盘转为帽状激波模态^[1] (Cap shock pattern),其典型特征是:三组激波:内激波、正激波以及附着于壁面分离区的锥状

激波,从流场剖面上看三者有交汇点.另一特点是正激波后的回流现象大大加强,卷绕成了漩涡.

如图 4,5 所示,在帽状激波模态下流场内存在锥状激波.可认为正激波后方的漩涡是伴随锥状激波及其尖点下游激波而产生的.相应的,漩涡核心与锥状激波的尖点在轴向(x 轴)上基本一致.漩涡环绕喷管中轴,闭合成环状.在该段,锥状激波随入口总压的降低而渐渐缩短,漩涡亦相应削弱.

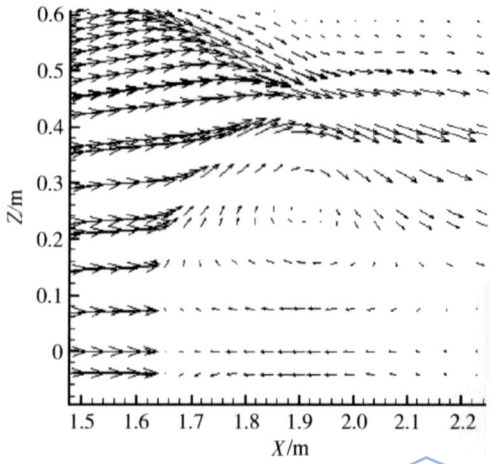


图 4 锥状激波的尖点及伴随的漩涡
(速度矢量图, $p_c = 5$ MPa)

Fig. 4 Cusp of the cone shock and the eddy in velocity vector profile ($p_c = 5$ MPa)

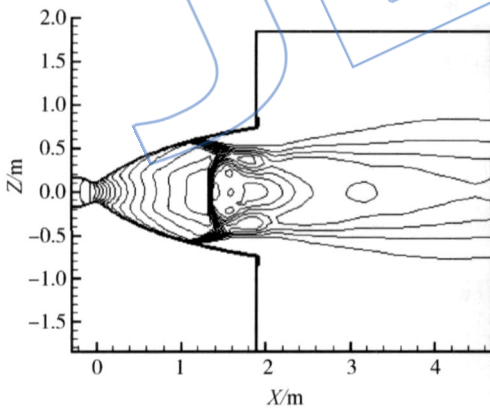


图 5 马赫数分布剖面,呈现帽状激波模态($p_c = 4$ MPa)
Fig. 5 Mach number profile in cap shock pattern ($p_c = 4$ MPa)

3) 工况段 III($p_c = 2, 1$ MPa)

在 $p_c = 2$ MPa 工况下,流场的仍保留有帽状激波模态的部分特征,但其趋于蜕化消失.由于锥状激波尖点的削弱,与之相伴随的漩涡现象也趋于不明显.

至 1 MPa,帽状激波模态特征蜕化,且没有观

察到明显的激波模态的特征.射流范围缩小至喷管喉部附近的一小片区域,且分离界面已上移接近喷管喉部.从分离点剥离的斜激波不再单纯地向中心方向延伸,而在内激波的影响下向水平延伸继而再弯曲向中心,如图 6 所示.若 p_c 继续减小,使分离界面推进过喉部,则流场转为亚声流,分离现象至此结束.

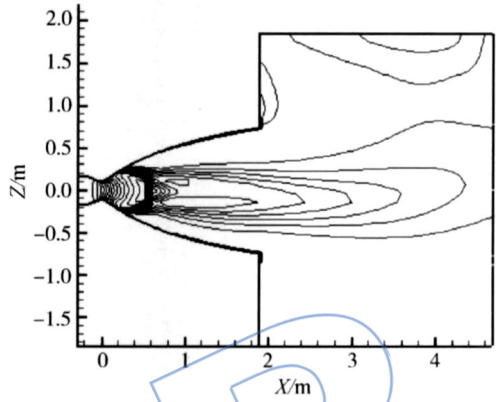


图 6 马赫数分布剖面($p_c = 1$ MPa)

Fig. 6 Mach number profile ($p_c = 1$ MPa)

2.2 分离与侧向载荷

观察到的分离现象均属自由激波分离(FSS),各段中均未出现分离的再附着流动^[5].分离界面附近壁面压力如图 7 所示,分离点后,压力先急剧上升而后平缓地升至出口反压.由于没有出现再附着流动,也就没观察到分离点后压力的反复波动.

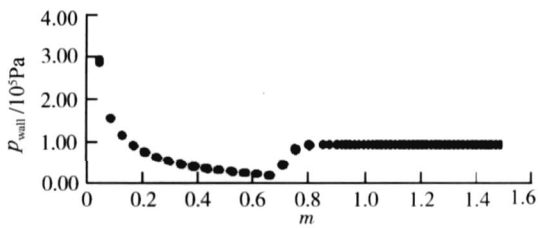


图 7 壁面压力分布($p_c = 3$ MPa)

Fig. 7 Pressure profile on the nozzle wall ($p_c = 3$ MPa)

随 p_c 降低,分离界面从喷管出口向上游移动,至 1 MPa 时已接近喷管喉部.在 $p_c = 2 \sim 1$ MPa 和 $p_c = 5 \sim 4$ MPa 之间分离界面移动最为明显,最大移动率达到 0.525 m/MPa (如图 8 所示).

喷管侧向力由整个喷管壁面侧向的压力积分而获得.在段 I($p_c = 8 \sim 6$ MPa),流场轴对称分布,分离界面呈现均匀的圆形;侧向力可忽略不计(1×10 N 量级).至段 II($p_c = 5 \sim 3$ MPa),非对称现象开始显现,随 p_c 降低而加剧,分离界面明

显非均匀,如图 8 所示;分离界面及其下游非对称的压力分布导致侧向力大大增加(至 1×10^3 N 量级).在段 III($p_c = 2 \sim 1$ MPa),延续段 II 的非对称现象;侧向力仍维持在 1×10^3 N 量级的水平上,但略有减小.如图 9 所示.

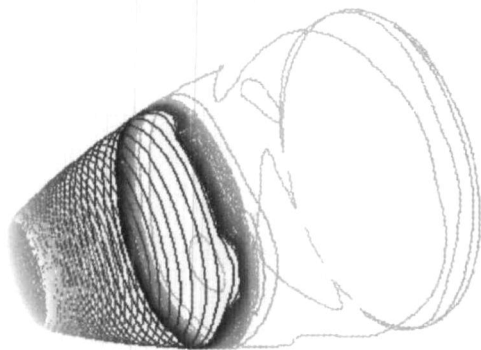


图 8 喷管壁面等压线分布,分离界面非对称
(段 II, $p_c = 3$ MPa)

Fig. 8 Contours of pressure on the nozzle wall which are unsymmetrical (in section II, $p_c = 3$ MPa)

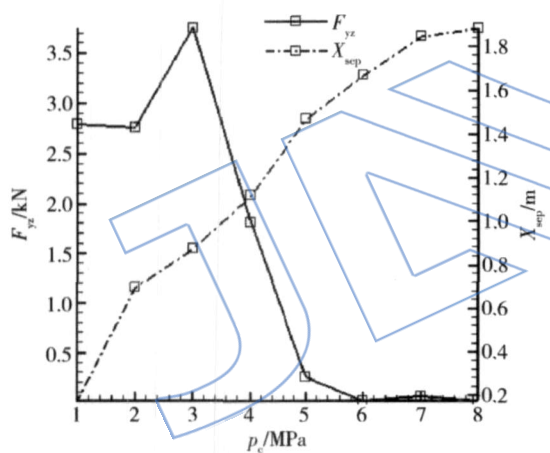


图 9 侧向力 F_{ye} 和分离界面位置 X_{sep}
(原点在喉部截面)与 p_c 的关系

Fig. 9 Side load F_{ye} and the position of separation surface X_{sep} compare with p_c
(the origin settled on the throat section)

3 结 论

计算了 8 个地面定常工况点涵盖某大面积比喷管分离流动发生的主要压比范围,随入口压力

p_c 下降,喷管分离流动的准静态变化过程.

随 p_c 的减小,分离现象在 $p_c = 7$ MPa 时出现($NPR = 70$),至 1 MPa 左右结束($NPR = 10$).喷管流场产生的分离现象属于自由激波分离,分离流场的激波模态随 p_c 的减小由马赫盘(段 I)转为帽状(段 II),继而转为不规则(段 III).在这个过程中,侧向力由可忽略不计(段 I),增长到颇为可观(段 II, III).侧向力主要集中于 $p_c = 4 \sim 1$ MPa 工况(段 II, III),最大峰值为 3.75 kN(段 II, $p_c = 3$ MPa).在部分工况,分离界面明显不均匀($p_c = 3, 1$ MPa).

计算采用了三维轴对称模型,但得到了部分包含非对称现象的结果.总的来说非对称分离现象带来的侧向载荷情况不显著,但从数值上来看不可忽视.这反映了在某些工况条件($p_c = 4 \sim 1$ MPa)下,喷管分离流场是敏感、缺乏稳定性的,即使保证边界条件完全对称,在计算过程中仍然倾向于非轴对称分布,从而产生侧向力.这是定常条件下非对称分离现象出现的原因.

在初步计算研究中,喷管入口条件是固定的,以研究不同入口总压 p_c 对大面积比喷管定常分离流动的影响.所得的定常工况点,提供了多个可供选择的初值,为进一步进行模拟启动、关机过程的非定常计算研究打下了基础.但仅通过定常计算是无法摸清液体火箭发动机大面积比喷管启动、关机过程中复杂的非对称分离现象的.故在进一步计算研究中,需要进一步研究喷管入口非定常条件以及其他因素对于分离流动的影响.

参考文献:

- [1] Frey M, Hagemann G. Status of flow separation prediction in rocket nozzles[R]. AIAA 98-3619.
- [2] Wang T S. Transient Three-dimensional analysis of side load in liquid rocket engine nozzles[R]. AIAA 2004-3681.
- [3] Yonezawa K, Yokota K, Tsujimoto Y, et al. Three-dimensional unsteady flow simulation of compressed truncated perfect nozzles[R]. AIAA 2002-3991.
- [4] FLUENT user manual[M]. Fluent Inc, 2003.
- [5] Kwan W, Stark R. Flow separation phenomena in sub-scale ale rocket nozzles[R]. AIAA 2002-4229.