

塞式喷管流场数值模拟^{*}

郭正, 刘君, 瞿章华

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘要: 采用 NND2M 差分格式, 从考虑 $k-\varepsilon$ 湍流模型的理想气体三维薄层近似 N-S 方程出发, 对塞式喷管内外流场进行了数值模拟。计算结果与国外文献十分一致。通过流场分析, 对塞式喷管流动机理有了清楚的认识。计算表明 NND2M 差分格式及相应计算软件适合于模拟复杂喷流流场, 可用于塞式喷管发动机的研究。

关键词: 塞式喷管火箭发动机; 喷管气流; 流动分布; 数值仿真; 纳维尔-斯托克斯方程

中图分类号: V430 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055(2000)04-0024-03

Numerical simulation of plug nozzle flow field

GUO Zheng, LIU Jun, QU Zhang-hua

(Inst. of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defence Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Numerical simulation of plug nozzle flow field was completed based on 3-D TLA N-S equations with NND2M scheme. Calculations were performed under ideal, perfect gas assumptions. Turbulence was taken into account with a $k-\varepsilon$ turbulence model. The flow structure and properties obtained agree well with the results reported. It shows that NND2M scheme is suitable for numerical simulation of complex jet flow.

Key words: Plug nozzle rocket engine; Nozzle flow; Flow distribution; Numerical simulation; Navier-Stokes equation

1 引言

塞式喷管发动机能够自动适应飞行高度变化, 并且具有长度短、重量轻, 便于实现推力矢量控制, 可减小底部阻力, 提高简单的燃气发生器循环的效能, 成本低, 经济效益好, 可靠性高等优点。因而被作为单级入轨 (SSTO) 可重复使用空间飞行器动力系统的重点发展方向。国外美、德、法等国对塞式喷管内外流场进行了大量细致的研究, 美国已开发成功用于 X-33 技术验证机的线性气塞发动机。国内从 70 年代起就着手环排塞式喷管发动机的实验研究。由于实验研究周期长、成本高, 难以模拟实际飞行环境中的工作条件, 所以近年来都积极探索采用数值模拟进行研究。文献 [1] 采用 Euler 方程对塞式喷管流场进行了模拟, 本文计算求解 N-S 方程, 结合湍流模型, 并且差分格式在时间和空间都具有二阶精度。

2 计算模型与数值方法

求解喷管流场的控制方程采用 N-S 方程。喷管流动呈湍流态, 并且塞式喷管侧壁及底部流场可能存在大的回流和分离, 射流与自由流交界处存在剪切层。为了较精确地反应上述特征, 必须采用合适的高阶湍流模型。本文采用文献 [2] 中提出的 Launder-Sharma 近壁面低雷诺数模型, 它是 $k-\varepsilon$ 模型向低雷诺数和剪切流推广的修正形式。

首先对控制方程进行无量纲化, 然后引入贴体坐标系 (ξ, η, ζ) , ξ 沿喷管径向, η 沿喷管周向, ζ 沿喷管轴向。塞锥和喷管外壁母线分别是一条等 ξ 线。在贴体坐标系下方程形式和无量纲方法以及薄层近似方法见文献 [3]。

2.1 NND2M 差分格式

选择高精度、高分辨率的差分格式, 对含有激波、膨胀波、分离和回流的流动问题进行数值模拟,

* 收稿日期: 1999-07-15; 修订日期: 1999-10-13。

作者简介: 郭正 (1974—), 男, 博士生, 研究领域为计算流体力学。

文献 [3] 提出的 NND2M 差分格式是时间和空间都具有二阶精度的 TVD 格式。该格式中无需进行矩阵运算, 极大得方便了加入湍流模型后对流项的分裂和离散。下面以一维方程为例说明该格式的构造。

对于一维守恒型方程组 $\partial U / \partial t + \partial F / \partial x = 0$, 经 NND2M 格式离散后得差分方程

$$U_j^{n+1} = U_j^n - \frac{\Delta t}{\Delta x} (H_{j+\frac{1}{2}}^n - H_{j-\frac{1}{2}}^n),$$

$$H_{j+\frac{1}{2}}^n = F_{j+\frac{1}{2}}^+ + F_{j+\frac{1}{2}}^-,$$

$$F_{j+\frac{1}{2}}^+ = F_j^+ + \frac{1}{2} \min \text{mod}(\Delta Q_{j+\frac{1}{2}}^+, \Delta Q_{j-\frac{1}{2}}^+),$$

$$F_{j+\frac{1}{2}}^- = F_{j+1}^- - \frac{1}{2} \min \text{mod}(\Delta Q_{j+\frac{3}{2}}^-, \Delta Q_{j+\frac{1}{2}}^-),$$

$$H_{j-\frac{1}{2}}^n = F_{j-\frac{1}{2}}^+ + F_{j-\frac{1}{2}}^-,$$

$$F_{j-\frac{1}{2}}^+ = F_{j-1}^+ + \frac{1}{2} \min \text{mod}(\Delta Q_{j-\frac{3}{2}}^+, \Delta Q_{j-\frac{1}{2}}^+),$$

$$F_{j-\frac{1}{2}}^- = F_j^- - \frac{1}{2} \min \text{mod}(\Delta Q_{j-\frac{1}{2}}^-, \Delta Q_{j+\frac{1}{2}}^-),$$

$$\Delta Q_{j+\frac{1}{2}}^\pm = Q_{j+1} - Q_j, Q^\pm = (R \Lambda_c^\pm R^{-1}) U,$$

$$\Lambda_c^+ = (I - \Lambda \frac{\Delta t}{\Delta x}) \Lambda^+, \Lambda_c^- = (I + \Lambda \frac{\Delta t}{\Delta x}) \Lambda^-$$

Λ^+, Λ^- 分别为 A^+, A^- 的相似对角阵, $A^\pm = \partial F^\pm / \partial U$, R 是 A 的特征向量矩阵。

本文采用时间分裂法, 解方程 (2.5) 相当于解三个一维方程, 用 NND2M 格式离散对流项, 用中心差分离散粘性项, 总算子为

$$L(\Delta t) = L_\xi \left[\frac{\Delta t}{2} \right] L_\zeta \left[\frac{\Delta t}{2} \right] L_\eta(\Delta t) L_\zeta \left[\frac{\Delta t}{2} \right] L_\xi \left[\frac{\Delta t}{2} \right]$$

2.2 边界条件

喷管截面形状及计算区域见图 1。壁面 (图 1 中 $G-H$, $A-B-C$) 条件: 采用无滑移绝热壁条件, $u = 0, v = 0, w = 0, \partial T / \partial n = 0$, 可认为 $\partial p / \partial n = 0, \partial \rho / \partial n = 0$ 。壁面上湍流脉动动能 $k = 0$, 湍流动能耗

散率 $\partial \varepsilon / \partial n = 0$ 。

对称边界: 对称截面 (η 方向) 的流动参数由轴对称条件得到; 对称轴边界 (图中 $C-D$) 采用无流量通过条件, 法向速度为零, 其他参数可平均后外推求出。

入口边界 (图 1 中 $A-G$; $G-F$ 段也作为入口处理): 利用 Riemann 不变量, 由燃烧室和第二排的值确定边界上的值。

$$u_{\infty+} \frac{2\alpha_{\infty}}{\gamma-1} = u_1 + \frac{2\alpha_1}{\gamma-1} = RR,$$

$$u_1 - \frac{2\alpha_1}{\gamma-1} = u_2 - \frac{2\alpha_2}{\gamma-1} = RL.$$

其中 u 是沿边界法向的速度分量, 由上式可以解出:

$$u_1 = (RR + RL)/2, \alpha_1 = (RR - RL)(\gamma - 1)/4$$

定义: $s = p / \rho^\gamma$, 向速度 v, w 和 s 为:

$$v_1 = v_{\infty}, w_1 = w_{\infty}, s_1 = s_{\infty} \quad \text{当 } u_1 \geq 0 \text{ 时}$$

$$v_1 = v_2, w_1 = w_2, s_1 = s_2 \quad \text{当 } u_1 < 0 \text{ 时}$$

然后由等熵关系式求压力和密度

$$\rho_1 = [\alpha^2 / (\gamma s_1)]^{\frac{1}{\gamma-1}},$$

$$p_1 = s_1 \rho_1^\gamma.$$

自由流边界 (图 1 中 $F-E$): 由于自由边界取得足够远, 当没有外流或外流为亚声速流时, 边界点的值由内点外推确定; 当外流为超声速流时, 边界点的值由内点插值后沿特征线外推确定。

射流出口边界 (图 1 中 $D-E$): 超声速区全部参数可外推求出; 亚声速区给定反压, 其他参数外推。

3 算例与计算结果

计算网格采用代数法生成, 径向、周向和轴向网格数为 $90 \times 5 \times 100$, 在壁面和喉道附近加密。对喷管外形的模拟采用分块“堵塞”的办法。部分网

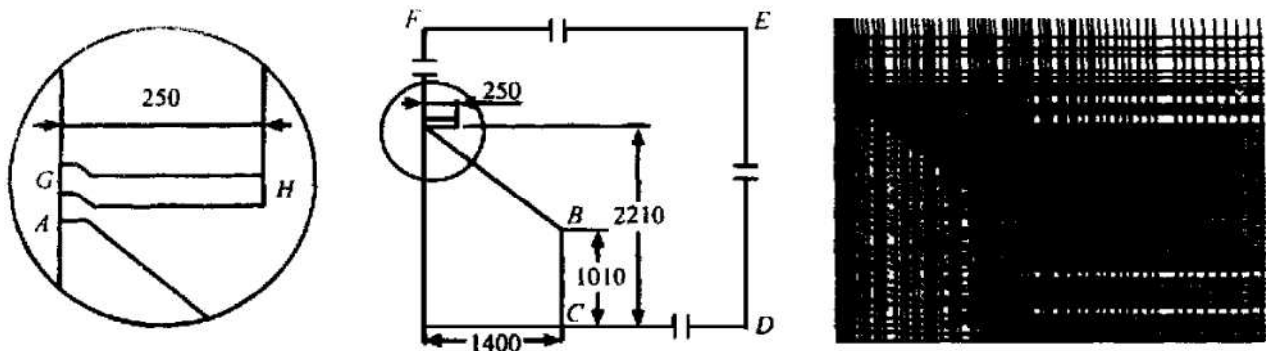


Fig. 1 Sketch of the plug nozzle and computational grids (all lengths in mm)

格如图 1 所示。

算例 1 喷管外形和计算条件取自文献 [4], 截面形状见图 1。喷管出口最大直径 2.21 m, 塞子为截锥体, 截断率为 53%, 出口最大直径对应的总面积与喉道面积比为 $\varepsilon = 55$, 基本喷管面积比 $\xi_p \approx 11.5$; 燃烧室参数为: $T_c = 3\,538\text{ K}$, $p_c = 10.2\text{ MPa}$, 平均相对分子质量 $M = 13.5$, 比热比 $\gamma = 1.2$; 反压为 $p_a = 0.1\text{ MPa}$ 。图 2 是计算得到的塞锥壁面压力随长度的变化与文献 [4] 的比较情况, 文献 [4] 的结果是采用自适应矩形网格和有限体积法求解 N-S 方程计算得到并和实验结果非常一致。图 2 验证了本文计算的可靠性。图 3 是计算得到的喷管流场的等马赫线图。

算例 2 为验证算法和程序的适应性, 对正在论证的实验方案进行了预测。喷管出口最大直径 1 m, 塞子为截锥体, 截断率为 50%, 出口总面积与喉道面积比为 $\varepsilon = 10$, 基本喷管面积比 $\xi_p \approx 3$; 燃烧室参数为: $T_c = 3\,600\text{ K}$, $p_c = 5.0\text{ MPa}$, 平均相对分子质量 $M = 28.5$, $\gamma = 1.4$; 反压 $p_a = 0.1\text{ MPa}$ 。图 4 是压力等值线图, 气流在流经基本喷管出口后继续膨

胀, 然后通过一道弓形激波过渡到自由流。图 5 是底部回流区旋涡情况, 可以清晰地看到主涡和二次涡。

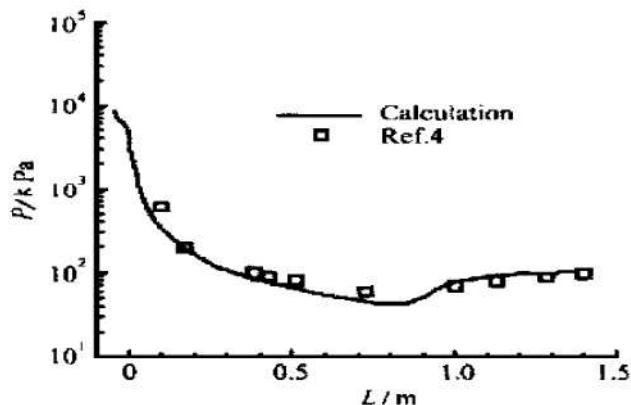


Fig. 2 Pressure distribution along plug wall

根据以上两个算例的计算结果, 可以得到锥形塞式喷管在海平面工作时的流场结构: 气流流过基本喷管出口后在塞锥侧壁出现过膨胀, 由于粘性的作用, 气流从壁面分离, 有分离激波在分离点附近产生, 图 2 显示了导致分离的逆压梯度; 分离点后的壁面附近和塞锥底部是回流区。

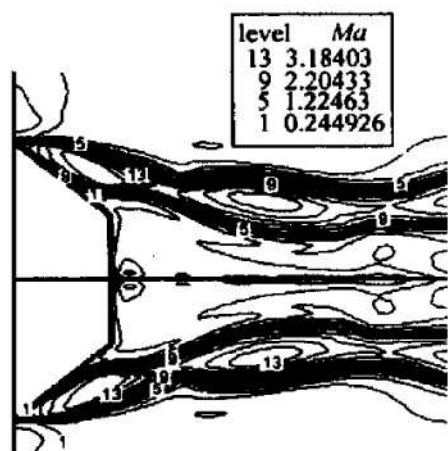


Fig. 3 Mach number distribution

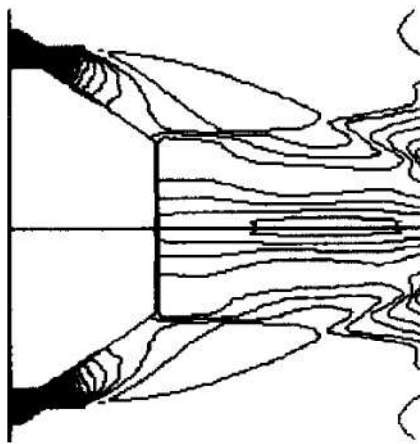


Fig. 4 Pressure contours distribution

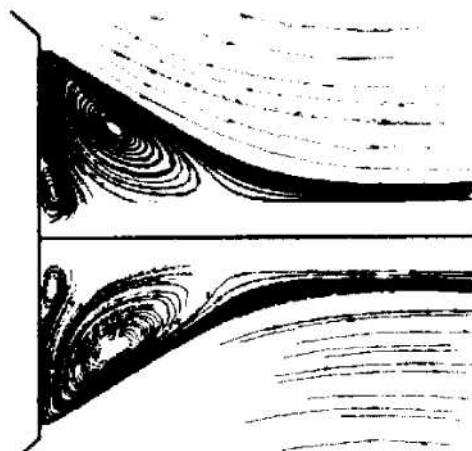


Fig. 5 Stream line in base region

4 结 论

本文研究结果表明: 建立在 NND2M 差分格式基础上的计算软件适合于复杂流场的数值模拟, 可预估塞式喷管在不同内外压力比条件下的流场特性, 为今后的进一步研究奠定了基础。

参 考 文 献

- [1] 刘 宇, 张正科. 高性能塞式喷管发动机研究 [R]. 航天高技术青年学术讨论会, 北京: 北京航空航天大学

学, 1998.

- [2] Gerolymos G A, Vallet I. Implicit computation of three-dimensional compressible navier-stokes equations using $k-\epsilon$ Closure [J], AIAA J, 1996, 34 (7) .
 [3] 刘 君. 超音速完全气体和 H_2/O_2 燃烧非平衡气体的复杂喷流流场数值模拟 [D]. 气动中心, 1993.
 [4] Rommel T, Hagemann G. Plug nozzle flowfield analysis [J], Journal of Propulsion and Power, 1997, 13 (5) .

(责任编辑: 盛汉泉)