

文章编号: 1001-2486 (2000) 05-0015-04

超音速外流与塞式喷管形成的干扰流场数值模拟*

刘君, 郭正

(国防科技大学航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘要: 从考虑了 $k-\varepsilon$ 湍流模型和双组分气体模型的三维薄层近似 NS 方程出发, 采用高效 ENO 差分格式, 数值模拟了超音速空气外流与塞式喷管燃气形成的内外流干扰流场。部分计算结果与国外文献相比一致。在此基础上论证了应用计算流体力学开展塞式喷管研究的可行性。

关键词: 塞式喷管; 异质喷流; 数值模拟; ENO 格式

中图分类号: V211.3 文献标识码: B

Numerical Simulation of Plug Nozzle in Supersonic Flow

LIU Jun, GUO Zheng

(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Interaction of plug nozzle jets with supersonic external flow was simulated numerically based on 3-D TLA NS equations with ENO scheme, then the structure of the flow field was analyzed. Calculations were performed under two-component model in which the external flow was air and the jet was fuel gas. Turbulence was taken into account with a $k-\varepsilon$ turbulence model. The results agreed well with the reference.

Key words: plug nozzle; two-component model jet; numerical simulation; ENO scheme

世界各航天大国都在积极地加大投入, 开展可重复使用的天地往返系统 (RLV) 研究工作。美国 RLV 研究目标是在 2010 年前实现以火箭发动机为动力的单级入轨 (SSTO), 将发射成本降低到现在的十分之一。当前, 这一计划的核心是研制技术验证演示飞行器 X-33。在 X-33 采用的先进技术中, 线性气动塞式喷管火箭发动机是实现完全可重复使用的关键。这种发动机与升力体式的机体融为一体, 可使飞行器重心提前, 空重减轻。使用钟形喷管的常规火箭发动机只能在既定的设计高度上具有最佳性能; 低空处于欠膨胀状态, 高空又处于过膨胀状态, 都要使推进效率受到损失。塞式喷管发动机燃气沿塞锥斜面排出, 其羽流边界膨胀程度可以随飞行高度自动调节, 推力对高度变化有自适应能力, 基本上消除了底部阻力, 推进效率高于常规火箭发动机。

塞式喷管的概念很早就提出, 但一直没有进入实用阶段, 主要是对喷管的流动特性、高度特性、射流与外部流动的相互作用等机理的研究不够。造成这种状况的原因除了设计和制造工艺外, 与地面实验设备能力有限, 无法模拟高度连续变化和内外流动相互干扰等工作状况也有关系^[1,2]。随着计算机技术和计算流体力学的发展, 利用数值模拟手段开展塞式喷管复杂流场研究成为可能。本文就是在这方面的初步尝试, 并在研究基础上对我国开展这一工作提出部分设想。

1 计算模型与数值方法

1.1 控制方程

燃气的物理性质与外部空气不同。这种内外流的异质效应差异对喷流与外部流动相互作用形成的激波等结构密切相关, 直接影响在塞锥面上产生的推力。本文计算中不考虑喷管出口处的剩余燃烧, 认为是流动状态稳定的平衡气体, 这样可以用求解较为简单的多组分 N-S 方程^[3]。一般地说, 喷管流动呈湍流态。由于塞式喷管下游流场存在较大的流动分离, 简单的代数湍流模型不再适用。本文采用文献 [4] 中提出的 Launder-Sharma 近壁面低雷诺数模型, 它是 $k-\varepsilon$ 二模型的修正形式。由于流场中含

* 收稿日期: 1999-12-05

作者简介: 刘君 (1965), 男, 副教授。

有激波等间断，内流计算常用的 SIMPLE 算法从数值分析理论上无法保证解的存在和唯一。根据双曲型方程弱解理论，采用守恒形式的控制方程。

根据以上物理模型的要求，控制方程采用双气体组分守恒形的三维湍流 NS 方程：

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial(\mathbf{E} - \mathbf{E}_v)}{\partial x} + \frac{\partial(\mathbf{F} - \mathbf{F}_v)}{\partial y} + \frac{\partial(\mathbf{G} - \mathbf{G}_v)}{\partial z} = 0 \tag{2.1}$$

其中 $\mathbf{U} = (\rho, \rho u, \rho v, \rho w, e, \rho_1, \rho_2, \rho \epsilon)^T$ ， \mathbf{E} 、 \mathbf{F} 和 \mathbf{G} 是对流项通量， \mathbf{E}_v 、 \mathbf{F}_v 和 \mathbf{G}_v 是扩散项通量。 $e = 0.5\rho(u^2 + v^2 + w^2) + e_1 + e_2$ ， $\rho_1 + \rho_2 = \rho$ ， ρ_i 和 e_i 为 i 组分的密度和内能， ρ 和 e 为流体微团总密度和总势能。微团状态方程：

$$p = p_1 + p_2 = \rho_1 R_1 T + \rho_2 R_2 T \tag{2.2}$$

R_i 为组分气体常数。还有 $e_i = C_{v_i} T = RT / (\gamma_i - 1)$ ， γ_i 是 i 组分的比热比。

有效粘性系数 $\mu_e = \mu_t + \mu_r$ ， μ_r 是湍流粘性系数； μ_t 是层流粘性系数，采用 Sutherland 公式。由于无法得到准确的燃气粘性系数，计算中同取空气参数。层流普朗特数 $Pr = 0.72$ ，湍流 $Pr = 0.9$ ；确定热传导系数。考虑到流场包含有激波，内外流混合范围基本确定，假设双组元质量扩散系数与有效粘性系数相同 $D_{12} = \mu_e$ 。

计算物理模型与文献 [2] 相同，如图 1 所示。方程 1 是直角坐标系的形式，还需要变换到贴体坐标系 (ξ, η, ζ) 中，为提高计算效率进行薄层近似处理。另外，采用时间分裂法把三维问题分解为三个一维问题求解。具体推导和处理过程见文献 [5]。对于这样不规则的外形，统一的贴体计算网格难以完成，常用的办法是“分块网格”或“网格堵塞法”^[6]。本文采用“网格堵塞法”处理物体模型，这种方法不因为块与块之间流场参数插值降低解的精度，同时处理也较简便。

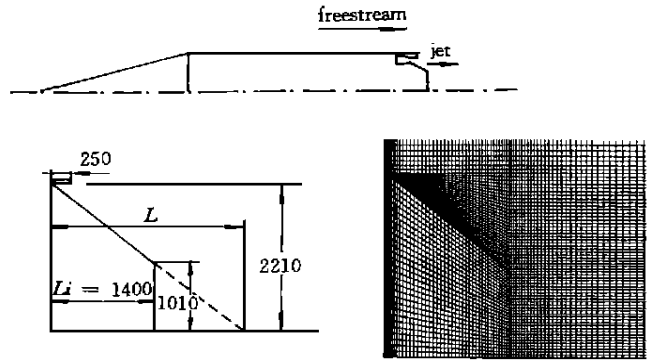


图 1 喷管外形与计算网格

Fig. 1 Sketch and mesh of plug nozzle

1.2 差分格式

对含有激波、膨胀波、剪切层和旋涡及其相互干扰的高度非线性流动问题进行数值模拟，选择计算高效率、空间高分辨率的差分格式是很重要的。近年来 TVD 类型的差分格式在应用于这类流场模拟中取得很好的效果。但是，TVD 格式构造过程采用了 minmod 函数，在流场极值点附近函数退化为零，格式精度降阶；为改善这一缺陷，发展了本质上无波动的 ENO 格式。本文采用文献 [7] 构造的 ENO 格式离散对流项。

离散过程中涉及到对流项通量分裂，前 5 个变量与完全气体一样用 Steger 分裂法。对其余 3 个变量采用文献 [5] 提出的解耦算法单独处理。这样处理的优点是简便高效，可以充分利用发展成熟的完全气体软件基础。

1.3 边界条件

物体表面：采用无滑移绝热壁条件， $u = 0, v = 0, w = 0, \partial T / \partial n = 0$ 。壁面上湍流脉动动能 $k = 0$ ，湍流动能耗散率 $\partial \epsilon / \partial n = 0$ 。物面附近网格较细，认为附面层理论成立 $\partial p / \partial n = 0$ ，推得 $\partial \rho_1 / \partial n = \partial \rho_2 / \partial n = 0$ 。

对称边界：三维程序计算对称轴问题，根据差分格式要求周向设置 5 排，仅计算中间 1 排，其余的流动参数由对称条件得到。

轴线边界：采用无流量通过条件，法向速度为零，其他参数用相邻排值。

入口边界：固定喷流和外流参数。

出口边界：超声速区全部参数都可外推求出；亚声速区给定反压，其他参数外推。

自由边界: 仅在外流算例出现。利用 Riemann 不变量及等熵关系式给出。

2 算例与计算结果

喷管外形和内流参数取自与文献 [2]。喷管出口最大直径 2.21m, 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 55, 基本喷管面积比 11.5; 燃烧室参数为: $T_c = 3538\text{K}$, $p_c = 102\text{bar}$, 比热比 $\gamma = 1.2$ 分子量, $M = 13.5\text{g/mole}$; 外界静压为 $p_a = 1\text{bar}$ 。计算网格采用代数法生成, 径向、周向和轴向网格数为 $90 \times 5 \times 110$, 在壁面和喉道附近加密, 得到的网格分布如图 1。

算例一: 为验证计算方法和程序的可靠性, 与文献 [2] 计算进行比较。取外部静止介质平均分子量 $M = 13.5\text{g/mole}$ 、比热比 $\gamma = 1.2$, 考虑湍流模型。图 2 是计算得到的塞锥壁面压力分布与文献 [2] 的比较, 二者一致。

算例二: 外流马赫数 $M_\infty = 4.0$, 介质为空气, 平均分子量 $M = 28.5\text{g/mole}$, $\gamma = 1.4$; 内流参数同上。由于没有计算弹体头部, 外流边界层人为给定, 不计湍流。

算例三: 外流参数同算例二, 无内流。喷口处当作物面边界处理, 不计湍流。

塞式喷管塞锥面上产生的推力与外部流动密切相关。

图 3 是底部附近的流线图, 图 4 是以上三个算例马赫数等值线图。对于有喷流情况, 塞式喷管的流场结构如下: 气流从基本喷管出口开始, 外侧的羽流边界受外流影响产生过膨胀或欠膨胀, 然后通过一道弓形激波过渡到自由流; 在底部形成复杂的回

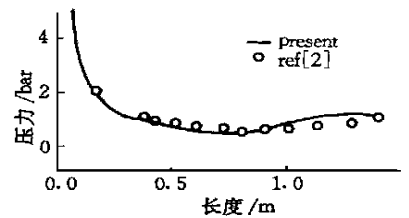


图 2 壁面压力比较
Fig. 2 Comparison of wall pressure

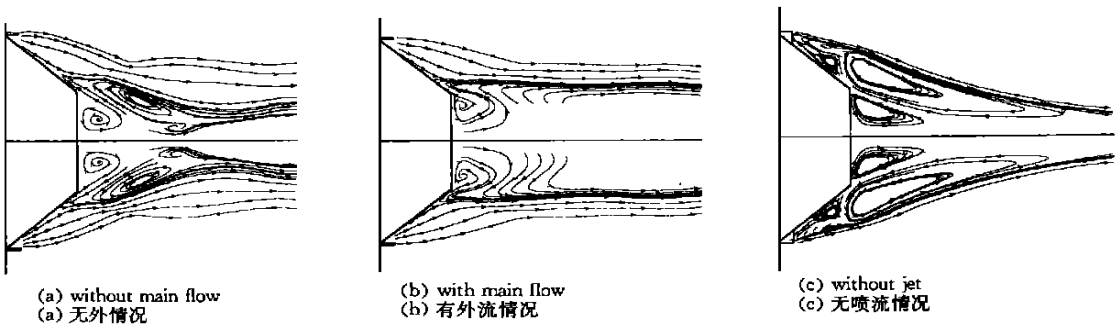


图 3 流线图
Fig. 3 Stream-lines

流旋涡区。实验观测发现塞体斜面流动分离与轮廓线密切相关, 锥型较其它形状更易引起分离, 本文计算也模拟分辨出这种小的分离区。计算也发现塞式喷管发动机的底部流动十分复杂。像 X-33 这样有较长无动力飞行航程的飞行器, 底阻估算是型号设计中关键的气动问题, 需要进行较为深入细致的研究工作。

3 结论

本文研究表明, 建立在 ENO 差分格式基础上的计算软件适合于复杂流场的数值模拟; 可预估塞式喷管的流场特性。根据国内外研究趋势, 建议今后我国进行塞式喷管研究时, 采取的技术路线, 应该加强与空气动力学等学科交流, 充分利用计算流体力学具有的“虚拟现实”优势, 大力开展流动的数值模拟, 实现快速跟踪基础上的高效发展。

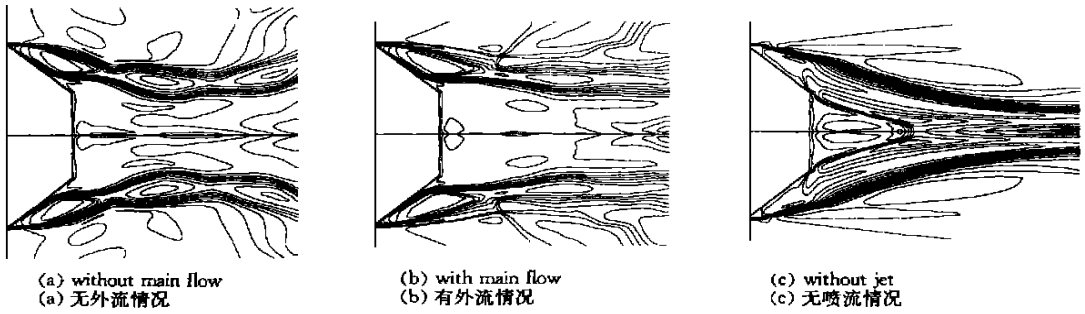


图4 等马赫线分布

Fig.4 Mach number contour lines

参考文献:

- [1] Hagemann G, Immich H. Advanced Rocket Nozzles [J]. Journal of propulsion and power, 1998, 14 (5): 620- 634.
- [2] Rommel T, Hagemann G. Plug Nozzle Flowfield Analysis [J]. Journal of propulsion and power, 1997, 13 (5): 629- 634.
- [3] 陈义良等编译. 燃烧原理 [M]. 北京: 航空工业出版社, 1992: 166- 171.
- [4] Gerolymos G A, Vallet I. Implicit Computation of Three Dimensional Compressible Navier-Stokes Equations Using k-ε Closure [J], AIAA Journal, Vol. 34, No. 7, 1996.
- [5] 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]. 博士学位论文, 中国空气动力研究与发展中心, 四川, 绵阳, 1993. 5.
- [6] Han T. A Navier-Stokes Analysis of Three Dimensional Turbulent Flows around A Bluff Body in Ground Proximity [C]. AIAA- 88- 3766.
- [7] 刘君, 刘瑞朝. 爆炸波与物体干扰流场的数值模拟. 空气动力学报 [J], 2000 (1).