

导弹尾喷流形成的碰撞流场数值模拟^{*}

刘 君, 张泰峰, 陈 宏

(国防科技大学 航天技术系, 湖南 长沙 410073)

摘 要: 采用计算流体力学方法, 从曲线坐标 N-S 方程出发, 取用 NND2M 差分格式, 对导弹发射时与地面形成碰撞喷流流场进行数值模拟, 计算结果和实验数据符合较好。在此基础上, 分析了碰撞喷流的流场结构及特性。

主题词: 导弹推进; 发动机排气; 羽流; 喷流干扰; 数值仿真

中图分类号: V430

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2000) 01-0030-03

Numerical simulation of impinging jet produced by missile

Liu Jun, Zhang Taifeng, Chen Hong

(Dept. of Aerospace Technology, National Univ. of Defence Technology,
Changsha 410073, China)

Abstract: Impinging jet produced by launching missile was numerically simulated by using NND2M difference scheme which was simple structure and efficient to use. The computation was based on the Navier-Stokes equations. The computational results were well agreement with the experimental results. Then the flow structure was studied.

Subject terms: Missile propulsion; Engine exhaust; Plume; Jet interference; Numerical simulation

1 引 言

导弹在发射时, 其尾喷流与地面之间形成的碰撞流场对导弹本身及其周围环境存在较大影响。例如: 弹体在离开发射平台时, 选择合适的时机打开支持机构, 可以根据尾喷流对发射平台力的作用规律性来确定^[1,2]; 喷流向外发展中出现的旋涡对弹体气动力和对周围环境均有影响; 碰撞喷流技术也是垂直/短距起降(V/STOL)飞机和可重复使用天地往返系统研究中的关键技术之一。本文为此采用计算流体力学(CFD)方法, 对碰撞喷流流场进行了数值模拟, 内容包括喷管内流场的模拟计算和外流场的数值模拟。

2 控制方程

采用如下无量纲形式:

$$(x, y, z) = (x^*, y^*, z^*) / D^*$$

$$(u, v, w) = (u^*, v^*, w^*) / a^*$$

$$\rho = \rho^* / \rho_\infty^*, p = p^* / [\rho_\infty^* (a_\infty^*)^2]$$

$$T = T^* a_\infty^* / R^*$$

其中上标“*”表示有量纲物理量, 下标“ ∞ ”表示环境静止大气物理量; D^* 为喉道或导弹底部喷口直径, a_∞^* 为静止大气的声速。三维非定常守恒型 N-S 方程可以写成:

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial (E + E_v)}{\partial x} + \frac{\partial (F + F_v)}{\partial y} + \frac{\partial (G + G_v)}{\partial z} = 0 \quad (1)$$

其中 $U = (\rho, \rho u, \rho v, \rho w, e)^T$ 。E, F 和 G 是对流项通量; E_v, F_v 和 G_v 是粘性项通量; 内能 $e = 0.5\rho(u^2 + v^2 + w^2) + p/(\gamma - 1)$; 粘性系数选取用 Sutherland 公式。为封闭方程组, 需补充完全气体状态方程: $p = \rho T$ 。

计算时为了准确描述物体外形, 需将上式变化到任意系 $(\tau, \zeta, \eta, \varphi)$ 下, 为提高计算效率, 进行薄层近似处理, 过程可见文献 [3]。采用时间相关法把三维问题分解为三个一维问题求解, 写成算子形式为 $L(\Delta\tau) = L_\xi(\Delta\tau/2) L_\eta(\Delta\tau/2) L_\varphi(\Delta\tau/2) \cdot L_\varphi(\Delta\tau/2) L_\eta(\Delta\tau/2) L_\xi(\Delta\tau/2)$ 。L 是三维问题算子; L_ξ, L_η 和 L_φ 是一维问题算子, 粘性项用中心差分格式离散。

* 收稿日期: 1999-01-08; 修订日期: 1999-06-25。

作者简介: 刘君 (1965-), 男, 副研究员, 博士, 研究领域: 计算流体力学应用。

3 差分格式简介

在时间和空间二阶精度的 TVD 格式中, NND2M 格式未涉及矩阵运算, 在求解守恒型 N-S 方程时具有较高的计算效率^[3], 对非定常计算较为合适。

现以一维 Euler 方程为例:

$$(\partial U / \partial t) + (\partial F / \partial x) = 0 \quad (2)$$

其中 $F = AU$, $A = \partial F / \partial U$ 为系数矩阵, 可以分解为 $A = R^{-1} \Lambda R$, R 为特征矢量矩阵, $\Lambda = \text{diag}(\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3)$ 是特征值对角矩阵。采用 Steger 通量分裂法, 并用 NND2M 格式离散为

$$U_j^{n+1} = U_j^n - \frac{\Delta t}{\Delta x} (H_{j+0.5}^n - H_{j-0.5}^n) \quad (3)$$

式中上标 n 为时间结点, 下标 j 为空间结点; 其中

$$\begin{aligned} H_{j+0.5} &= F_{j+0.5}^+ + F_{j+0.5}^-, \quad \Delta Q_{j+0.5} = Q_{j+1} - Q_j, \\ F_{j+0.5}^+ &= F_{j+0.5}^+ + 0.5 \min \text{mod}(\Delta Q_{j+0.5}^+, \Delta Q_{j-0.5}^+), \\ F_{j+0.5}^- &= F_{j+0.5}^- - 0.5 \min \text{mod}(\Delta Q_{j+1.5}^-, \Delta Q_{j+0.5}^-), \\ Q^+ &= (R^{-1} \Lambda^+ R) U, \quad Q^- = (R^{-1} \Lambda^- R) U, \\ \Lambda_c^- &= (I + \frac{\Delta t}{\Delta x} \Lambda^-) \Lambda^-, \quad \Lambda_c^+ = (I - \frac{\Delta t}{\Delta x} \Lambda^+) \Lambda^+ \Lambda^+. \end{aligned}$$

函数 $\min \text{mod}(x, y)$ 定义如下:

$$\min \text{mod}(x, y) = 0.5 (\text{sign}(x) + \text{sign}(y)) \min(x, y) \quad (4)$$

对常系数标量模型方程: $(\partial u / \partial t) + (a \partial u / \partial x) = 0$, 可以证明 NND2M 格式与 Harten 的时间和空间二阶精度的 TVD 格式完全相同, 稳定性要求为 $C_N \leq 1.0$ 。推导过程未涉及矩阵运算, 多次应用于包含激波、膨胀波、剪切层和旋涡的复杂流动的模拟, 取得明显实效^[3]。

4 物理模型及边界条件

内流为典型的喷管模型, 以喉道直径为特征长度, 以计算得到的喷管出口处流动参数作为碰撞喷流模拟时的边界条件。

边界条件如下:

(1) 内流模型的进口自由流参数取自文献 [4], 喷管总压与静止大气压比: $p_{j0}/p_a = 12.83125$, 冷喷实验有: $T_{j0} = T_a$; 管壁形状确定后根据一维理论知入口马赫数 $Ma_{in} = 0.13633$, 并假设径向速度 $u = v = 0.0$; 计算中进口边界条件用黎曼不变量确定; 出口边界条件为一阶外推。

(2) 地面、喷管内壁面和弹头表面提无滑移和绝热壁条件 $u = v = 0.0$, $\partial T / \partial n = 0.0$; 补充数值边界条

件 $\partial p / \partial n = 0.0$ 。

(3) 轴线上值用相邻网格物理量的平均得到。

(4) 对称面上提对称边界条件。

(5) 外边界固定为静止大气。为使非物理反射不影响附近流场, 外边界取得较远; 经过数值实践取 10.0 较为合适, 可以保证喷流到达外边界时导弹附近的流动已经稳定。

5 算例及分析

5.1 喷管内流场数值模拟

图 1 是计算得到的轴线上马赫数分布与文献 [4] 中实验结果比较, 从图中可以看出, 计算与实验符合较好, 检验了程序的可信性。本文在最初的碰撞喷流模拟中曾用一维理论和锥型流假设给出喷口参数, 发现很难与实验数据相符。后来取用内流场的出口参数作为外流进口, 从计算来看是可行的。

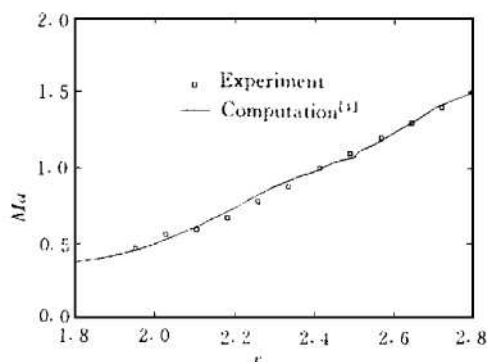


Fig. 1 Mach number along axis

5.2 碰撞喷流流场数值模拟

图 2 是在上述计算条件下, 所得到壁面上的压强分布和文献 [5] 实验结果比较。二者符合较好, 在轴线附近的差别主要是方程坐标变换出现了奇性的影响。在向远场发展过渡过程中, 尤其在产生第二峰值的具体位置, 两条曲线有一定的差异, 这可能是由于网格不够细密和远外边界处理误差所致。碰撞喷流与其他喷流不同之处是有驻点泡现象, 如图所示压力在驻点附近不是极大值, 在离轴线一定的距离上产生压力峰值。根据国外研究表明, 包含驻点泡的碰撞喷流十分不稳定, 小的扰动就能产生大的改变。本文用 CFD 的方法得到这种现象, 为进一步探讨这一问题奠定基础。

图 3 和图 4 是计算得到的压力等值线图和密度等值线图, 从图中可以明显地观察到流动在地面附近的剧变。图 5 是计算得到的速度场, 喷流撞击到地面被反射起来, 形成较为强烈的旋涡流动。根据上述计

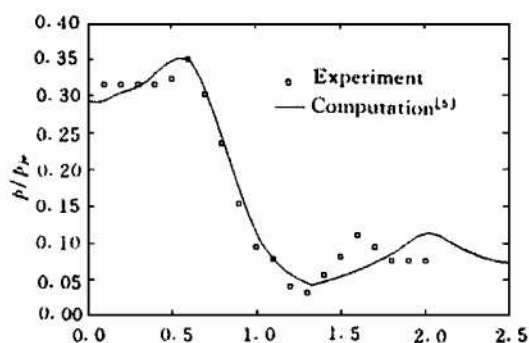


Fig. 2 Pressure on the ground

算结果,对碰撞喷流结构和驻点泡的生成机理可作如下分析:喷流压力大于环境压力,在喷口发生过膨胀现象,产生弓状激波。喷流向下游发展过程中受到地面阻碍也会产生激波,该激波与弓状激波相交形成驻点泡特征结构,驻点泡内还有涡旋。上述波系和涡流相互作用构成高度非线性的物理系统,成为一个工程应用和学术研究十分关心的问题^[6]。

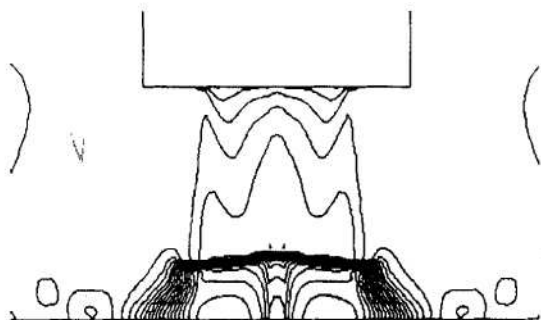


Fig. 3 Pressure contours

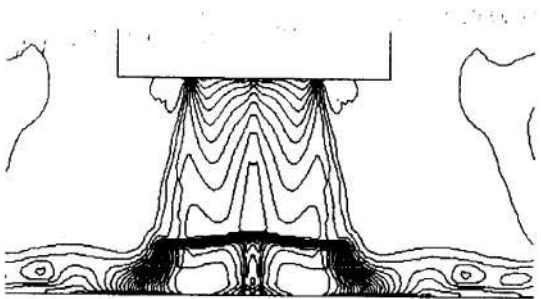


Fig. 4 Density contours

实验工作表明,防护上关心的最大压力和温度极大值往往是出现在喷流接触地面的瞬间。地面不同测点的压力随时间的历程如图6,可以看出在达到稳定以前,压力变化十分复杂,最大超压与定常状态有一定差别,因此在今后实验研究和实际工程应用工作中应该引起足够的重视。

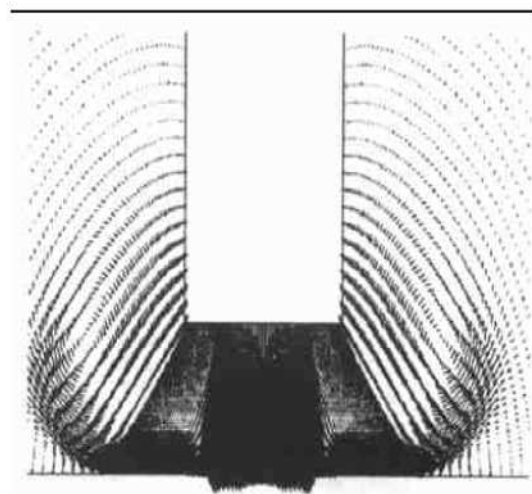


Fig. 5 Vector field of velocity

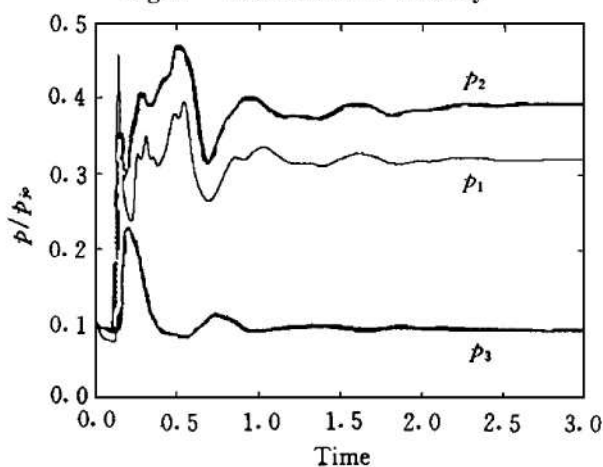


Fig. 6 Pressure at the observing points

参 考 文 献

- 1 李学民. 导弹发射管内燃气流特性分析: 热态试验研究[J]. 宇航学报, 1997, 18 (4) .
- 2 王 革, 罗振群. 导弹垂直发射箱内流场的数值模拟[J]. 弹箭与制导学报, 1997 (3) .
- 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]: [学位论文]. 长沙: 国防科技大学, 1993.
- 4 马铁犹. 计算流体力学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1986.
- 5 Lamont P J, Hun B L. The impingement of under-expanded jets on perpendicular and inclined flat plate [M]. Report of University of Bristol. English, 1973.
- 6 杨宏伟, 马大为, 李志刚等. 火箭垂直发射燃气流场的数值模拟[J]. 推进技术, 1998, 9 (1)

(责任编辑: 盛汉泉)