

侧向多喷流流场数值研究^{*}

徐 敏, 陈士橹

(西北工业大学 航天工程学院, 陕西 西安 710072)

摘 要: 为研究侧向喷流对高超声速拦截弹喷流直接力控制性能的影响, 发展了在有限体积离散方法框架下的三维非定常 N-S 方程, 采用 LU-SSOR 隐式时间推进格式和残值项空间迎风型格式求解技术, 对大气层内高超声速拦截弹多个姿态控制喷流发动机同时工作时的干扰流场进行了数值求解。计算给出了自由流与侧喷流、侧喷流与侧喷流之间复杂干扰流场结构图(等压云图、等马赫云图)以及喷流附近的压强分布, 其结果与单一侧向喷流流场情况进行了比较和分析。结果显示, 喷流前的压强场基本不受后喷流的影响, 处于前喷流尾流区后的喷流的干扰效率将受到较大影响。

关键词: 导弹控制; 喷流干扰; 喷射混合流; 流动特性; 数值计算

中图分类号: TP601; V448

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2003) 02-0144-04

Analysis of interaction flowfields of multiple lateral jets

XU Min, CHEN Shi-lu

(Coll. of Astronautics, Northwestern Polytechnical Univ., Xi'an 710072, China)

Abstract: In order to study the effect of lateral jets on direct force control performance of hypersonic interceptor missile, computational technique of Reynolds-averaged Navier-Stokes equations discretized under cell-centered finite volume frameworks, using an implicit scheme which is the lower-upper symmetric successive over-relaxation (LU-SSOR) scheme in time discretization and upwind schemes in spatial discretizations a detailed numerical investigation of the interaction between jets and the external flow was processed for the endo-aerosphere interceptor missile with multiple-jet. And detailed flow visualization studies highlight of the complex nature of the three dimensional interaction phenomena were obtained and provided insight into the physics of the flow structure. The results show that the interaction phenomena of multiple lateral jets induced the flowfield are significant different from that of a jet alone, and the pressure field before the ahead jet is not affected by after jet and the interaction efficiency of the after jet in the wake of ahead jet will be affected by the ahead jet.

Key words: Missile control; Jet interference; Jet mixing flow; Flow characteristic; Numerical calculation

1 引言

高性能拦截弹采用侧向多喷流或喷流与其它方式相结合的方法, 可以满足快速、准确机动控制的要求^[1-4]。然而, 机动飞行器上控制喷管喷出的高速气流进入高超声速外流场中, 产生喷流干扰现象(Jet Interaction, 简称 JI)^[5,6]。在多喷流情况下, 喷流与喷流之间的干扰和喷流与自由流之间的干扰使得相邻的多个喷流推进器同时工作时所产生的控制力不等于每个单个控制推进器工作所产生的控制力之和。另外,

在自由流场中, 物体上出现多处横向喷流, 使流动情况更为复杂, 尚缺乏实验数据。本文数值研究了在 $Ma_{\infty} = 8.0$, $\alpha = -10^\circ, 0^\circ, +10^\circ$ 情况下的多喷流干扰流场及压强分布, 得到了与文献[2]基本一致的定性分析结果。

2 计算技术

2.1 数学模型

在惯性坐标系 (x, y, z) 下, 积分形式的非定常 N-S 方程为

* 收稿日期: 2002-02-06; 修订日期: 2002-06-10。基金项目: 航天基金 2000CH0809、西北工业大学博士创新基金。

作者简介: 徐 敏 (1956—), 女, 教授, 博士生, 研究领域为飞行器设计、飞行力学、空气动力学。

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \bar{U} d\Omega + \int_S \bar{F} \cdot d\bar{S} = \frac{1}{Re} \int_S \bar{F}_v \cdot d\bar{S}$$

其中

$$\bar{U} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho e \end{bmatrix} \quad \bar{F}_v = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ \tau_{xx} & \tau_{yx} & \tau_{zx} \\ \tau_{xy} & \tau_{yy} & \tau_{zy} \\ \tau_{xz} & \tau_{yz} & \tau_{zz} \\ \varphi_x & \varphi_y & \varphi_z \end{bmatrix}$$

$$\bar{F} = \begin{bmatrix} \rho u & \rho v & \rho w \\ \rho uu + p & \rho uv & \rho uw \\ \rho vu & \rho vv + p & \rho vw \\ \rho wu & \rho wv & \rho ww + p \\ \rho Hu + p & \rho Hv + p & \rho Hw + p \end{bmatrix}$$

$\bar{F}, \bar{F}_v$ 分别为对流项和耗散项(或粘性项)。 Ω 为控制体, S 为控制体表面, $d\bar{S}$ 为 S 上微元的外法向面积向量。

$$e = \frac{p}{\gamma - 1} + \frac{1}{2} \rho (u^2 + v^2 + w^2)$$

式中: ρ, p, e 分别为气体密度、压强和单位体积总能量; u, v, w 分别为气流在 X, Y, Z 方向的速度; $\tau_{xx}, \tau_{yy}, \tau_{zz}, \tau_{xy}, \tau_{yz}, \tau_{zx}$ 和 τ_{yx} 为粘性应力。

2.2 N-S 方程中心有限体积空间离散

考虑如图 1 所示的控制体的网格单元 $\Omega_{i,j,k}$, 网格单元中心点位置定义为图中 8 个网格节点位置向量的算术平均。对于定常问题和特定的空间离散格式, 采用中心有限体积方法离散积分形式的 N-S 方程, 形成以网格单元中心物理量为未知量的半离散方程组。

$$V_{i,j,k} \frac{d}{dt} (\bar{U}_{i,j,k}) + Q_{i,j,k} = \frac{1}{Re} Q_{i,j,k}^v$$

式中 $V_{i,j,k}$ 为网格单元体积, $Q_{i,j,k}$, $Q_{i,j,k}^v$ 分别为流体流出网格单元的净对流通量和净粘性通量。

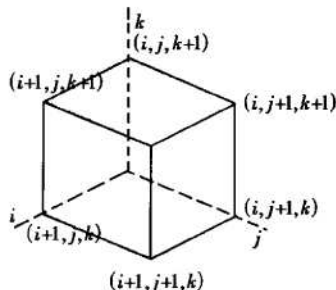


Fig.1 Gird cell

2.3 LU-SSOR 隐式时间推进格式

积分形式的非定常 N-S 方程经过中心有限体积

空间离散后成为针对网格单元的关于时间的一阶常微分方程。根据通量差分的概念, 将网格面上的无粘通量雅可比矩阵按其正、负特征值进行分裂, 并结合对称连续超松弛(SSOR)技术, 得到如下形式的一种快速有效的隐式算法(简称 LU-SSOR 方法)。

$$(L + D) D^{-1} (D + U) \Delta \bar{U} = -\Delta t R_{i,j,k}^n$$

式中: $L = -\alpha(A_{i-1,j,k}^+ + B_{i,j-1,k}^+ + C_{i,j,k-1}^+)$; $D = I + \alpha\beta(r_A + r_B + r_C) + 2\alpha v$; $U = \alpha(A_{i+1,j,k}^- + B_{i,j+1,k}^- + C_{i,j,k+1}^-)$; $\alpha = \frac{\Delta t}{V_{i,j,k}}$; $R_{i,j,k}^n = \frac{1}{V_{i,j,k}} \left(Q_{i,j,k}^n - \frac{1}{Re} Q_{i,j,k}^{n,v} \right)$ 称为方程的残差。

2.4 残值项空间迎风型矢通量分裂格式

迎风型格式在数值计算过程中能依据物理问题给定信息, 通过合理的限制器对来自流场的信息自动进行监测和限控处理。以网格面法向无粘通量 $F_n(\bar{U}) = (\bar{F} \cdot \vec{S})_{i+\frac{1}{2},j,k}$ 的计算为例, 按照矢通量分裂法有

$$F_n(\bar{U}) = F_n(\bar{U}^L) + F_n(\bar{U}^R)$$

式中 $\bar{U}^L$ 和 $\bar{U}^R$ 分别表示网格面左(内)、右(外)侧的变量值, 无粘通量

$$F_n = \frac{\rho}{2\gamma} \begin{bmatrix} 2(\gamma-1)\lambda_1 + \lambda_4 + \lambda_5 \\ 2(\gamma-1)\lambda_1 u + \lambda_4(u - \tilde{a}\tilde{n}_x) + \lambda_5(u + \tilde{a}\tilde{n}_x) \\ 2(\gamma-1)\lambda_1 v + \lambda_4(v - \tilde{a}\tilde{n}_y) + \lambda_5(v + \tilde{a}\tilde{n}_y) \\ 2(\gamma-1)\lambda_1 w + \lambda_4(w - \tilde{a}\tilde{n}_z) + \lambda_5(w + \tilde{a}\tilde{n}_z) \\ (\gamma-1)\lambda_1 q^2 + \lambda_4 f_1 + \lambda_5 f_2 + f_3 + f_4 \end{bmatrix}$$

λ_i 为通量雅可比矩阵的特征值。

2.5 计算网格和边界条件

采用椭圆型偏微分方程组

$$\nabla^2 \xi_i = p_i \quad i = 1, 2, 3$$

生成三维贴体与边界正交的 O-C 网格, 每一个子午面为 C 网格^[6]。计算在 $y \geq 0$ 的半场进行, 网格节点数为 $100 \times 55 \times 55$, 两喷流的位置如图 2。

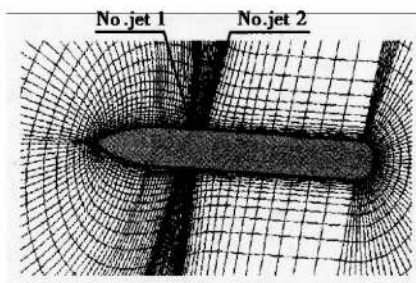


Fig.2 Computational grid

物面边界条件: 无滑移、绝热壁。物面喷流出口

处条件: $\bar{p}_j = p_j/p_\infty = 24.524$, $\bar{V}_j = V_j/V_\infty = 3.986$, $\bar{\rho}_j = \rho_j/\rho_\infty = 18.68$ 。湍流模型采用 B-L 模型^[6]。计算状态: $Ma_\infty = 8.0$, $\alpha = -10^\circ, 0^\circ, +10^\circ$ 。

3 多喷流流场结构分析

对多喷流干扰现象特性的了解可通过观察喷流单独运行和结合运行的压强场、速度场之间的差别和相似来得到。影响多喷流性能的主要因素是弹体的迎角、弹体的外型以及喷流出口条件等^[4]。本文讨论的流场是一个抛物线头部旋转体和两个喷流发动机都位于迎角平面的两个喷流构型上得到的。抛物线头部与柱段连接部位是弹体的一个重要特征,因为在连接部将诱导产生沿弹体外部流动的突然膨胀,并有效地限制了后体分离区的范围。

图 3 分别给出了单喷流和双喷流 $\alpha = -10^\circ, 0^\circ, +10^\circ$ 时喷流附近压强云图。可以看出,双喷流干扰区比单喷流干扰区明显增大,但双喷流前的干扰压强与其单独运行时相比较没有明显变化。当 $\alpha = -10^\circ$ 时喷流处于迎风面,当地压强远大于来流压强。 $\alpha = +10^\circ$ 时喷流处于背风面,当地压强远小于来流压强。导致背风面喷流压强场比迎风面扩散的面积大。图

4 分别给出了单喷流和双喷流 $\alpha = -10^\circ, +10^\circ$ 时喷流附近等马赫线分布,图中表明迎风面喷流所产生的激波明显比背风面激波范围小,但声速线高、喷流下游跨声速区大。前喷流受后喷流的影响,前马赫盘向后扩展的范围有所减小。迎风面喷流由于薄激波层限制了喷流的干扰区域,当地高压减小了喷流羽流的膨胀。而背风面喷流与较厚的附面层相互干扰以及在当地较低压强的情况下,喷流干扰效应影响的区域比迎风面喷流的干扰区大得多。

图 5 分别给出了三个迎角情况下双喷流附近的压强分布。由于 $\alpha = +10^\circ$ 两喷流处于背风面,喷流能够影响出口前面较大区域的压强,前喷流比后喷流影响的范围小。 $\alpha = -10^\circ$ 两喷流处于迎风面,喷流前出现附面层分离,产生一小区域的压力上升,但比 $\alpha = 0^\circ$ 时分离区小。

4 结 论

采用中心有限体积离散、LU-SSOR 隐式时间推进格式和残值空间迎风格式求解三维 N-S 方程能较好地模拟高超声速多侧喷流干扰流场。对多侧喷计算的结果表明:(1)多侧喷同时运行时,位于后面侧喷的

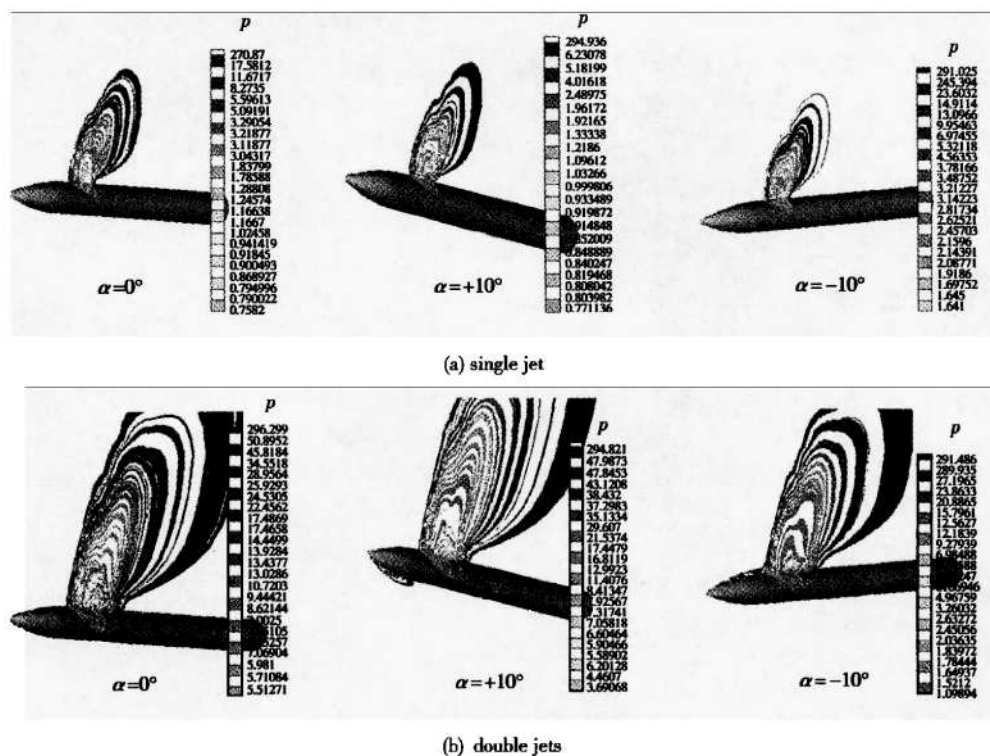


Fig.3 Pressure contours in the symmetry plane with jet-on

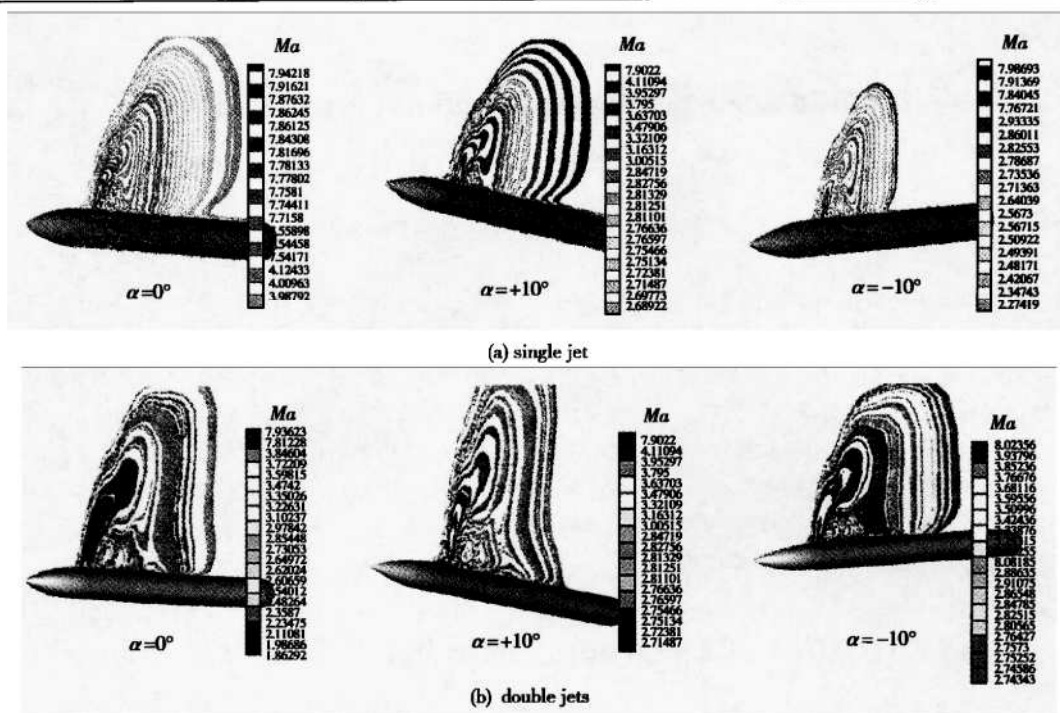


Fig.4 Mach number contours in the symmetry plane with the jet-on

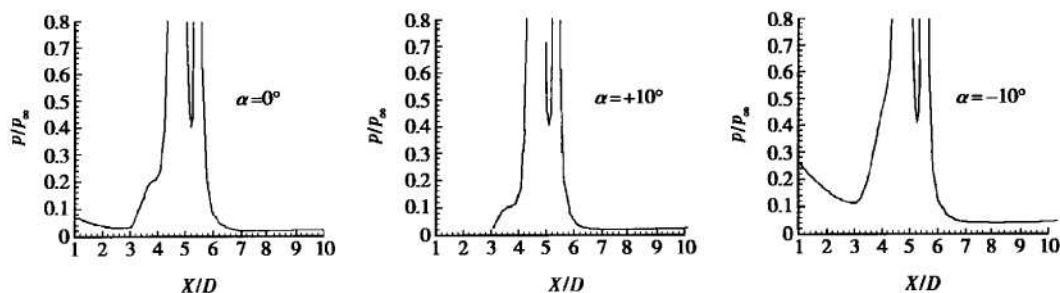


Fig.5 Surface pressure distribution along the longitudinal direction

效率将减少;(2)多侧喷与单侧喷分别运行情况下,喷流前干扰区基本相同;(3)背风区喷流向前和向后影响的区域比迎风喷流大。

对于实际系统,尽可能了解JI现象,发现潜在的控制隐患并及早避免是研究侧喷流效应机理的目的。关于确定多喷流干扰效应的定量分析、干扰放大因子量、喷流对导弹弹翼的干扰以及喷流非定常效应有待下一步研究。

参考文献:

- [1] Chamberlain R. Calculation of three-dimensional jet interaction flowfields[R]. AIAA90-2099.
- [2] Finseth J L, Hopkins D F, Harvey D W. Multiple jet effects in

jet interaction: Flowfield Phenomena and Evaluation Methodology[R]. AIAA88-3272.

- [3] Spencer Allen. Optimal control thruster location for endoatmospheric interceptors[R]. AIAA93-2639.
- [4] Kennedy K, Walker B, Mikkelsen C. Jet interaction effects on a missile with aerodynamic control surfaces [R]. AIAA99-0807.
- [5] Weinacht P. A numerical investigation of supersonic jet interaction for finned bodies[R]. AIAA2000-0768.
- [6] Xu Min, Chen Shilu, Numerical simulation of lateral jet interaction effects for supersonic missile[R]. ICETS 2000.

(编辑:王居信)