

斜切喷管欠膨胀超声速射流的数值模拟*

乐贵高, 马大为, 李自勇, 李志刚

(南京理工大学 机械工程学院, 江苏 南京 210094)

摘 要: 采用三阶 MUSCL TVD 格式解三维可压缩平均雷诺纳维尔-斯托克斯方程组, 湍流模型为 Spalart-Allmaras 代数模型, 数值模拟了两种斜切角喷管在喷口压比为 2.0, 2.8, 3.4 和 4.0 条件下的欠膨胀超声速射流场, 获得了射流场流谱和参数分布, 计算结果和实验数据符合良好, 并给出了喷管斜切角和喷口压强比与射流偏转角和扩张角的分布曲线。

关键词: 斜切喷管⁺; 超音速射流; 纳维尔-斯托克斯方程; 湍流模型; 数值仿真

中图分类号: V235 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2003) 03-0225-03

Numerical simulation of underexpanded jet from inclined nozzles

LE Guigao, MA Dawei, LI Ziyong, LI Zhigang

(School of Mechanical Engineering, Nanjing Univ. of Science and Technology, Nanjing 210094, China)

Abstract: The three-dimensional compressible, Reynolds-averaged Navier-Stokes equations with Spalart-Allmaras algebraic turbulence model were solved using the third order accurate MUSCL type TVD (total variation diminishing) scheme. The underexpanded jets from inclined nozzle under two kinds of inclination angle and nozzle pressure ratios of 2.2, 2.8, 3.4 and 4.0 were simulated numerically. The jet flowfield and flow parameter distributions were obtained. The numerical results agree well with experimental data. The distribution curves of the inclination angle of nozzle exit plane and nozzle pressure ratios on the jet deflection angle and divergence angle were given as well.

Key words: Inclined nozzle⁺; Supersonic jet flow; Navier-Stokes equation; Turbulence model; Numerical simulation

1 引 言

斜切喷管是一种典型的不对称喷管, 在航空航天等领域有重要的应用背景。斜切喷管控制射流装置的一个主要优点是不需要任何附加设备, 即可产生矢量推力等, 使推进系统结构变得简单、重量减轻。

喷管斜切角和喷口压比等参数的设计、计算是研究射流控制技术中的关键性内容。在 20 世纪 50 年代, Powell 在斜切喷管流动控制方面作了开拓性研究^[1]。到了 80 年代, Wlezien 等采用流动显示手段研究了斜切喷管超声速射流问题^[2]。目前, 国内在该方面的研究不多, 本文采用数值模拟手段, 通过求解三维 N-S 方程组来研究斜切喷管流动问题。数值模拟斜切喷管的欠膨胀超声速射流结构和参数分布规律, 在与实验数据广泛对比基础上, 初步分析和讨论了喷口

压比、斜切角对射流扩张角和偏折角的影响。

2 控制方程组与数值方法

2.1 控制方程组

Wlezien 在风洞实验中, 斜切喷管的流体介质选用了压缩空气, 因此, 在曲线坐标系下 (ξ, η, ζ) , 三维可压缩、雷诺平均 N-S 方程组的守恒形式为

$$\mathbf{Q}_t + (\mathbf{F} - \mathbf{F}_v)_\xi + (\mathbf{G} - \mathbf{G}_v)_\eta + (\mathbf{H} - \mathbf{H}_v)_\zeta = 0 \quad (1)$$

式中, $\mathbf{Q} = J^{-1}[\rho, \rho u, \rho v, \rho w, \rho e]^T$, $\mathbf{F}$, $\mathbf{G}$ 和 $\mathbf{H}$ 为对流通量矢量, $\mathbf{F}_v$, $\mathbf{G}_v$ 和 $\mathbf{H}_v$ 为粘性通量矢量。气体粘性所引起的剪切应力包括层流剪切应力和湍流应力, 即 $\tau_{ij} = \tau_{ij}^l + \tau_{ij}^t$, 其中, τ_{ij}^l 由 sutherland 公式计算。湍流模型采用 Spalart-Allmaras 的代数模型, τ_{ij}^t 的计算

* 收稿日期: 2002-05-23; 修订日期: 2002-08-07。

作者简介: 乐贵高 (1964—), 男, 博士, 副研究员, 研究领域为火箭导弹发射技术。

参考文献[3]。

2.2 数值方法

方程组(1)的有限体积离散形式

$$\begin{aligned} Q_{i,j,k}^{n+1} = & Q_{i,j,k}^n + \frac{\Delta t}{\Delta \xi} |F_{i+1/2,j,k}^n - F_{i-1/2,j,k}^n| + \\ & \frac{\Delta t}{\Delta \eta} |G_{i,j+1/2,k}^n - G_{i,j-1/2,k}^n| + \frac{\Delta t}{\Delta \xi} |H_{i,j,k+1/2}^n - H_{i,j,k-1/2}^n| + \\ & \frac{\Delta t}{\Delta \xi} |F_{v i+1/2,j,k}^n - F_{v i-1/2,j,k}^n| + \frac{\Delta t}{\Delta \eta} |G_{v i,j+1/2,k}^n - G_{v i,j-1/2,k}^n| + \\ & \frac{\Delta t}{\Delta \xi} |H_{v i,j,k+1/2}^n - H_{v i,j,k-1/2}^n| \end{aligned} \quad (2)$$

这里采用 Yee 的三阶精度 MUSCL TVD 格式, 数值通量 $F_{i+1/2,j,k}^n$ 的计算方法为^[4]

$$F_{i+1/2,j,k} = |F(Q_{i+1/2,j,k}^R) + F(Q_{i+1/2,j,k}^L) - R_{i+1/2,j,k}|\lambda|_{i+1/2,j,k}\alpha_{i+1/2,j,k}| \quad (3)$$

$$Q_{i+1/2,j,k}^L = Q_{i,j,k} + \frac{s}{4}[(1-ks)(\Delta Q^-) + (1+ks)(\Delta Q^+)]_{i,j,k} \quad (4)$$

$$Q_{i+1/2,j,k}^R = Q_{i,j,k} - \frac{s}{4}[(1-ks)(\Delta Q^+) + (1+ks)(\Delta Q^-)]_{i+1,j,k} \quad (5)$$

$$(\Delta Q)_{i,j,k}^- = Q_{i,j,k} - Q_{i-1,j,k} \quad (6)$$

$$(\Delta Q)_{i,j,k}^+ = Q_{i+1,j,k} - Q_{i,j,k} \quad (7)$$

$$s = [2((\Delta Q)_{i,j,k}^-(\Delta Q)_{i+1,j,k}^+ + \epsilon_0)] / [((\Delta Q)_{i,j,k}^2 + (\Delta Q)_{i+1,j,k}^2 + \epsilon_0)] \quad (8)$$

其它方向的数值通量 $G_{i+1/2,j,k}$ 和 $H_{i,j+1/2,k}$ 的计算方法与 $F_{i+1/2,j,k}$ 类似, 取 $k=1/3$ 时, 精度为三阶。为避免散发, 取 $\epsilon_0 = 1.0 \times 10^{-6}$ 。粘性通量采用中心差分。

2.3 边界条件和初始条件

上游边界和侧面边界赋静止大气条件, 即边界节点上速度分量为零, 压强和温度为静止大气压强和温度值。沿喷管壁面边界, 设壁面为粘性壁, 速度按照无

滑移条件给定, 即壁面边界上速度分量均为零, 假设壁面为绝热, 壁面上温度值取邻近壁面网格点温度值, 压强梯度满足 $\frac{\partial p}{\partial n}|_w = 0$, 密度根据理想气体状态方程计算; 下游边界由邻近边界内点值二阶外推。流场初始值赋静止大气流动参量, 取 CFL 值为 0.8。

3 结果与分析

计算中, 选取斜切喷管内直径 D 作为特征长度, 喷管外径 $1.24D$, 长 $2.5D$ 。计算区域为一圆柱, 其底部半径为 $4.8D$, 高为 $7.5D$ 。如图 1 所示, 斜切面在喷管 A 的中心轴线投影距离为 D , 斜切面在喷管 B 的中心轴线投影距离为 $2D$, Ψ 是沿着喷管周向的站位角。图 2 为喷管出口压强比 NPR (Nozzle pressure ratio) 为 4.0, 温度比为 1 时, 斜切喷管 A 和 B 射流场在 $\Psi=0^\circ$ 和 $\Psi=90^\circ$ 子午面上的数值模拟的密度等值线和相应的实验照片。一方面, 从 $\Psi=0^\circ$ 子午面看, 射流两侧的膨胀波、桶形激波、接触边界、反射激波和滑移线不对称非常明显, 从 $\Psi=90^\circ$ 子午面看, 射流沿流动方向逐渐收缩; 另一方面, 从 $\Psi=0^\circ$ 子午面看, 斜切喷管 A 的射流绕喷管轴以一定的角度偏转, 其射流的扩张角则很小。斜切喷管 B 的射流以一定的扩张角度出现, 射流绕喷管轴线的偏转角度则很小。从

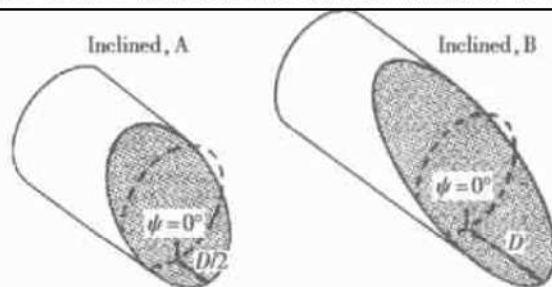


Fig. 1 Schematics of inclined nozzles

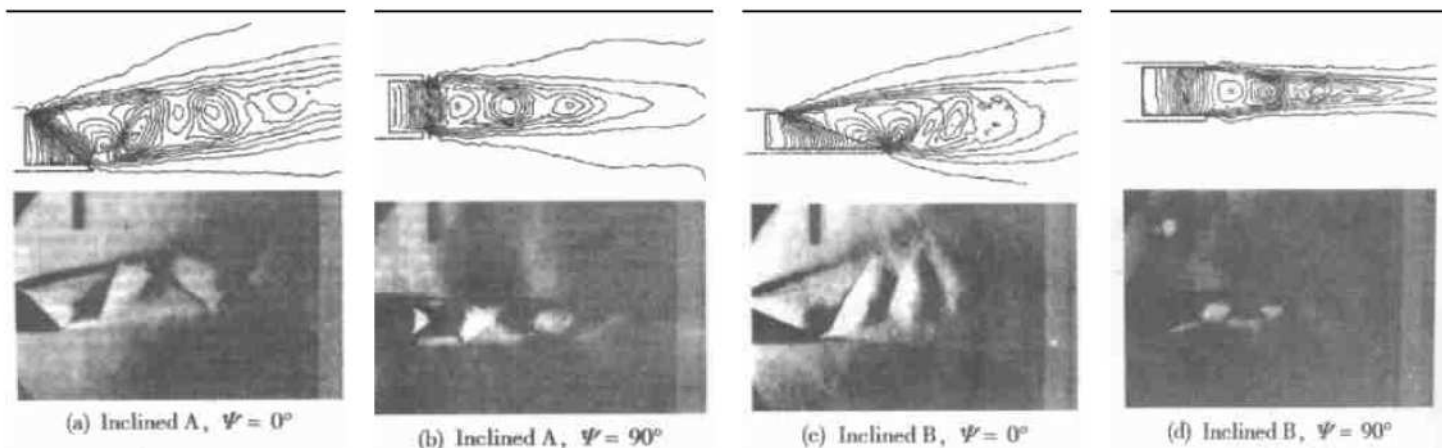


Fig. 2 Comparisons of density contours and flow visualization of jets from inclined nozzle; $NPR = 4.0$

对比结果看,数值模拟的流动特征与实验结果符合很好。图 3 是两种斜切喷管 A 和 B 在喷口压强比 NPR 分别为 2.2, 2.8, 3.4 和 4.0, 温度比为 1 条件下的射流偏转角和扩张角计算值与实验数据对比^[2]。可见,对于斜切角较小的喷管 A,在 $\Psi=0^\circ$ 子午面内,射流偏转角随着喷口的压比升高而增大。但是,喷口压比对射流扩张角的影响较小;对于斜切角较大的喷管 B,在 $\Psi=0^\circ$ 子午面内,射流扩张角随着喷口的压强比升高而增大,而喷口压比对射流偏转角的影响较小。

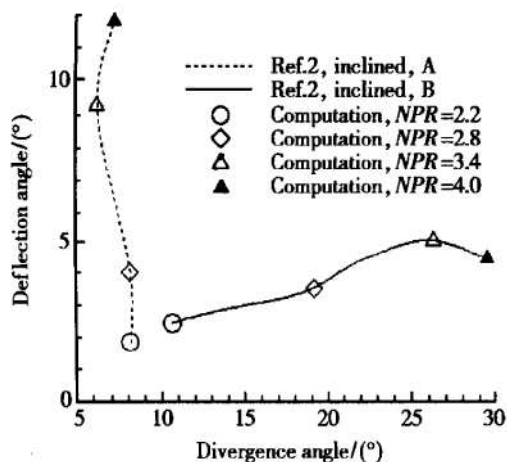


Fig. 3 Deflection and divergence of jets from inclined nozzles

4 结 论

本文通过求解 N-S 方程组,完成了斜切喷管欠膨

胀超声速射流的数值模拟。模拟的射流波系结构特征与实验结果符合较好;当喷管的斜切角较小时(如喷管 A 的斜切角),以一定喷口压比建立的欠膨胀超声速射流将绕喷管中心轴线发生偏转,喷口压比升高,偏转角增大,从而产生一定的侧向控制力等,但喷口压比变化对射流的扩张影响较小;当喷管斜切角较大时(如喷管 B 的斜切角),以一定喷口压比建立的欠膨胀超声速射流将出现扩张现象,压比升高,扩张角增大,而喷口压比变化对射流的偏转影响较小;喷管斜切角和喷口压比对射流偏转和扩张方面的影响主要发生在 $\Psi=0^\circ$ 子午面内,而从 $\Psi=90^\circ$ 子午面上看,射流所受的影响较小。

参考文献:

- [1] Powell A. On the mechanism of choked jet noise[M]. *Proceedings of the Physical Society of London, Sec. B*. 1953, 66: 1039~ 1056.
- [2] Wlezien R W, Kibens V. Influence of nozzle asymmetry on supersonic jets[J]. *AIAA Journal*. 1998, 26(1): 27~ 33.
- [3] Spalart P, Allmaras S. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows[R]. *AIAA* 92-0439.
- [4] Yee H C. Construction of explicit and implicit symmetric TVD scheme and their applications[J]. *Journal of Computational Physics*, 1987, 68: 151~ 179.

(编辑:王居信)

简 讯

增程导弹选用涡喷(扇)发动机

为使现役导弹增程,常采用将动力系统改换为涡喷(扇)发动机的办法,如:

- (1) 根据美国空军的远程巡航导弹计划,洛马公司将为已批准列入 2003 财年预算的联合空地防区外导弹增程型(JASSM-ER)装备涡扇发动机(拟选用威廉姆斯公司产品),在增加燃料后可使射程增加一倍。洛马公司要求候选的涡扇发动机成本不超过现在型号动力装置成本 60 万美元的四分之一。
- (2) 雷锡恩公司提出的诸多幼畜空面导弹改进方案中,将“增程型”方案定为换装一台涡轮喷气发动机。
- (3) 法国 MBDA 公司正在研制 MM40 飞鱼反舰导弹的 Block3 增程型,采用了涡轮喷气发动机取代固体火箭发动机,使最大射程从 70km 增加到 180km。

(本刊通讯员)