

二元矢量喷管流场及性能数值模拟*

西北工业大学 王新月** 赵芝斌 邢宗文

【摘要】 用有限差分法对二元矢量喷管的内流场及推力性能进行数值模拟。流场计算采用 MacCormack 两步格式, 运用两层代数紊流模型, 对初场、网格进行处理, 采用加快收敛的当地时间步长, 使计算精度和时间都能较好地满足工程应用的要求, 得到了与实验数据较一致的喷管内特性。

主题词: 喷管 性能 数值模拟

分类号: V235.11

1 控制方程、数值算法、湍流模型

计算平面时间相关守恒形式的 Navier-Stokes 方程, 忽略沿物体表面流动方向的粘性项, 可写成如下薄层近似方程:

$$\hat{U}\tau + \hat{F}\xi + \hat{E}\eta + \hat{G}\zeta = Re_{\infty}^{-1}(\hat{S}\eta + \hat{Q}\zeta) \quad (1)$$

采用 MacCormack 时间推进预估—校正二步格式, 在计算空间上, 差分格式写为预估步:

$$\begin{aligned} \hat{U}_{i,j,k}^{n+1} = & \hat{U}_{i,j,k}^n - \Delta\tau_{i,j,k}[(\hat{F}_{i+1,j,k}^n J_{i+1,j,k}/J_{i,j,k} - \hat{F}_{i,j,k}^n) + (\hat{E}_{i,j+1,k}^n J_{i,j+1,k}/J_{i,j,k} - \hat{E}_{i,j,k}^n) \\ & + (\hat{G}_{i,j,k+1}^n J_{i,j,k+1}/J_{i,j,k} - \hat{G}_{i,j,k}^n) - Re_{\infty}^{-1}(\hat{S}_{i,j+1,k}^n J_{i,j+1,k}/J_{i,j,k} - \hat{S}_{i,j,k}^n) \\ & - Re_{\infty}^{-1}(\hat{Q}_{i,j,k+1}^n J_{i,j,k+1}/J_{i,j,k} - \hat{Q}_{i,j,k}^n)] \end{aligned} \quad (2)$$

$$\begin{aligned} \text{校正步: } \hat{U}_{i,j,k}^{n+1} = & (1/2)\{\hat{U}_{i,j,k}^n + \hat{U}_{i,j,k}^{n+1} - \Delta\tau_{i,j,k}[(\hat{F}_{i,j,k}^{n+1} - \hat{F}_{i-1,j,k}^{n+1} J_{i-1,j,k}/J_{i,j,k}) \\ & + (\hat{E}_{i,j,k}^{n+1} - \hat{E}_{i,j-1,k}^{n+1} J_{i,j-1,k}/J_{i,j,k}) + (\hat{G}_{i,j,k}^{n+1} - \hat{G}_{i,j,k-1}^{n+1} J_{i,j,k-1}/J_{i,j,k}) \\ & - Re_{\infty}^{-1}(\hat{S}_{i,j,k}^{n+1} - \hat{S}_{i,j-1,k}^{n+1} J_{i,j-1,k}/J_{i,j,k}) \\ & - Re_{\infty}^{-1}(\hat{Q}_{i,j,k}^{n+1} - \hat{Q}_{i,j,k-1}^{n+1} J_{i,j,k-1}/J_{i,j,k})]\} \end{aligned} \quad (3)$$

为了节省计算时间, 取当地时间步长为:

$$\begin{aligned} \Delta\tau = & CFL/[|u\xi_x + v\xi_y + w\xi_z| + |u\eta_x + v\eta_y + w\eta_z| + |u\zeta_x + v\zeta_y + w\zeta_z| \\ & + a(\xi_x^2 + \xi_y^2 + \xi_z^2 + \eta_x^2 + \eta_y^2 + \eta_z^2 + \zeta_x^2 + \zeta_y^2 + \zeta_z^2)] \end{aligned} \quad (4)$$

a 为当地音速, $CFL = 0.3$, J 为 Jacobian 转换矩阵。为了捕获激波, 需要加入人工粘性。

喷管边界条件参阅文献 [1], 将文献 [1] 中的温度 T 改为内能 e ; 当出口为亚音速流时, 给定反压 P_b , 其它参数一阶外推, 内能 e 由状态方程求得。

结合二元喷管的特点, 采用两层代数模型^[2]。其涡粘系数 μ_t 表示为: 内层 $\mu_t = \rho(kS)^2 |\omega| Re_{\infty}$; 外层 $\mu_t = \rho(0.09\delta)^2 |\omega| Re_{\infty}$ 。式中 k 取值 0.4, δ 为附面层厚度, S 为到壁面的垂直距离, ω 为涡量。

2 喷管性能计算、结果分析

沿喷管出口截面积分, 可求得质量流量。沿 x 、 y 两个方向的喷管推力为: $F = \sum [\Delta m u + (p - p_\infty) \Delta A_y]$, $N = \sum [\Delta m v - (p - p_\infty) \Delta A_x]$ 。合推力 $F_t = \sqrt{F^2 + N^2}$ 。式中 Δm 为每个单元的流量, p 为出口截面压力。理想流量和理想推力 F_t 按一维等熵流方程确定。

算例 1 为了与文献 [3] 的结果比较, 选取喷管带有一个后斜板, 喷管设计压比 $NPR = 3.0$, 计算时取 $NPR = 4.0$, 几何矢量角 δ 为 -30° 、 -15° 、 0° 、 $+15^\circ$ 和 $+30^\circ$ (向下折转为正), 计算网格数为 100×61 , 图 1 给出 3 种矢量角的喷管上下壁面压力分布 (图中 p_w 为进口总压, S 为沿壁面测量的距离, 下标 th 表示喉部。图中—为上壁计算值, --- 为下壁计算值; $\triangle$ 为上壁实验值, ∇ 为下壁实验值), 计算值与实验值符合较好, 基本反映出随着矢量角的变化壁面压力的变化趋势。图 2 是 3 种矢量角的喷管等马赫数线轮廓图, 可以看出, 当矢量角为正时, 喉部膨

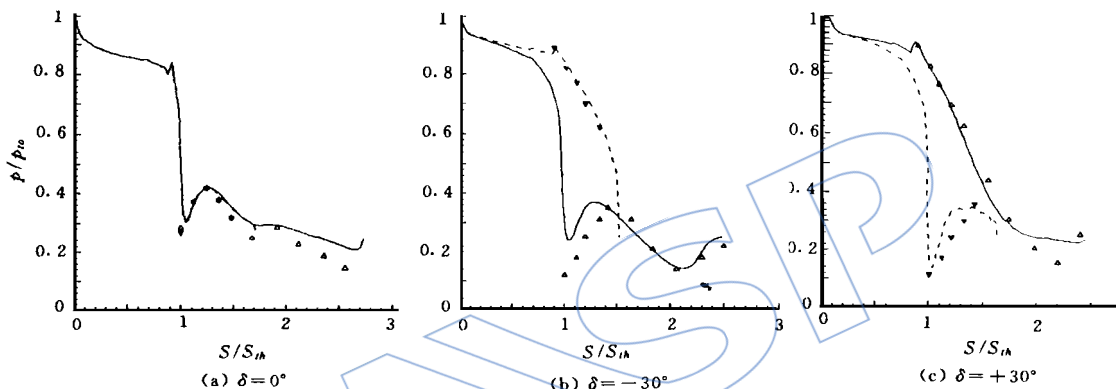


图 1 喷管壁面静压分布 ($NPR = 4.0$)

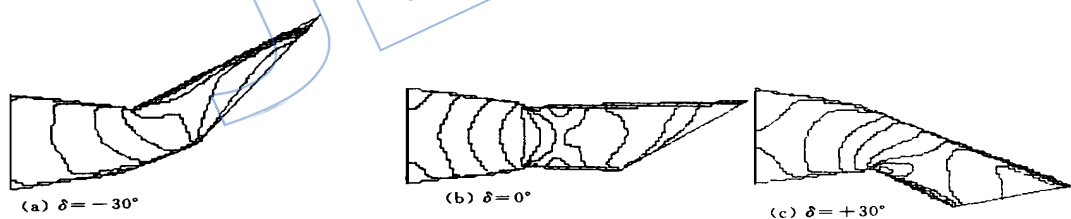
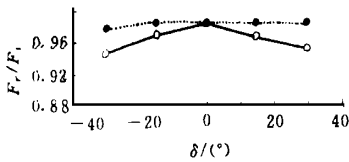


图 2 喷管等马赫线图 ($NPR = 4.0$)

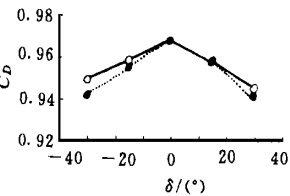
胀主要取决于下壁面的几何形状; 当矢量角为负时, 喉部膨胀主要取决于上壁面的几何形状; 当矢量角为零时, 因为喷管上下壁面的不对称, 所以等马赫线轮廓图也是不对称的。由此可知, 当喷管有正负相等的矢量角时, 其性能损失也不会对称。图 3 是推力系数、流量系数 C_D 和推力矢量角 δ 随几何矢量角 δ 的变化曲线 ($\circ$ 为计算值, $\bullet$ 为测试值)。有矢量角时, 预测的推力系数与实验值相比, 有一定误差。这是由于当喷管有一转角时, 其喉部位置下移, 喉部面积减小, 而新的喉部位置在计算中很难准确确定。图 3 (c) 给出的推力方向计算值与实验值符合较好。

算例 2 A1V20 矢量喷管^[4]的设计推力矢量角为 20° 、 26° , 喉部宽高比为 2.012。该喷管在宽度方向对称, 仅计算了一半。计算网格数为 $50 \times 37 \times 28$ 。计算了压比 $NPR = 5.0$ 、 3.0 工

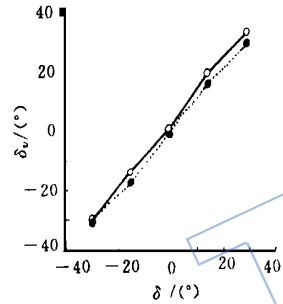
况下的流场及性能。图 4 为宽度方向对称面上下壁面压力计算值与文献 [5] 中的实验对比曲线 (图中—为上壁计算值, - - 为下壁计算值; △为上壁实验值, ▽为下壁实验值), 计算结果与实验基本吻合。当 $NPR = 5.0$ 时, 在出口处计算值与实验有一定偏差。当压比等于 3.0 时,



(a) 推力系数



(b) 流量系数



(c) 有效推力矢量角

图 3 喷管性能参数 ($NPR = 4.0$)

据, 计算的推力和推力矢量角与实验值比较吻合, 但流量系数有一定偏差。从计算结果可知, 这种 A1V20 矢量喷管在压比较低时, 推力较大, 而在压比较高时, 推力较小, 这一趋势与实验结果是一致的。

表 1 A1V20 矢量喷管性能

NPR	F_t/F_i	F/F_i	C_D	δ_v (°)	备注
5.0	0.9616	0.9016	0.94	20.29	计算值
	0.96	0.892	0.964	21.8	实验 ^[4]
3.0	0.973	0.949	0.908	12.9	计算值
	0.976	0.95	0.962	13.2	实验 ^[4]

在下壁面出现分离。由图 4b 知, 计算的分离点位置在 $x/x_{th} = 1.09$ 处 (x_{th} 为喉部的 x 值), 这与文献 [5] 的结果 $x/x_{th} = 1.14$ 基本一致, 与实验值非常接近。

表 1 给出两个工况下喷管性能的计算结果与实验^[4]的数

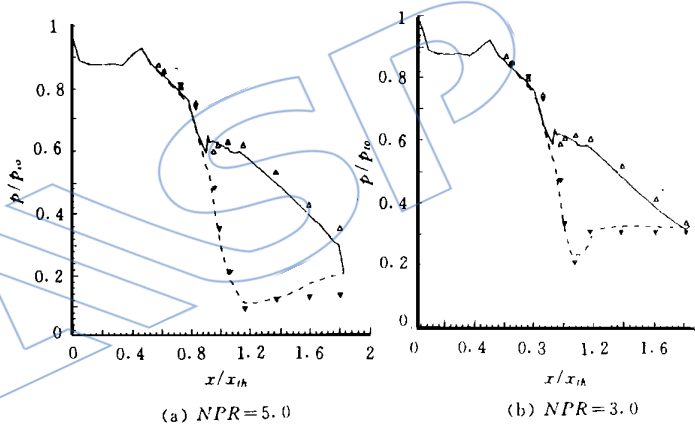


图 4 对称面 ($z = 0$) 上下壁面压力分布

参 考 文 献

- 1 纪永春, 马铁犹, 崔济亚. 二元喷管三维粘性流场的数值模拟. 航空动力学报, 1991, 6 (2)
- 2 Peery K M, Forester C K. Numerical Simulation of Multi-Stream Nozzle Flows. AIAA 79- 1549
- 3 Richard G Wilmoth, Laurence D Leavitt. Navier- Stokes Predictions of Multifunction Nozzle Flows. NASA 87- 1753
- 4 Re Richard J, Leavitt, Laurence D. Static Internal Performance Including Thrust Vectoring and Reversing of Two- Dimensional Convergent- Dimensional Nozzles. 1984, NASA TP- 2253
- 5 Kwon O K, Delaney R A. A Navier- Stokes Solution Procedure for Analysis of Steady Two- Dimensional Transonic Nozzle Flows. AIAA- 85- 1597

(责任编辑 魏星禄)