

文章编号: 1000-8055(2001) 04-0394-04

轴对称矢量喷管内流特性的数值模拟研究

金捷, 王强

(北京航空航天大学 热动力工程研究所, 北京 100083)

摘要: 利用矢通量分裂有限体积格式和 B-L 湍流模型, 采用 TTM 网格生成和局部网格加密技术, 求解三维 N-S 方程, 对轴对称矢量喷管的内流流场进行数值模拟, 并将计算结果与模型试验结果进行了分析比较。研究表明, 在矢量状态下, 计算结果和试验结果相比, 壁面静压分布的相对误差不大于 13%, 气动矢量角的相对误差不大于 10%, 推力系数的相对误差不大于 2%, 所开发的计算方法和计算程序可用于轴对称矢量喷管的工程设计。

关键词: 喷管流动; 流动特性; 数值模拟

中图分类号: V235.11⁺³

文献标识码: A

1 引言

在轴对称矢量喷管(AVEN)的研究工作中, 为了深入了解在矢量偏转后的喷管内部流动情况及性能特性的变化规律, 国内外除了广泛开展模型试验外, 还充分利用 CFD 技术, 对 AVEN 的内部流场进行数值分析, 但许多研究只给出了非矢量状态下的计算精度分析^[1]。本文即是在此基础上, 通过求解三维 N-S 方程, 对 AVEN 内部流场进行数值分析, 并与模型试验结果进行分析和比较, 给出了矢量状态下的数值计算精度, 为数值计算程序的工程应用提供了可靠的依据。

2 数值计算方法

流场计算的基本方程为一般曲线坐标系下的强守恒形式的 N-S 方程。数值计算格式除了采取传统的有限体积格式外, 还采用了通用的矢通量分裂格式。时间离散采用四阶 Runge-Kutta 方法。为了提高显示格式的收敛速度, 在求解过程中除采用当地时间步长等方法进行加速收敛处理外, 还采用了余项隐式光滑技术, 使显示格式的收敛速度接近隐式格式。

湍流模型采用了零方程模型中广泛使用的 Baldwin-Lomax 代数模型。网格采用解析法和数

值法相结合的形式生成, 并采用了 TTM 网格生成和局部网格加密技术。由于计算域包含了加力筒体的后段, 因此来流为亚音流, 进口边界热力学参数由滞止状态确定, 即给定进口总压 p_{t0} , 总温 T_{t0} , 进口速度系数由下游流场外插给出, 然后计算出进口处的静压 p_{s0} 和静温 T_{s0} 。出口截面条件由出口流态决定: 若为亚音流, 则给定反压, 其余变量通过外插给出; 若为超音流, 则外插给出所有流动参数, 即不考虑外流的影响。壁面边界为无滑移边界条件, 在对称子午面上, 没有通量传递, 法向速度为零, 其他参数采用一阶外推来近似处理。

3 计算有关参数

为了与模型试验结果进行比较, 从而分析数

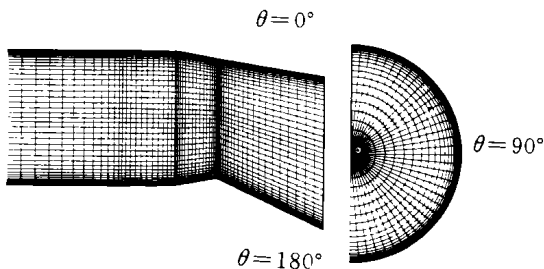


图 1 轴对称矢量喷管内流场计算网格图($\delta = 20^\circ$)

值模拟程序的精度, 计算时喷管的几何和气动参数与模型喷管的参数^[2]完全一致。喷管进口直径为 100 mm, 喉道直径为 88.3 mm, 出口直径为 112.4 mm, 出口面积与喉道面积之比为 1.61, 收敛段长度为 31 mm, 扩张段长度为 74 mm, 喉道圆弧半径为 3 mm, 几何矢量角 δ 分别为 5° ; 10° ; 15° ; 20° ; 出口直排大气。气流进口总温为 310 K, 落压比 NPR 为 8.6。计算网格为 $61 \times 31 \times 37$, 共约 7 万个, 计算网格见图 1。

4 计算结果与分析

4.1 内流流场分析

图 2 给出了不同 δ 下的内流场等 Ma 线图。

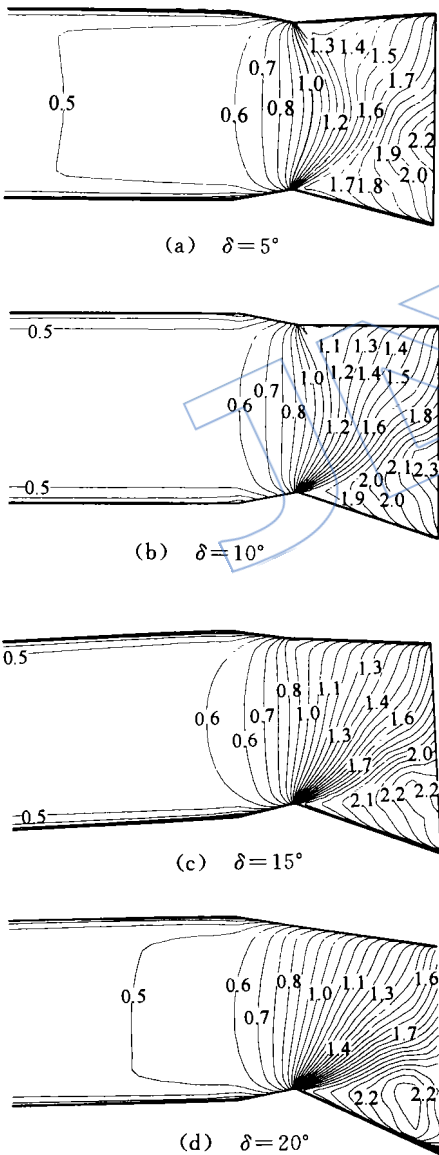


图 2 轴对称矢量喷管内流场等 Ma 线图

从图 2(a) 和图 2(b) 可看出, 当 $\delta < 10^\circ$ 时, 虽然由

于矢量偏转, 在喷管出口处的气流速度分布已出现明显不对称的情况, 但气流临界截面位置 ($Ma = 1$) 基本上还处在喷管几何喉道附近, 并没有太明显的偏移, 同时, 收敛段气流基本呈轴对称流动状态。这说明此时气流的偏转是在扩张段进行的, 收敛段的气流并没有发生大的偏转。

当 $\delta \geq 15^\circ$ 后, 从图 2(c) 和图 2(d) 可看出, 气流临界截面位置已明显偏离了几何喉道位置, 向着矢量偏转的方向有了明显的倾斜, 在壁面单边扩张角最小的位置 ($\theta = 0^\circ$), 音速线 ($Ma = 1$) 已偏离了收敛段而进入了扩张段, 而在喷管几何喉道附近, 气流 Ma 数小于 1。这表明, 随着几何矢量角的增大, 气流在收敛段已开始偏转, 气流的临界截面已不再与喷管的几何喉道重合, 从而将喷管的几何喉道变成了处于气流临界截面上游的收敛截面的一部分, 结果使得气流的实际流通截面变小, 流量系数下降。对于发动机而言, 为了保持喷管流量不变, 一旦出现这种情况, 就需要相应增大喷管喉道面积, 这就对发动机的控制系统提出了新的技术要求。

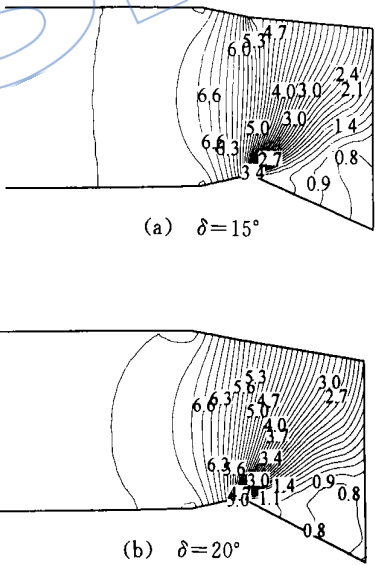


图 3 轴对称矢量喷管内流场等静压线图

图 3(a) 和图 3(b) 分别给出了 $\delta = 15^\circ$ 和 $\delta = 20^\circ$ 时的内流等静压线图, 图中数值为当地静压与外界大气压之比。从图中可看出, 虽然计算时的 NPR 值 (8.6) 已经大于模型喷管的完全膨胀落压比 (7.2), 但由于矢量偏转引起壁面单边扩张角的增大, 在喷管出口附近壁面单边扩张角最大处 ($\theta = 180^\circ$), 气流静压已经小于外界大气压, 气流处于过膨胀状态。而在壁面单边扩张角最小处 ($\theta =$

0°), 气流静压大于外界大气压, 气流处于不完全膨胀状态。这一方面表明, 当矢量偏转后, 在喷管出口既可能出现膨胀波, 也可能存在激波, 甚至还会产生回流区, 使得喷管出口处的流场变得极其复杂, 并使流动损失增加; 另一方面也表明, 当喷管进行 360° 矢量偏转时, 扩张调节片的受力将是不稳定和交变的, 从而大大影响了扩张调节片结构强度和寿命。

4.2 壁面静压分布误差分析

图 4 分别给出了 δ=20° 时, 不同周向位置处



图 4 壁面静压分布试验值和计算值的比较

的壁面静压分布的试验值和计算值, 图中 p 为当地壁面静压, X/L 为轴向相对距离, $X=0$ 处为几何喉道位置。从图中可看出, 计算结果和试验结果吻合得相当好, 壁面静压的均方根相对误差 PR 由下式计算:

$$PR = \frac{\sum_{i=1}^n [(PE_i - PC_i)/PE_i]^2}{n - 1}$$

式中: PE_i 为试验值, PC_i 为计算值, n 为试验的静压测点数。计算结果如下: $\theta=0^\circ$ 时, $PR=12\%$, $\theta=9^\circ$ 时, $PR=10\%$, $\theta=180^\circ$ 时, $PR=13\%$, 略大于非矢量状态下的计算相对误差(10%)^[1], 但仍在工程设计可接受的范围内。

4.3 气动性能误差分析

表 1 和表 2 分别给出了不同矢量角下, 气动矢量角 δ 和喷管推力系数 C_{fr} 的计算值, 并与试验值^[3]进行了比较。其中 δ 由下式计算: $\delta = \tan^{-1}(F_y/F_x)$, 式中 F_y 为法向矢量推力, F_x 为轴向推力。 C_{fr} 由下式计算: $C_{fr} = F_r/F_i$, 式中 F_r 为喷管净推力, $F_r = \sqrt{F_x^2 + F_y^2}$; F_i 为喷管理想推力,

$$F_i = G \cdot \sqrt{2kRT_{i0}/(k-1)(1-1/NPR)^{(k-1)/k}}$$

其中 G 为喷管进口气流流量, k 为气体绝热指数, R 为气体常数。从表 1 中的数据可看出, 无论是计算值还是试验值, 其 δ 都不小于 δ , 最大可相差 1 左右, 这对于矢量喷管的设计和控制都是十分有利的。但这仅仅是在无外流且落压比大于完全膨胀落压比的情况下的结果, 在有外部流动及喷管落压比小于完全膨胀落压比的情况下, 这一结果的有效性还有待于进一步检验。

表 1 δ 的计算值与试验值比较

δ (°)	5	10	15	20
计算值/(°)	5.6	11.1	16	20.1
试验值/(°)	5.5	10	15.5	20.2
试验值- 计算值/(°)	- 0.1	- 1.1	- 0.5	0.1
相对误差/(%)	- 2	- 10	- 3.2	0.5

表 2 Cfr 的计算值与试验值比较

δ (°)	5	10	15	20
计算值/(°)	0.96	0.96	0.946	0.941
试验值/(°)	0.965	0.97	0.963	0.961
试验值- 计算值/(°)	0.005	0.01	0.017	0.02
相对误差/(%)	1	1	1.8	2

从表 2 中的数据可看出, 计算值和试验值都表明, 随着 δ 的增大, C_{fr} 有逐渐下降的趋势, 其原因主要有以下 2 个: (1) 随着 δ 的增大, 在喷管

近出口局部出现了过膨胀区域, 使壁面静压减小, 从而减小了作用在扩张段上的推力; (2) 随着 δ 的增大, 喷管内部流动变得更加复杂, 使得流动损失增大, 降低了喷管推力。

5 结 论

- (1) 本文所开发的计算方法和程序, 在轴对称矢量喷管的内流计算中, 在矢量状态下, 计算结果和试验结果相比, 壁面静压分布的相对误差不大于 13%, δ_w 的相对误差不大于 10%, q_r 的相对误差不大于 2%, 可以满足工程设计的精度要求。
- (2) 计算结果表明, 当 $\delta \geq 15^\circ$ 后, 喷管气动喉道位置已偏离了几何喉道位置; 同时, 在 NPR 大于喷管完全膨胀落压比时, 在喷管出口仍有可能

出现局部过膨胀区域, 使得喷管出口处的流场变得极其复杂, 并使流动损失增加。

(3) 在无外部流动及喷管落压比大于完全膨胀落压比的条件下, 气动矢量角不小于几何矢量角, 推力系数随几何矢量角增大而略有下降。

参考文献:

[1] 王强. 矢量喷管内特性计算[R]. 北京航空航天大学科研报告, 1997.

[2] 金捷等. 轴对 称矢量喷管壁面静压分布的试验研究[J]. 航空动力学报, 2000, (3): 314– 316.

[3] Jin Jie, etc. Experimental Investigation of Wall Static Pressure Distributions for an Axisymmetric Vectoring Exhaust Nozzle (AVEN) [R]. ICAS 2000– 5. 3. 4.

(责任编辑 杨再荣)

Numerical Simulation of Static Internal Performance for an Axisymmetric Vectoring Exhaust Nozzle (AVEN)

JIN Jie¹, WANG Qiang²

1. Chinese Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500, China;

2. 4th Dept., Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China

Abstract: The numerical simulation of static internal performance for an axisymmetric vectoring exhaust nozzle (AVEN) has been conducted with solving 3-D N-S equations by means of finite volume method with separation of vector flux and B-L turbulent model as well as technologies of TTM grids generation and compact local grids. The results of computation have been compared with that of scale model experiments. The investigation results indicated that during nozzle vectoring the relative tolerance of wall static pressure distribution is less than 13%, the relative tolerance of resultant vector angle is less than 10% and the relative tolerance of thrust coefficient is less than 2%.

Key words: nozzle flow; flow characteristics; numerical simulation