

文章编号: 1000-8055(2004)06-0802-04

二维非对称喷管数值模拟与验证

李 念, 张 元, 徐惊雷

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘要: 采用 FLUENT 软件针对二维非对称喷管进行数值模拟, 考察了其中几种常用湍流模型及网格密度对模拟精度的影响, 并将计算结果与 NASA 公布的实验数据进行比较, 找出了精度较高、求解快捷的模拟方案, 结果表明 FLUENT 软件可以应用于带高超声速外流的非对称超声速喷管内外流场的数值计算。

关键词: 航空、航天推进系统; 非对称大膨胀比喷管; 高超声速; 数值模拟; FLUENT 软件

中图分类号: V 231.3

文献标识码: A

Simulation and Experiment Validation of a Two Dimensional Asymmetric Ramp Nozzle

L I N ian, Z H A N G K un-yuan, X U J ing-lei

(College of Energy and Power Engineering,

N anjing U niversity of A eronautics and A stronautics, N anjing 210016, China)

Abstract: The CFD software FLUENT was used to simulate the flow in the 2D asymmetric ramp-nozzle. The effect of four widely used turbulent models and three kinds of grid density on the numerical results were discussed. All the numerical results are compared with the experimental data published by NASA and agree with each other very well. It shows that FLUENT software with medium grid density and RNG $k-\epsilon$ model can quickly yield accurate result, so it is very suitable for the internal and external flow simulation of a 2D asymmetric ramp nozzle with hypersonic free stream.

Key words: aerospace propulsion system; 2D asymmetric ramp-nozzle; hypersonic; numerical simulation; FLUENT software

高超声速飞行时往往需要跨大马赫数范围飞行, 工况变化范围很大, 一般需要极高的进出口压比与膨胀比, 因而飞行器需要采用一体化设计。此时, 飞行器后体表面成为尾喷管的部分膨胀面, 从而形成非对称喷管, 通过自动调整自由面的外形来改变喷管实际的膨胀面积比, 它的性能对整个飞行器的推力有极大的影响, 因此膨胀面的型线须仔细设计。

FLUENT 软件是目前使用最为广泛、求解精度

和求解效率都较高、前后处理功能较强的 CFD 软件之一, 它在亚声速、跨声速和超声速流动中的应用已经经过了大量算例的考验, 但是, 对高超声速喷管流动的模拟能力还缺少准确的验证, 使得该软件在这类流动问题中的使用效能受到了怀疑, 问题的主要原因在于一直没有精确的、可供校核的实验数据。NASA Langley (1992) 完成了二维非对称喷管模型的理论计算与实验^[1,2], 并公布了二维的实验数据。本文利用 FLUENT 软件对 NASA 的

收稿日期: 2003- 10- 31; 修订日期: 2004- 03- 31

作者简介: 李念(1976-), 男, 江苏泰州人, 南京航空航天大学能源与动力学院博士生, 主要从事内流空气动力学研究

二维喷管进行数值模拟, 将 Fluent 计算的数据与 NASA 的实验结果进行分析比较, 来验证 Fluent 数值计算的可靠程度, 考察了其中几种常用湍流模型及网格密度对模拟精度的影响。

1 喷管几何外型及算例考核

喷管膨胀面的角度为 20° ; 唇口角度为 12° ; 取喉部尺寸为 $1h$ (文献中原来单位均为英制 in 与 psi, 这里已改为 SI 制), 作为参考单位。其中 $h = 15.24 \text{ mm}$, 其余尺寸如图 1 所示。

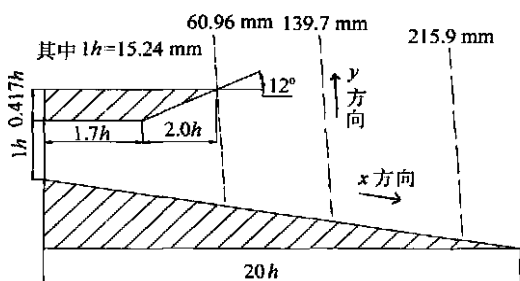


图 1 二维喷管外型

Fig 1 Shape of 2D SERN

图 2 为采用 Gambit 软件生成结构化网格示意图。对网格数分别为 KE1 (coarse, 粗网格, 15 845 个); KE2 (fine, 细网格, 58 770 个); KE3 (medium, 中等网格, 21 750 个) 的 3 种网格进行比较。水平方向的长度为喷管长度的 10 倍, 竖直方向的高度为喷管喉道高度的 5 倍。附面层第 1 层为 0.1 mm , 公比 1.1, 一共 12 层。在 Fluent 计算中对雷诺平均的 N-S 方程, 采用二阶迎风格式, 全隐式耦合求解。边界条件的设定与实验一致, 模拟的气体为空气。

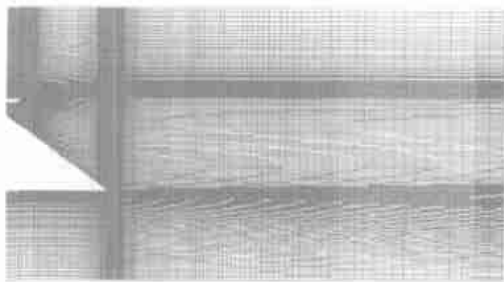


图 2 喷管网格图

Fig 2 Mesh of the SERN

实验中是采用 Pitot 管测压力, Pitot 管前将产生正激波。因而在计算实验点上的总压时是依据正激波关系式来求解出激波前后的总压变化

的。正激波前后的总压关系式为:

$$\frac{P_{2t}}{P_{1t}} = \frac{\left[\frac{(\gamma + 1) M a_1^2}{(\gamma - 1) M a_1^2 + 2} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}}{\left[1 + \frac{2\gamma}{\gamma + 1} (M a_1^2 - 1) \right]^{\frac{1}{\gamma - 1}}}$$

通过 Pitot 总压与相对应的波前静压, 求解出每个测量点上的 Ma 数与波前总压值, 将计算的总压值与实验值相比较。

计算点的位置与实际测点的位置相同。以膨胀面的起始点为 $X = 0$ 的点, 沿膨胀面方向分别选取了位置为 $X = 60.96 \text{ mm}$, 139.7 mm 与 215.9 mm 3 条测量线作为对比。Y 向为沿侧量线的方向, 无量纲 $\bar{Y} = Y/5.08 \text{ mm}$ 。从最靠近膨胀面的点开始计算, 每条线上计算 25 个点, 相邻两点的间距为 5.08 mm , 求出每个点上的值, 然后与实验值进行对比。

1.1 不同网格尺寸的影响考核

湍流模型选用 RNG $k-\epsilon$ 两方程模型, 近壁面采用非平衡壁面函数法处理^[3]。下面是 3 种网格的计算与实验值的比较。图中横坐标进行无量纲化, $\bar{P} = P/6895 \text{ Pa}$ 。从图 3(a) 至图 3(c) 图来看, 3 种网格计算的结果非常一致, 反映出了网格无关性的特点, 同时, 它们也与实验结果吻合较好, 反映出该软件对于超声速非对称喷管流动模拟的有效性。KE1 网格上收敛约 8 400 步; KE2 网格上收敛约 11 800 步; KE3 网格上约 4 800 步。从求解精度与求解效率的综合比较来看, 选用中等网格是比较恰当的。

1.2 同一网格下不同湍流模型的比较

采用网格数为 21 750 个的中等密度的网格, 湍流模型选用了 Fluent 中常用的 laminar 层流, 1 方程 S-A、2 方程 RNG $k-\epsilon$ 和 SST $k-\omega$ 模型。计算同样的 3 个位置, 结果如图 4(a) 到图 4(c) 所示。

在实验中, Re 约为 $10E+6/\text{mm}$, 已成充分湍流了。分析图 4(a) 到图 4(c), 可见在有较强剪切应力时 Laminar 层流模型的预测值与实验值相差相对较大, 而 SST $k-\omega$ 模型的预测值最为接近, 其次是 RNG $k-\epsilon$ 与 S-A 模型。随着向下游的流动, 剪切应力逐步下降, 可以看出在压力急剧变化处, RNG $k-\epsilon$ 模型预测值较为精确, 但是, 后面 3 种模型的结果差别相对较小。图 5 是典型的 Ma 数等值线图。考虑到 SST $k-\omega$ 模型与 S-A 模型对近壁面网格密度要求较高, 因此在下面的计算中选用 RNG $k-\epsilon$ 模型。

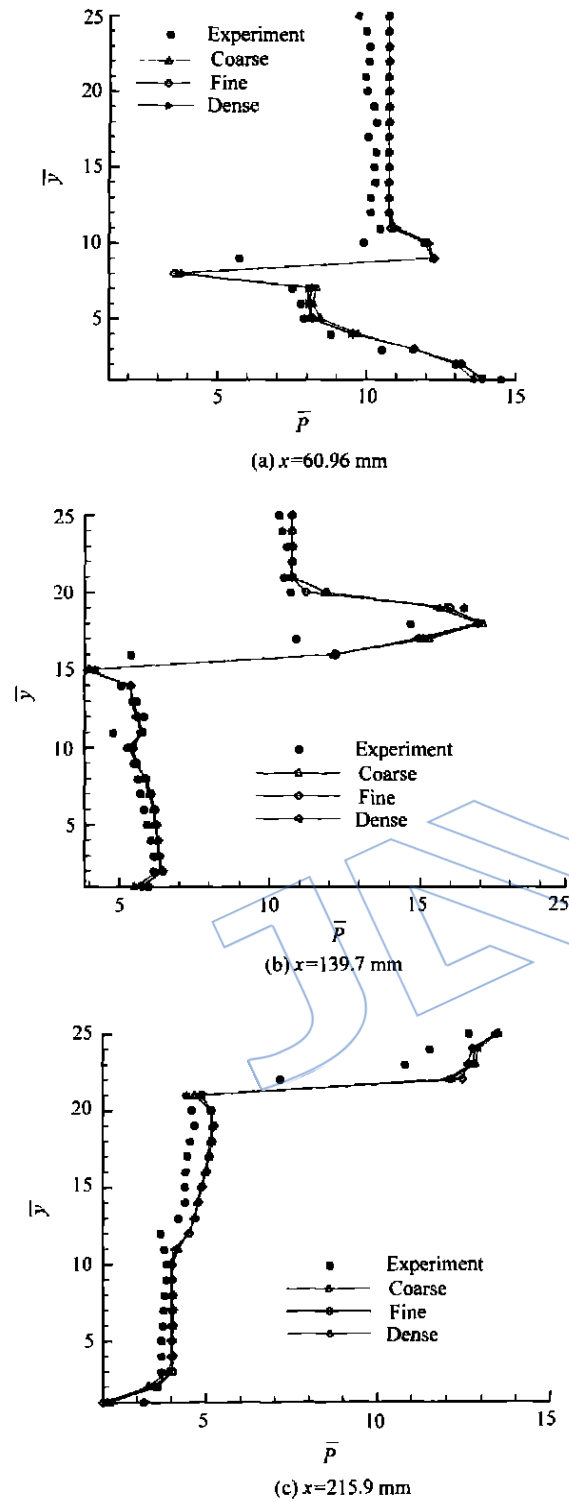


图 3 3 种网格的计算与实验值的比较

Fig. 3 Comparisons of numerical and experimental results in 3 different meshes

图 5 反映了喷管气流与外流场来流相互作用的情况。膨胀面与唇口的拐角处产生的膨胀波束;唇口后存在较为清晰的射流边界,其外型呈先向上

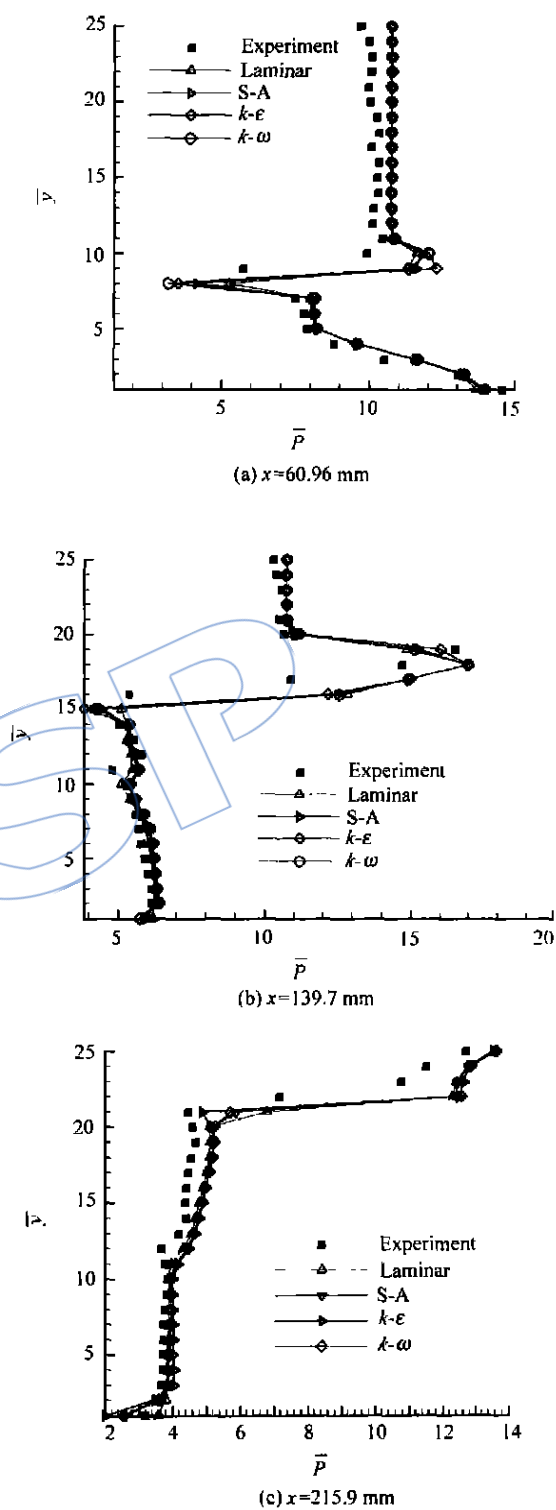


图 4 沿膨胀面 3 个位置计算结果

Fig. 4 Numerical results of 3 positions along the expansion ramp

再往下的趋势。由于外流方向与内流的速度方向不一致,在唇口边缘产生一道向上的斜激波,另一道向膨胀面发射的弱激波则不明显。内流气体不

断加速, 压力下降, 射流边界两侧压力相同, 因此外流也不断加速, 最终外流的 Ma 接近了 6.92。在膨胀面的终端, 也发出一道斜激波。

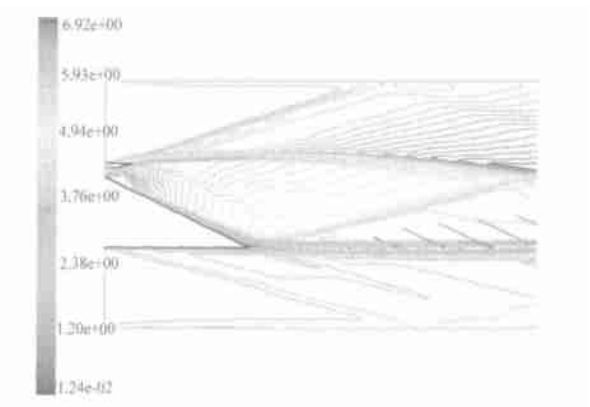


图 5 喷管内典型的马赫数等值线图

Fig 5 Profiles of Ma number of the SERN

从上面的研究可见, 采用 Fluent 软件计算非对称大膨胀比尾喷管的冷流流场是完全合适的,

结果也是可信的。

2 结 论

通过与 NASA 公布的实验数据进行比较, 校核了 Fluent 软件针对带有高超声速自由外流的二维非对称喷管的数值模拟能力, 结果表明 FLUENT 软件可以应用于带高超声速外流的非对称超声速喷管内外流场的数值计算。综合求解精度和效率来看, 采用中等网格密度, RNG $k-\epsilon$ 模型来研究此类喷管流场是最佳的。

参考文献

[1] Monta W J. Pitot Survey of Exhaust Flow Field of a 2-D Scram jet Nozzle with Air or Freon and Argon Used for Exhaust Simulation at Mach 6[R]. NASA - TM - 4361, 1992

[2] Oktay Baysal Flow Analysis and Design Optimization Methods for Nozzle Afterbody of a Hypersonic[R]. NASA - CR - 4431, 1992

[3] FLUENT 5 User's Guide[Z]. 1998, Vol 2