

氧枪喷头 Laval 喷管内流场的数值模拟

吕国成 刘坤

(辽宁科技大学材料学院, 鞍山 114051)

摘要 根据实际生产的氧枪喷头按比例建立了 Laval 喷管模型。应用商业软件 Fluent6.2, 采用 κ - ϵ 模型, 耦合隐式求解器, 讨论了喷管内不同数学模型的适应性, 得出 RNG κ - ϵ 模型模拟喷管内激波较为理想。分析了 Laval 喷管内不同工况下 ($P_0 = 0.11 \sim 1.0$ MPa) 的流场、马赫数及压力的分布情况, 得出喷管入口处滞止压力影响 Laval 喷管内部流动状况, 但不影响出口流动工况, 出口工况主要取决于喷管的几何结构。

关键词 流场 激波 氧枪 Laval 喷管 数值模拟

Numerical Simulation of Flow Field in Laval Nozzle of Oxygen Lance

Lü Guocheng and Liu Kun

(Material School, Liaoning University of Science and Technology, Anshan 114051)

Abstract A model of Laval nozzle has been established by definite proportion according to oxygen lance used in actual production. With using commercial software Fluent 6.2, κ - ϵ model and coupling implicit expression solution, the adaptability of different math models in nozzle was discussed, it was obtained the RNG κ - ϵ model was better to simulate the shock wave in nozzle. The distribution of flow field, Mach number and pressure in the Laval nozzle with different operating mode ($P_0 = 0.11 \sim 1.0$ MPa) were analyzed, and obtained that inhibited pressure at inlet of nozzle affected flow condition in Laval nozzle but it didn't affect the flow mode at outlet of nozzle which depended on geometry structure of nozzle.

Material Index Flow Field, Shock Wave, Oxygen Lance, Laval Nozzle, Numerical Simulation

以单孔氧枪喷头为物理模型, 应用 Fluent6.2 软件, 采用 κ - ϵ 模型, 耦合隐式求解器, 分析了 Laval 喷管内不同工况下的流场分布情况; 重点讨论了喷管内产生激波情况的几种 κ - ϵ 模型的适应性问题, 并且得到了不同工况下马赫数的分布情况, 其结果和理论分析的结果相一致。

1 建立模型和计算相关条件

1.1 几何模型的建立和网格划分

依据实际使用的氧枪按比例缩小的喷管结构参数为喉口直径 17 mm, 出口直径 22 mm, 收缩段长度 20 mm, 喉道长度 4 mm, 扩张段长度 30 mm。进口段有 10 mm 的圆柱段(图 1a)。

利用 Fluent 的建模工具 Gambit 建立三维轴对称的 Laval 喷管模型, 考虑到整个模型完全是轴对称的, 所以只做一半的模型(图 1b)。

1.2 Laval 喷管流动划界压力的确定

Laval 喷管出口直径 d_c , 喉口直径 d^* , 出口面积 A_c , 喉口面积 A^* , 环境压力 $P_b = 1.02$ 个大气压保持恒定, 出口马赫数为 1.99。为得到超音速射流需先

确定入口处滞止压力 P_0 的大小^[1]。

$$\text{由 } \frac{A_c}{A^*} = \left(\frac{d_c}{d^*} \right)^2 = 1.6747, \text{ 查等熵流函数表对应}$$

有两个马赫数, 其中 $Ma' = 0.376 < 1, Ma'' = 1.990 > 1$ 。由此可求得 3 个划界压力。

(1) 当 $Ma' = 0.376$ 时, $\frac{P}{P_0} = 0.9072$, 此时求得

$$\text{滞止压力 } P_{01} = \frac{P_b}{0.9072} = 1.1392 \times 10^5 \text{ Pa}。$$

(2) 当 $Ma'' = 1.990$ 时, $\frac{P}{P_0} = 0.1294$, 此时求得

$$\text{滞止压力 } P_{02} = \frac{P_b}{0.1294} = 7.987 \times 10^5 \text{ Pa}。$$

(3) 当管口产生激波时, 来流马赫数 $Ma = 1.990$, $\gamma = 1.4$, 由普朗特公式得到激波前后的压力比:

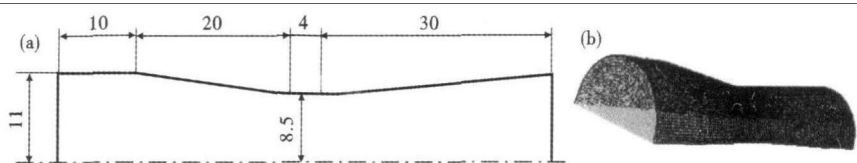


图 1 Laval 喷管的几何结构(a)和网格划分(b)

Fig.1 Geometry structure (a) and grid division (b) of Laval nozzle

$$\frac{P_2}{P_1} = \frac{2\gamma}{\gamma+1} Ma^2 - \frac{\gamma-1}{\gamma+1} = \frac{2.8}{2.4} \times 1.990^2 - \frac{0.4}{2.4} = 4.453$$

波前压力

$$P_1 = \frac{P_2}{4.453} = \frac{1.0335 \times 10^5}{4.453} = 0.232 \times 10^5 \text{ Pa}$$

此时的滞止压力

$$P_{03} = \frac{P_1}{0.1294} = 1.79 \times 10^5 \text{ Pa}$$

由以上的理论计算可得:(1)管内为亚音速流动时的入口处滞止压力 P_0 变化范围 $0 \sim 0.114 \text{ MPa}$; (2)管内产生激波时的入口处滞止压力 P_0 变化范围 $0.114 \sim 0.179 \text{ MPa}$; (3)管外产生斜激波时的入口处滞止压力 P_0 变化范围 $0.179 \sim 0.798 \text{ MPa}$; (4)管内亚音速连续变为超音速时的入口处滞止压力又称为设计工况压力 P_0 为 0.798 MPa ; (5)管外产生膨胀波时的入口处滞止压力 $P_0 > 0.798 \text{ MPa}$ 。

1.3 边界条件的确定

外界环境温度选为 298 K , 在模拟的过程中选取了 0.11 、 0.16 、 0.6 、 0.8 、 1.0 MPa 五个滞止压力值分别记为工况 a、b、c、d、e。

2 模拟结果分析

2.1 不同的湍流模型对激波模拟结果的影响

S-A 湍流模型常用于大梯度, 近壁的气体流动的数值模拟^[2]。而对于 $\kappa-\epsilon$ 模型, 是针对高 Re 且充分发展的湍流流动建立的, 对于低 Re 计算中会出现问题^[3]。 $\kappa-\omega$ 模型计算量小, 边界条件处理简单^[4]。但对于湍流模型应用于 Laval 喷管内超音速

流动产生激波的情形却少有研究对比。因此针对 Fluent 软件中提供的几种湍流模型在模拟喷管内产生激波的情形进行了比较。

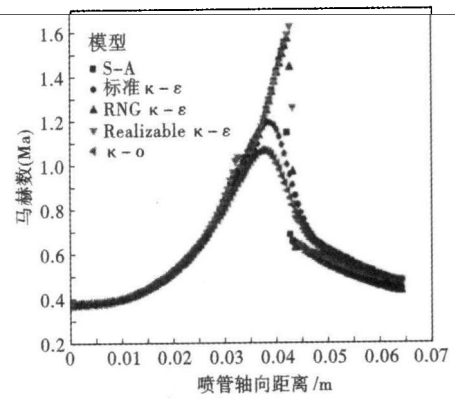


图2 不同湍流模型的激波模拟结果
Fig.2 Comparison of shock wave simulation results by different turbulent models

从图2可见, 几种模型的模拟结果有一定的偏差, 虽然产生激波的位置几乎相同, 但标准的 $\kappa-\epsilon$ 模型、 $\kappa-\omega$ 模型的模拟结果不够理想, 激波前后马赫数的变化相对于其他3种模型比较缓慢, 而且激波的厚度较厚, 不符合理论分析。而对于 S-A 模型和 Realizable $\kappa-\epsilon$ 模型虽然激波前后马赫数的变化比较明显, 但在喉口部分速度有一个小波动。这与理论计算结果也有偏差。

由理论分析可知, 激波的产生是喷管内物理量的一个突越, 而且激波的厚度很薄, 图2中的 RNG $\kappa-\epsilon$ 模型比较理想, 所以在本文模拟中将选用 RNG $\kappa-\epsilon$ 模型来模拟喷管内激波的产生。

2.2 不同工况下 Laval 喷管内流动特性模拟

工况 a: 喷管内为亚音速流动 (即 $P_0 = 0.11 \text{ MPa}$)。由图3(a)可知, 在收缩段, 马赫数逐渐增

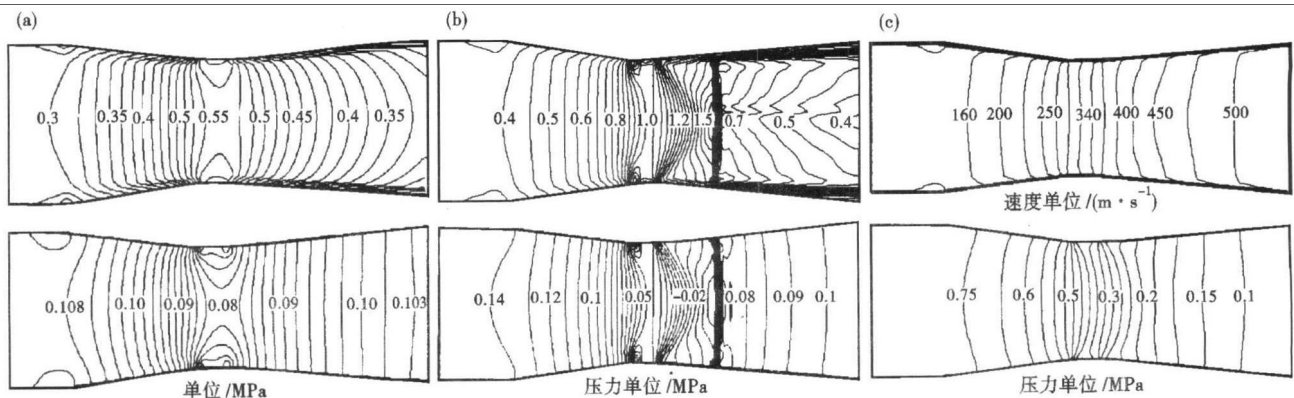


图3 (a) 工况 a ($P_0 = 0.11 \text{ MPa}$) 和 (b) 工况 b ($P_0 = 0.16 \text{ MPa}$) 时喷管中心面上的马赫数和压力等值线图; (c) 工况 d ($P_0 = 0.8 \text{ MPa}$) 时喷管中心面上的速度和压力等值线图

Fig.3 Mach number and pressure magnitude contours at central section of nozzle with operation mode a ($P_0 = 0.11 \text{ MPa}$) (a) and operation mode b ($P_0 = 0.16 \text{ MPa}$) (b); Velocity and pressure magnitude contours at central section of nozzle with operation mode d ($P_0 = 0.8 \text{ MPa}$) (c)

加,压力逐渐下降。在喷管的喉口部分马赫数最大约为 0.55,压力降到最低,说明在整个喷管内部的流动为亚音速流动。扩张段压力随着面积的增大而增大,在出口处压力达到外界压力(背压)。

工况 *b*: 喷管内扩张段产生激波(即 $P_0 = 0.16$ MPa)。从图 3(b)、图 4(a,b)中可以看出,在喉口部分马赫数增加到 1.0,说明速度已经达到了音速。

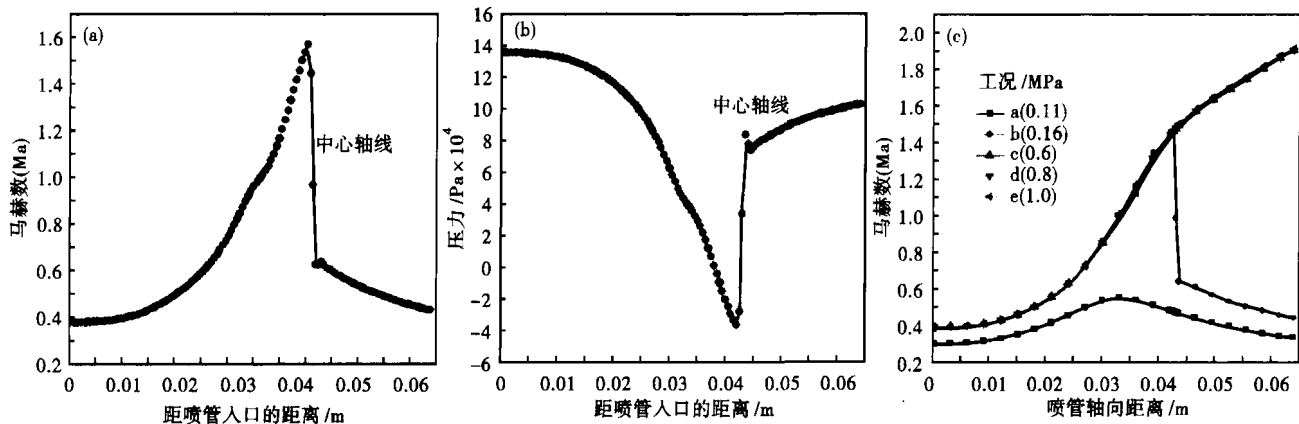


图 4 工况 *b* ($P_0 = 0.16$ MPa) 时喷管中心轴向上的马赫数(a)和压力(b)的变化;不同工况下喷管中心轴向上的马赫数比较(c)
 Fig.4 Change of Mach number (a) and pressure (b) at nozzle central axial with operation mode *b* ($P_0 = 0.16$ MPa); comparison between Mach numbers at nozzle central axial with different operation mode (c)

激波时突跃地上升一个数值,并随着管道面积的增大,压力继续增大。直到出口处压力上升到与出口压力相等。

工况 *d*: 喷管内扩张段均为超音速(即 $P_0 = 0.8$ MPa)。从图 3(c)中看出,在工况下喷管内的速度和压力呈现出与理论分析相一致的趋势,速度在喉口处达到音速,在整个扩张段均为超音速流动,并且在出口处达到最大值。压力的变化逐渐递减,在出口时十分接近于外部压力(背压),这样在管出口处既不产生激波又不会产生膨胀波。

2.3 不同工况下喷管轴向上马赫数的比较

从喷管中心轴向上马赫数分布图 4(c)看出,工况 *a* 管内为完全的亚音速流动,马赫数在喉口处取得最大值。工况 *b* 喷管的扩张段内出现了正激波,激波前为超音速,激波后为亚音速。工况 *c*、*d*、*e* 喷管的扩张段均为超音速。观察工况 *b*、*c*、*d*、*e*,在 Laval 喷管的收缩段,虽然滞止压力在改变,但马赫数的变化规律一致并且喉口处的数值为 1;除了在工况 *b* 扩张段产生激波的情况外,其它工况下的马赫数的变化曲线几乎重合,这说明了在 Laval 喷管的出口能否达到设计的马赫数,主要取决于喷管的几何结构尺寸,和喷管入口处的滞止压力无关。

在扩张段内压力和马赫数很明显有一个突跃,这是由于气体在扩张段内,随着管道面积的增大,速度继续增大变为超音速,但扩张段中出现不等熵流动,在某一截面上产生了正激波。超音速气流经过此正激波以后成为亚音速气流,速度马上变为亚音速,随着管道面积的增大,速度继续减小。而压力的变化与速度的变化正好相反,在正激波前逐渐降低,但经过

3 结论

(1) 验证了不同的湍流模型在 Laval 喷管内部产生激波时的适应性问题,并且得出采用 RNG κ - ϵ 模型最为理想。

(2) 喷管入口处滞止压力变化将对 Laval 喷管内部的流动状况产生影响,但在设计工况上下小范围的波动将不会影响其出口处的流动工况。

(3) 数值模拟结果和理论分析结果基本一致,说明此方法用于 Laval 喷管内部的流动状况的模拟完全可行,从而为氧枪喷头内部结构优化提供参考。

国家自然科学基金资助项目(50574007)

参考文献

- 1 王保国,刘淑艳,黄伟光. 气体动力学. 北京:北京理工大学出版社,2005
- 2 Launder B E, Spalding D E. Lectures in Mathematical Models of Turbulence. Academic Press, London, 1972
- 3 王福军. 计算流体力学分析. 北京:清华大学出版社,2004
- 4 袁新. 可压缩粘性流动中双方程湍流模型的选择. 工程热物理学报,1998

吕国成(1982-),男,硕士研究生,冶金传输方向研究。

收稿日期:2008-11-26