

长尾喷管两相流场计算*

淡林鹏¹, 张振鹏¹, 何大军², 邬俊峰², 李家玉³

(1. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083; 2. 内蒙古动力机械研究所, 内蒙古 呼和浩特 010010;
3. 中国三江航天集团精密机械研究所, 湖北 武汉 430000)

摘 要: 为了给长尾喷管热防护结构的烧蚀和温度场计算提供准确的热边界条件, 从二维轴对称 N-S 方程出发, 采用颗粒轨道模型和有限体积的 Jameson 格式计算了长尾喷管纯气相流场和两相流流场。分析和比较表明: 在长尾喷管喉部附近以及扩散段的相同轴向位置, 两相流情况下轴线上的燃气马赫数小于纯气相情况下的马赫数, 两相流情况下轴线和壁面上的燃气温度大于纯气相情况下的燃气温度; 在进行长尾喷管热防护结构设计时应以两相流流场作为热边界条件。

关键词: 长尾喷管; 喷管气流; 二相流; 流动分布; 数值仿真

中图分类号: V435.11; V211.17 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2002) 05-0425-03

Numerical simulation of two-phase flow for a tail-pipe nozzle

DAN Lin-peng¹, ZHANG Zhen-peng¹, HE Da-jun², WU Jun-feng², LI Jia-yu³

(1. School of Astronautic, Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;
2. Nei Monggol Power Machinery Research Inst., Huhehot 010010, China;
3. Precision Machinery Research Inst., China Sanjiang Space Group, Wuhan 430000, China)

Abstract: To provide thermal boundaries for the calculation of ablation and temperature fields of the heat-resistant construction, particle-trajectory model and Jameson scheme of finite volume method were used to simulate the one-phase and two-phase flow fields for a tail-pipe nozzle. The numerical results show that the gas Mach number for two-phase is lower than those for one-phase at the centerline, the gas temperature for two-phase is higher than those for one-phase at both the centerline and the wall around the throat and expansion segment, two-phase flow should be considered into the design of the heat-resistant construction.

Key words: Tailpipe nozzle; Nozzle flow; Two phase flow; Flow distribution; Numerical simulation

1 引言

喷管中纯气相流场和两相流流场的差别较大, 为了给长尾喷管热防护结构的烧蚀和温度场计算提供准确的热边界条件和流场参数, 开展长尾喷管两相流流场计算有着重要意义。Mehta^[1]采用双流体法, 将有限体积法和龙格库塔法相结合计算了喷管的粘性两相流流动。Chang^[2]将矢通量分裂法和双流体模型相结合, 计算了喷管跨声速两相无粘流动。候晓^[3]用近似因子法和轨道模型计算了喷管跨声速两相无粘和粘性流动。曾卓雄^[4]用 TVD 格式和双流体模型计算了可压稀相两相流场。严红^[5]采用 SIMPLE 算法

结合分散颗粒轨道模型, 在同位网格上实现了喷管中跨声速两相湍流流场的数值模拟。赵坚^[6]对串装双燃速药柱发动机内流场一体化计算中, 求得了长尾喷管中跨声速流场。本文采用颗粒轨道模型和有限体积的 Jameson 格式计算了长尾喷管纯气相和两相流流场, 并对两种流场进行了比较和分析。

2 数学模型

2.1 气相流场的控制方程

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial r} + \mathbf{H} = \mathbf{Q} \quad (1)$$
$$\mathbf{U} = [r, \rho, \rho u, \rho e]^T$$

* 收稿日期: 2002-05-30; 修订日期: 2002-06-26。

作者简介: 淡林鹏 (1970—), 男, 博士生, 研究领域为航空宇航推进理论与工程。

$$\begin{aligned}
 \mathbf{H} &= [0, 0, -p + \tau_{\theta\theta}, 0]^T \\
 \mathbf{F} &= r[\rho u, \rho u^2 + p - \tau_{xx}, \rho w - \tau_{xr}, \\
 &\quad (e + p)u - \tau_{xu} - \tau_{rv} - q_x]^T \\
 \mathbf{G} &= r[\rho v, \rho w - \tau_{rx}, \rho v^2 + p - \tau_{rr}, \\
 &\quad (e + p)v - \tau_{xu} - \tau_{rv} - q_r]^T \\
 \mathbf{Q} &= \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{1}{\Omega} \sum N_p \frac{\mathbf{F}_p}{|\mathbf{V} - \mathbf{V}_p|} (u_p - u) \\ \frac{1}{\Omega} \sum N_p \frac{\mathbf{F}_p}{|\mathbf{V} - \mathbf{V}_p|} (v_p - v) \\ -\frac{1}{\Omega} \sum N_p [\mathbf{Q}_p + \mathbf{F}_p (\mathbf{V} - \mathbf{V}_p)] \end{bmatrix} \\
 e &= \frac{1}{2} \rho (u^2 + v^2) + \frac{p}{\gamma - 1}
 \end{aligned}$$

式中 u, v 是气相速度在轴向、径向的分量; x, r 是轴向、径向坐标; $p, T, \tau, q, \gamma, \rho$ 分别是压力, 温度, 粘性项, 热通量, 比热容常数和密度; e 是单位体积总内能, Ω 是网格的体积; 下标 p 表示固相颗粒。

湍流模型采用 Baldwin-Lomax 代数模型^[7], 层流粘性系数由 Sutherland 公式给出。

2.2 颗粒相的控制方程

粒子的瞬时速度由下面的运动公式来确定:

$$m_p d\mathbf{V}_p / dt = \mathbf{F}_p \quad (2)$$

式中 m_p 为粒子的质量, $\mathbf{F}_p$ 为拖拽力。粒子的位置由下面的公式计算

$$\mathbf{X}_p = \mathbf{X}_p^0 + \int_t^{t+\Delta t} \mathbf{V}_p dt \quad (3)$$

$\mathbf{X}_p^0$ 是 t 时刻粒子的初始位置矢量。

$$\mathbf{F}_p = \frac{\pi}{8} \rho d_p^2 C_D |\mathbf{V} - \mathbf{V}_p| (\mathbf{V} - \mathbf{V}_p)$$

式中 ρ 是气相密度, d_p 是粒子直径, C_D 为拖拽系数。

$$C_D = \begin{cases} \frac{24}{Re_d} \left(1 + \frac{Re_d^{2/3}}{6} \right) & Re_d < 1000 \\ 0.424 & Re_d > 1000 \end{cases}$$

式中雷诺数定义为

$$Re_d = \frac{\rho |\mathbf{V} - \mathbf{V}_p| d_p}{\mu}$$

对式(2)进行数值积分, 就可以获得粒子的轨迹^[8]。

3 计算格式和边界条件

计算中采用有限体积的 Jameson 格式。

$$\begin{aligned}
 U^{(0)} &= U^{(n)} \\
 U^{(k)} &= U^{(0)} + \alpha_k \Delta D^{(k-1)} \\
 U^{(n+1)} &= U^{(4)}
 \end{aligned} \quad k = 1 \dots 4 \quad (4)$$

$$\alpha = (1/4, 1/3, 1/2, 1)$$

边界条件为: (1) 喷管进口处气流为亚声流, 给定燃气总温、总压和气流方向角, 进口处各参数由内场按一阶外推和气动关系确定。(2) 喷管内壁面为无滑移、绝热条件。(3) 轴线为对称边界条件, 即径向速度为零, 其它参数按一阶外推得到。(4) 喷管出口处燃气为超声速, 各参数按二阶外推得到。

4 算例和结果分析

长尾喷管两相流流场计算所用的初始条件为: 燃气总压 16 MPa, 总温 3500 K; 固体颗粒质量分数 20%, 粒子直径为 1 μm , 2.5 μm , 10 μm , 50 μm 和 100 μm , 每种直径粒子的质量分数相同; 长尾喷管的喉径为 41 mm, 出口直径 120 mm, 直筒段长 500 mm。

图 1 是长尾喷管喉部附近的燃气马赫数分布图, 由于固体颗粒的速度滞后以及颗粒对气相的传热, 两相流情况下的等马赫线比纯气相情况下相同马赫数的等值线移向喷管下游。图 2 示出了长尾喷管喉部附近燃气的等温线分布。与纯气相的等温线分布相比, 两相流情况下相同燃气温度的等值线不仅分布位置移向喷管下游, 而且形状也有较大差别, 沿径向出现了尖峰分布。固体颗粒在随燃气沿长尾喷管流动的过程中, 由于惯性作用, 进入收敛段以后逐渐向轴线附近聚集, 导致喉部轴线附近固体颗粒对燃气的传热量增加, 因此造成如图 2 所示的等温线尖峰分布。图 7 示出了直径为 2.5 μm 的粒子的运动轨迹。

图 3 对轴线上纯气相和两相流情况下的燃气马赫数的分布进行了比较。在喉部附近以及扩散段中的相同轴向位置处, 两相流情况下的燃气马赫数小于纯气相情况下的燃气马赫数。图 4 比较了轴线上纯气相和两相流情况下燃气的压力, 二者差别不大。图 5, 6 比较了轴线上和壁面上纯气相和两相流情况下的燃气温度。在喉部附近以及扩散段中的相同轴向位置处, 两相流情况下的燃气温度高于纯气相情况下的燃气温度。

5 结 论

(1) 长尾喷管中的两相流动, 由于固体颗粒和气体之间的热量交换, 在喉部附近和扩散段的轴线上相同位置处, 燃气马赫数要比纯气相情况下小, 而燃气温度高于纯气相情况下的燃气温度。

(2) 在长尾喷管喉部附近和扩散段壁面上的相同位置处, 两相流情况下的燃气温度要比纯气相情况下

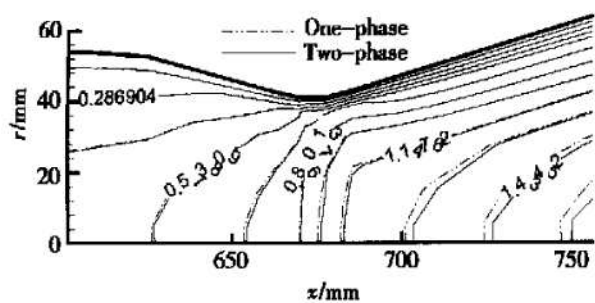


Fig. 1 Mach number contour

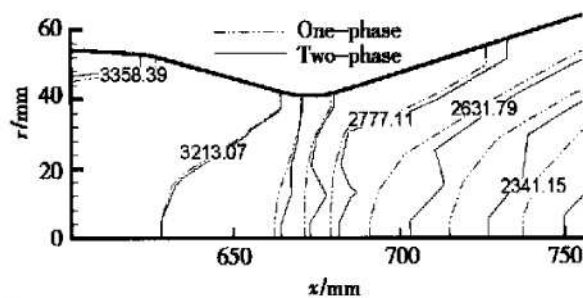


Fig. 2 Temperature contour

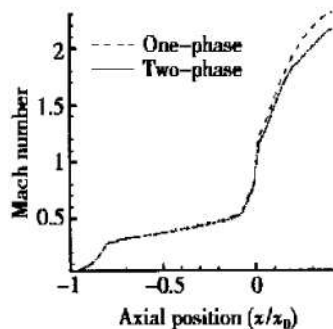


Fig. 3 Mach number distribution at the centerline

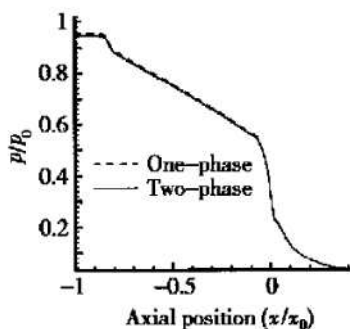


Fig. 4 Gas pressure at the centerline and wall

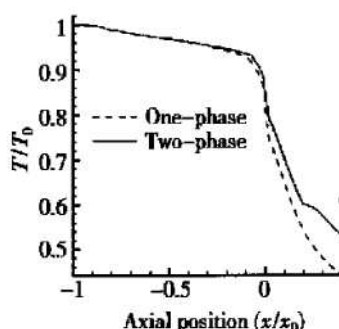


Fig. 5 Gas temperature distribution at the centerline

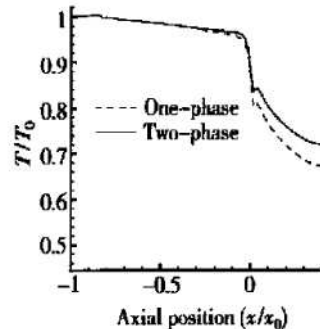


Fig. 6 Gas temperature distribution at the wall

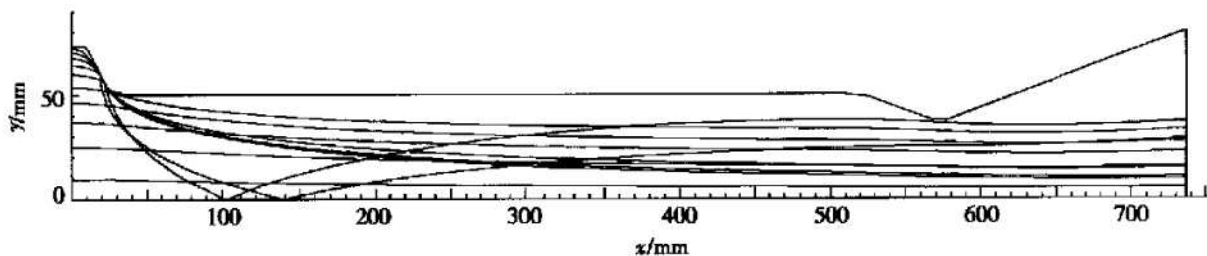


Fig. 7 Trajectories of particles

高,在进行长尾喷管热防护结构设计时应以两相流流场计算结果作为热边界条件。

(3) 固体颗粒直径的大小及各种尺寸粒子的质量分数对两相流流场的计算结果影响比较大,为了更准确地给出长尾喷管热防护结构烧蚀和温度场计算用的热边界条件,今后在计算长尾喷管两相流流场时还需进一步详细考虑各种尺寸的固体颗粒及质量分数。

参考文献:

- [1] Mehta R C, Jachanra T. A fast algorithm to solve viscous two phase flow in an axisymmetric rocket nozzle[J]. *Int. J Numerical Methods Fluids*, 1998, 26(5).
- [2] Chang H T. Application of flux vector splitting scheme to a dilute gas particle JPL nozzle flow[J]. *Int. J Numerical Methods*

Fluids, 1996, 22(10).

- [3] 侯晓. 固体火箭喷管两相湍流的数值模拟[D]. 西安: 西北工业大学, 1990.
- [4] 曾卓雄, 姜培正. 可压稀相两相流场的数值模拟[J]. *推进技术*, 2002, 23(2).
- [5] 严红, 何洪庆. 喷管二维跨声速两相湍流流场的数值模拟[J]. *推进技术*, 1999, 20(2).
- [6] 赵坚, 张振鹏. 串装双燃速药柱发动机的内流场计算[J]. *推进技术*, 2001, 22(4).
- [7] Baldwin B S, Lomax H. Thin layer approximation and algebraic model for separated turbulent flows[R]. *AIAA* 78-257.
- [8] 周力行. 湍流气粒两相流动和燃烧的理论及数值模拟[M]. 北京: 科学出版社, 1994.

(编辑: 梅 瑛)