

高过载下固体火箭发动机长尾喷管两相流场数值模拟

高峰¹, 王建辉², 马岑睿¹

(1. 空军工程大学导弹学院, 陕西三原, 713800; 2. 空军工程大学训练部, 陕西西安, 710051)

摘要 采用欧拉-拉格朗日两相流模型对不同过载及颗粒直径条件下的喷管内流场进行了数值模拟。分析了过载的加入和颗粒直径变化对喷管内流场的压强、温度、速度的影响。从结果分析得到:不同过载以及颗粒直径变化对喷管内部燃气压强、温度、速度的影响比较大,特别是对温度的影响尤为明显。在纯气相条件下时,燃气温度在喷管长尾段后部有明显的下降,但随着颗粒相的加入,在喉部附近以及扩张段中,两相流情况下的燃气温度高于纯气相情况下的燃气温度。

关键词 高过载;长尾喷管;数值模拟

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2012.01.001

中图分类号 V430 **文献标识码** A **文章编号** 1009-3516(2012)01-0001-05

高速防空反导导弹由于高机动的要求,其推进系统采用高速高加速固体火箭发动机,推进剂大多采用含铝复合推进剂。铝的燃烧产物加入燃气后会形成典型的两相流动。高过载及两相流动对长尾喷管的影响尤为严重。国内外对此领域的研究高度重视:Smith-Kent^[1]采用一种基于位势流的两相流模型来预示发动机的熔渣沉积量;Sabnis^[2]考虑化学反应、气相求解非稳态的全N-S方程,颗粒相采用拉格朗日法跟踪,模拟两相流场;Whitesides^[3]计算了背壁空腔结构变化对绝热层烧蚀的影响;Borass^[4]的结果首次描述了沉积形成中的现象,得出了有价值的理论;Haloulakis^[5]将Borass的方法应用于旋转空间发动机的沉积计算;淡林鹏^[6-7]等采用颗粒轨道模型和有限容积的Jameson格式计算了长尾喷管纯气相和两相流流场,对长尾喷管的粒子运动轨迹进行了数值模拟;刘洋^[8]利用欧拉-拉格朗日方法对纵、横向过载情况下固体火箭发动机内粒子轨迹进行了模拟;张志峰^[9]对旋转条件下固体火箭发动机三维内流场进行了数值模拟。

本文采用欧拉-拉格朗日两相流模型对长尾喷管内流场进行数值模拟,以期高过载条件下的长尾喷管设计提供依据。

1 控制方程及数值解法

1.1 控制方程

本文计算采用颗粒轨迹模型把气相当作连续相,把颗粒相看作是不连续的离散相,对每个粒子(或粒子群)在拉格朗日坐标下进行跟踪。这样,气相采用欧拉型方程,而颗粒相采用拉格朗日型方程。

1.1.1 基本方程

基本方程采用可压流动的强守恒型N-S方程:

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial G}{\partial y} + \frac{\partial E}{\partial z} = \frac{\partial F_v}{\partial x} + \frac{\partial G_v}{\partial y} + \frac{\partial E_v}{\partial z} + S \quad (1)$$

式中各参数详细表达详见文献[10]。

1.1.2 颗粒相的控制方程

颗粒相的瞬时速度由下面的运动公式来确定:

* 收稿日期:2011-06-03

基金项目:航空科学基金资助项目(20101356)

作者简介:高峰(1965-),男,安徽凤阳人,副教授,主要从事航空宇航推进理论与工程研究。

E-mail:gnming@sina.com

$$m_p dV_p/dt = F_p + F_g + F_{\text{overload}} \quad (2)$$

式中: m_p 为粒子的质量; F_p 为阻力; F_g 为重力; F_{overload} 为过载力。

1.1.3 无量纲化及坐标变换

对上述方程组进行无量纲化及坐标变换,以减小系数矩阵刚性,将方程组从笛卡尔坐标系(x, y, z)转换到计算坐标系(ξ, η, ψ)下。

1.2 数值解法

纯气相流场离散、颗粒相离散、离散格式及颗粒轨道方程的积分方法详见文献[10]。

1.3 颗粒相与气相的耦合

在处理两相的耦合计算问题时,采用了 PSIC(Particle Source in Cell)法,即“计算单元内颗粒源项算法”。首先按前面所述方法求解无颗粒的气相流场,求得气相场的速度、温度、压强等,经过扫描达到粗收敛;在求解气相流场中计算颗粒轨道以及沿轨道的颗粒速度、温度和质量变化等参数;然后计算气相方程中的颗粒作用源项,并将颗粒源项加入气相各方程中,再次求解气相流场,重复该过程进行循环迭代,直至收敛。

2 边界条件

边界条件按物理特征可分为喷管壳体和热防护层的固体壁边界条件、入口边界条件、出口边界条件。

喷管壳体和热防护层固体壁面处为非滑动边界条件。由于热防护层壁面和壳体壁面的交界区域是双边壁面,选择壁面两边耦合计算。入口边界选用质量流率入口边界条件,因为入口处给定流量比流速更贴近实际,又便于计算。出口边界条件选用压强出口边界条件,所有参数均由外推得到。

3 计算结果及分析

本文对长尾喷管的流场内部以及热结构部件的计算网格采用非结构四面体网格,利用 GAMBIT 软件来实现,流场内部网格数为 71 337。见图 1,在边界和喉部处进行了网格加密。

对长尾喷管发动机的长尾段和扩张段的气相流场进行一体化计算,计算工况见表 1。

表 1 计算工况

Tab. 1 Calculation performance

工况	横向过载/g	纵向过载/g	粒子粒径/ μm
1	0	0	50
2	0	0	100
3	0	0	150
4	0	0	200
5	20	20	100
6	30	30	100
7	40	40	100
8	50	50	100

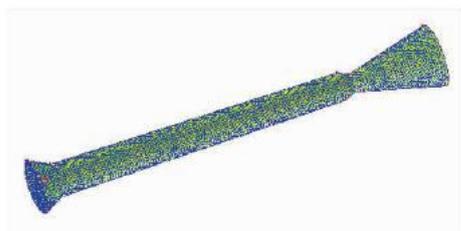


图 1 流场内部网格

Fig. 1 Flow field inner grid

1) 颗粒直径大小影响分析。图 2 给出了不同颗粒直径下压力沿轴线分布曲线,图 3 为不同粒径下温度沿轴线分布曲线。从图 2、图 3 可以看出,在纯气相条件下,燃气温度在喷管长尾段后部有大幅下降,但是随着颗粒相的加入,在喉部附近以及扩张段中,燃气温度明显高于纯气相情况下的燃气温度。

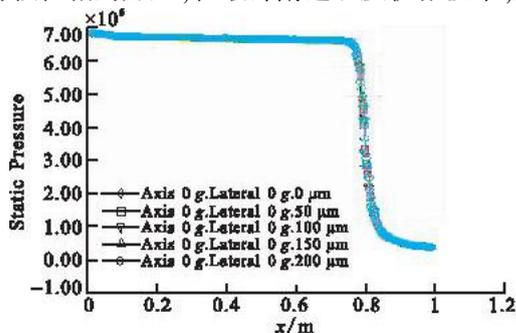


图 2 无过载、不同粒度下压力沿轴线分布曲线

Fig. 2 Pressure distributional curve along axis without acceleration and different particle size

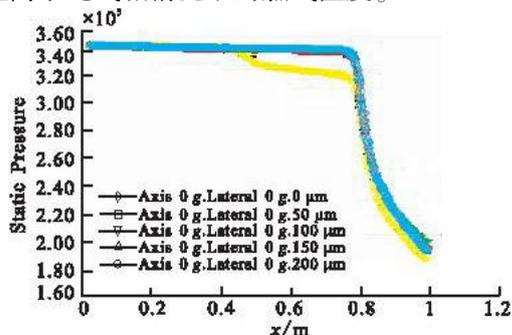


图 3 无过载、不同粒度下温度沿轴线分布曲线

Fig. 3 Temperature distributional curve along axis without acceleration and different particle size

图 4 和图 5 分别给出了纵横向过载均为 50 g 时,颗粒直径变化对喷管燃气速度及温度的影响。可以看出高过载条件下,颗粒直径变化对燃气速度和温度的影响明显不同于无过载情况下的影响从图 4 可以看出,燃气的出口速度并不随着粒子直径的增大而增加,而是在颗粒直径为 100 μm 时达到最大;图 5 的温度曲线也反映了同样的现象,在粒子直径为 100 μm 时出口温度最高。

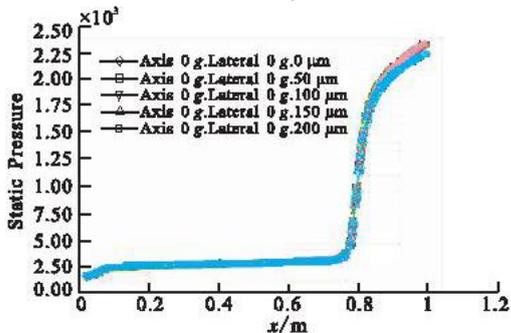


图 4 过载为 50 g,不同粒度下速度沿轴线分布曲线

Fig.4 Velocity distributional curve along axis in the acceleration 50 g and different particle size

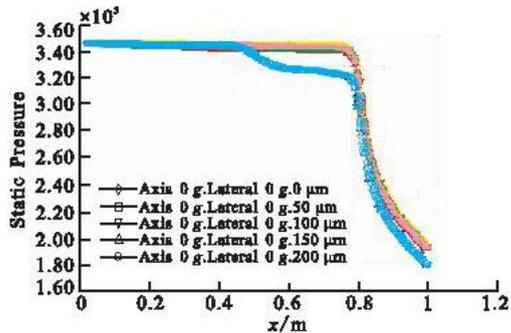


图 5 过载为 50 g,不同粒度下温度沿轴线分布曲线

Fig.5 Temperature distributional curve along axis in the acceleration 50 g and different particle size

2) 过载影响分析。图 6 - 14 分别给出了不同过载条件下,长尾喷管中燃气速度、压力及温度沿轴线上的分布曲线。从图 6 中可以看出,在纯气相条件下横向过载为 50 g 时,燃气的出口速度高于无过载条件时的出口速度,而当纵横向过载均为 50 g 时,燃气的出口速度仅比横向过载为 50 g 时略有提高;图 7 表明在纯气相条件下,燃气温度在喷管长尾段后部有明显的下降,但是随着过载的加入,在喉部附近以及扩张段中燃气温度高于纯气相情况下的燃气温度。

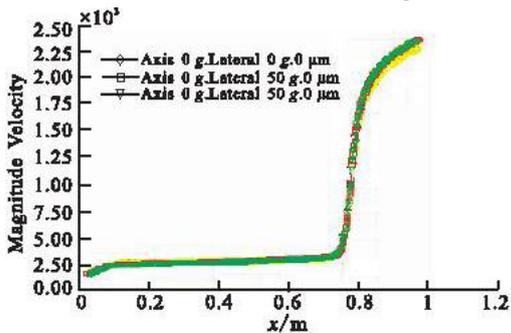


图 6 纯气相不同过载下速度沿轴向分布曲线

Fig.6 Velocity distributional curve along axis in the different acceleration and gaseous phase

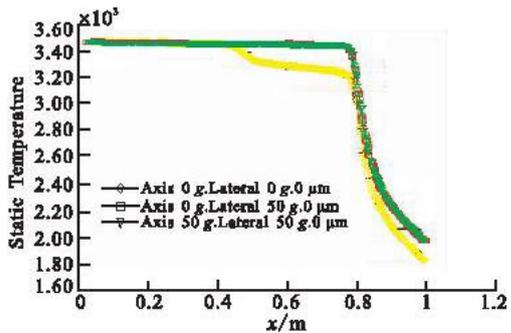


图 7 纯气相不同过载下温度沿轴向分布曲线

Fig.7 Temperature distributional curve along axis in the different acceleration and gaseous phase

见图 8 - 11,当颗粒直径为 150 μm 时,和无过载时相比,过载的加入对燃气的速度及温度影响很小;当颗粒直径为 200 μm 时,相比于只有横向 50 g 过载和纯气相时,纵横向过载均为 50 g 时的燃气速度略有降低,而燃气温度在喷管长尾段后部和喉部则有明显的下降。

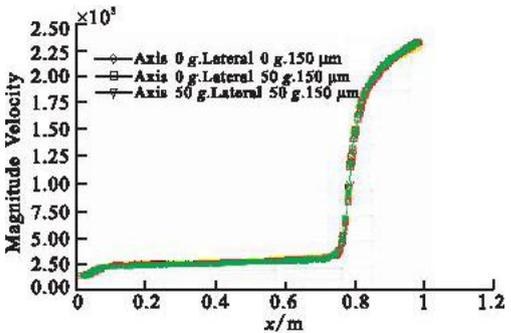


图 8 粒径为 150 μm,不同过载下速度沿轴向分布曲线

Fig.8 Velocity distributional curve along axis in the different acceleration and particle size 150 μm

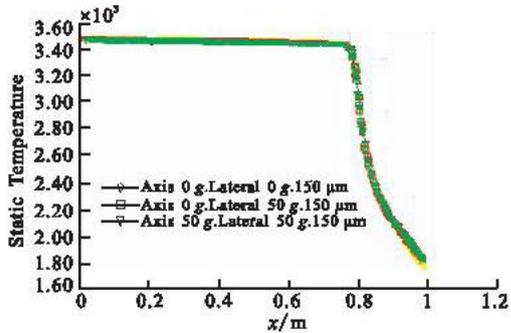


图 9 粒径为 150 μm,不同过载下温度沿轴向分布曲线

Fig.9 Temperature distributional curve along axis in the different acceleration and particle size 150 μm

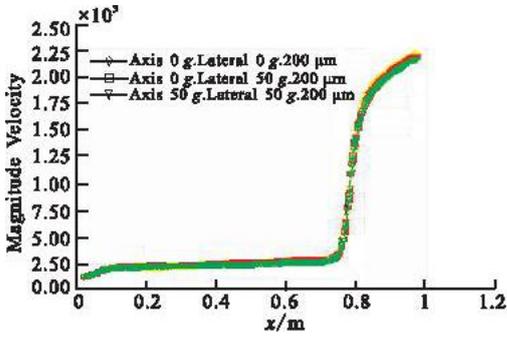


图10 粒径为 $200\ \mu\text{m}$ 、不同过载下速度沿轴向分布曲线

Fig. 10 Velocity distributional curve along axis in the different acceleration and particle size $200\ \mu\text{m}$

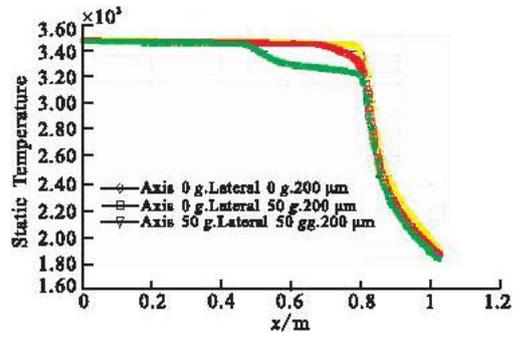


图11 粒径为 $200\ \mu\text{m}$ 、不同过载下温度沿轴向分布曲线

Fig. 11 Temperature distributional curve along axis in the different acceleration and particle size $200\ \mu\text{m}$

图12 - 14给出了随着纵横向过载逐渐增加,颗粒直径为 $100\ \mu\text{m}$ 时燃气压力、速度及温度沿轴向的分布曲线。可见过载的变化对喷管内的压力和加速度的影响很小;从温度分布上来看,只有在纵横向过载均为 $40\ \text{g}$ 时,燃气温度在喷管长尾段后部和喉部有明显下降,而其它过载条件下燃气温度变化基本相同。

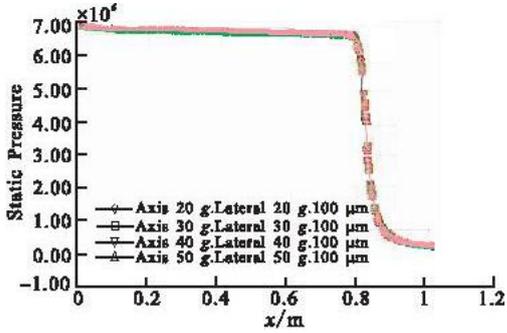


图12 粒度为 $100\ \mu\text{m}$ 、不同过载下压力沿轴向分布曲线

Fig. 12 Pressure distributional curve along axis in the different acceleration and particle size $100\ \mu\text{m}$

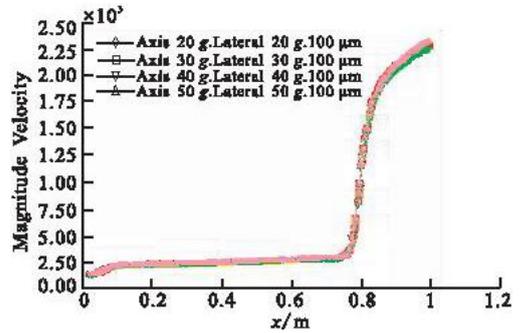


图13 粒度为 $100\ \mu\text{m}$ 、不同过载下速度沿轴向分布曲线

Fig. 13 Velocity distributional curve along axis in the different acceleration and particle size $100\ \mu\text{m}$

4 结论

1) 不同过载以及颗粒直径变化对喷管内部燃气压强、温度、速度的影响比较大,特别是对温度的影响尤为明显。

2) 在纯气相条件下时,燃气温度在喷管长尾段后部有明显下降,但随着颗粒相的加入,在喉部附近以及扩张段中,两相流情况下的燃气温度高于纯气相情况下的燃气温度。

3) 由于两相流场中燃气温度相对于纯气相时明显增高以及过载的加入导致两相流燃气对喷管内壁面冲刷加剧,必然会导致热防护层工作环境严重恶化。

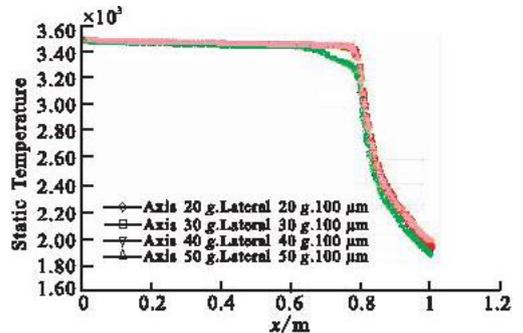


图14 粒度为 $100\ \mu\text{m}$ 、不同过载下温度沿轴向分布曲线

Fig. 14 Temperature distributional curve along axis in the different acceleration and particle size $100\ \mu\text{m}$

参考文献 (References):

- [1] Smith Kent R, Perkins F, Abel R. A potential two - phase flow model for predicting solid rocket motor slag [R]. AIAA 93 - 2307.
- [2] Sabins J S, Jong E J, Gibeling H J. Calculation of particle trajectories in solid rocket motors with arbitrary acceleration [R]. AIAA 91 - 3392.

- [3] Whiteaides R H, Dill R A, Purinton D C. Application of two - phase CFD analysis to the evaluation of asbestos - free insulation in the RSRM[R]. AIAA 97 - 2861.
- [4] Borass S. Modeling slag deposition in the space shuttle solid rocket motor [J]. Journal of spacecraft and rocket, 1984, 21(11): 11 - 12.
- [5] Haloulakos V E. Slag mass accumulation in spinning solid rocket motors [J]. Journal of propulsion and power, 1991, 7(1): 14 - 21.
- [6] 淡林鹏, 张振鹏, 赵永忠, 等. 长尾喷管中粒子运动轨迹的数值模拟[J]. 航空动力学报, 2003, 18(2): 258 - 263.
DAN Linpeng, ZHANG Zhenpeng, ZHAO Yongzhong, et al. Numerical study of particle trajectories in a nozzle with a tail pipe [J]. Journal of aerospace power, 2003, 18(2): 258 - 263. (in Chinese)
- [7] 淡林鹏, 张振鹏, 何大军, 等. 长尾喷管两相流场计算[J]. 推进技术, 2002, 23(5): 425 - 427.
DAN Linpeng, ZHANG Zhenpeng, HE Dajun, et al. Numerical simulation of two phase flow for a tail - pipe nozzle [J]. Journal of propulsion technology, 2002, 23(5): 425 - 427. (in Chinese)
- [8] 刘洋, 何国强, 李江, 等. 过载条件下长尾喷管发动机三维两相流场数值模拟[J]. 弹箭与制导学报, 2006, 26(1): 421 - 424.
LIU Yang, HE Guoqiang, LI Jiang, et al. Numerical study on 3D two - phase flow field for tail - pipe nozzle SRM under high acceleration [J]. Journal of projectiles, rockets, missiles and guidance, 2006, 26(1): 421 - 424. (in Chinese)
- [9] 张志峰, 蔡体敏. 旋转条件下固体火箭发动机三维内流场数值模拟[J], 固体火箭技术, 2007, 30(4): 302 - 305.
ZHANG Zhifeng, CAI Timin. Numerical simulation on 3D internal flow field of SRM under spinning condition [J]. Journal of solid rocket technology, 2007, 30(4): 302 - 305. (in Chinese)
- [10] 徐颖军. 过载条件下长尾喷管两相流场及传热分析[D]. 西安: 空军工程大学, 2005.
XU Yingjun. Diathermanous analysis and two - phase flow field for tail - pipe nozzle SRM under high acceleration [D]. Xi'an: Air force engineering university, 2005. (in Chinese)

(编辑: 田新华)

Numerical Simulation of the Tail Nozzle Pipe of Heat Transfer in High Acceleration

GAO Feng¹, WANG Jian - hui², MA Cen - rui¹

(1. Missile Institute, Air Force Engineering University, Sanyuan 713800, Shaanxi, China; 2. Department of Training Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China)

Abstract: Euler - Lagrange two - phase flow model is used to simulate the inner flow field of the tail nozzle pipe under the condition of different high accelerations and particle diameters. At the aspect of the calculation of heat transfer and temperature field, the three heat transferring modes and the respects of each interior area of the nozzle was considered, calculate and analyze the temperature field of the nozzle's three - dimensional integral heat structure. The results show that, the change of temperature grads in the nozzle's inner wall is prominence in the nozzle macrocosm; the gas temperature of the nozzle tail is higher than the pure gas phase with particles and high acceleration, but it descend rapidly in the thermal protection layer; the radiation heat temperature of the particle in different diameter and high acceleration is prominence.

Key words: High acceleration; tail pipe nozzle; numerical simulation