

文章编号:1000-8055(2011)02-0448-05

内孔隔板脉冲固体火箭发动机流场分析

曹熙炜, 刘 宇, 任军学, 王 一 白
(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 为了获得内孔隔板脉冲固体火箭发动机的流场特点, 基于该发动机的工作原理, 利用商用计算流体动力学软件对第二级脉冲工作时不同时刻的流场进行数值模拟. 在纯气相和气固两相条件下, 从压强、马赫数和温度三个角度对仿真结果进行分析, 总结出了内孔隔板脉冲固体火箭发动机在纯气相和两相时的流场特点. 即压强分布相似, 马赫数和温度场存在滞后现象, 且固体颗粒对喷管扩张段的作用集中在壁面附近, 进而对内孔隔板脉冲固体火箭发动机的部件设计提供了参考.

关 键 词: 内孔隔板; 脉冲固体火箭发动机; 流场; 气固两相; 数值模拟
中图分类号: V435. 23 **文献标识码:** A

Analysis on flow field of inner bore clapboard pulse solid rocket motor

CAO Xi-wei, LIU Yu, REN Jun-xue, WANG Yi-bai

(School of Astronautics,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: In order to obtain the characteristics of the flow field of inner bore clapboard pulse solid rocket motor, the numerical simulation of flow field was carried out using the CFD (computational fluid dynamics) software based on the principle of the motor. On the condition of pure gas phase and gas-particle phase, the results were analyzed in terms of pressure, Mach number and temperature. Through the analysis, the characteristic of inner bore clapboard pulse solid rocket motor's flow field was summarized. The pressure distribution was similar, but the Mach number and temperature contours had lag phenomenon. In addition, the solid particles had a severe effect on the wall of the nozzle expanding section. The result provides references for the design of the inner bore clapboard pulse solid rocket motor.

Key words: inner bore clapboard; pulse solid rocket motor; flow field;
gas-particle phase; numerical simulation

双脉冲固体火箭发动机通过把连续的推力分配成两段, 可以按照制导需要有序控制推力的间歇式释放, 灵活地进行导弹飞行中的能量控制. 固体发动机双脉冲技术通过结合飞行弹道控制, 优化发动机两脉冲之间的点火时间, 可避免导弹的飞行速度和气动阻力的高峰值, 从而使导弹在速度减小至机动飞行所要求的最低值以前飞行较远

的距离^[1-3].

内孔隔板脉冲固体火箭发动机属于其中的一种类型. 目前国内对它的研究比较少^[4-6], 但在国外它已经有了实际的应用^[7-10]. 由于它独特的工作模式, 流场特点和其他发动机有些特殊性, 基于此, 本文对它的流场进行了数值模拟, 从压强、马赫数和温度三个方面进行了分析.

收稿日期: 2009-12-11; 修订日期: 2010-06-25

作者简介: 曹熙炜(1984—), 男, 山东聊城人, 博士生, 主要从事航空宇航推进理论与工程研究.

1 物理模型

内孔隔板脉冲固体火箭发动机如图1所示. 第一级脉冲工作时的流场情况和普通发动机相同, 只是在第二级脉冲工作时, 会有一些特殊情况. 第二级药柱为头部端面燃烧, 本文就是对第二级脉冲工作时的流场进行相关计算, 并在模型的简化中采用了如下假设^[11]:

- 1) 燃面完全遵循平行层燃烧定律;
- 2) 隔板及衬层始终与药柱端面平齐.

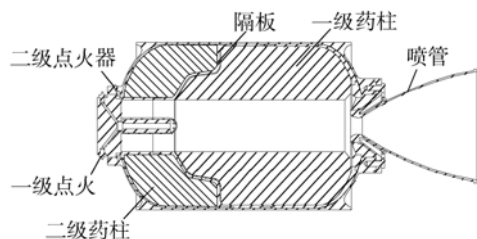


图1 内孔隔板脉冲固体火箭发动机示意图

Fig. 1 Sketch of the inner bore clapboard

主要考察第二级脉冲在不同工作时刻的流场情况, 选取三个特殊截面位置: ①位置A, 即最大截面位置; ②位置B, 即隔板第一转折点位置; ③位置C, 隔板第二转折点位置, 如图2(a), (b), (c)所示.

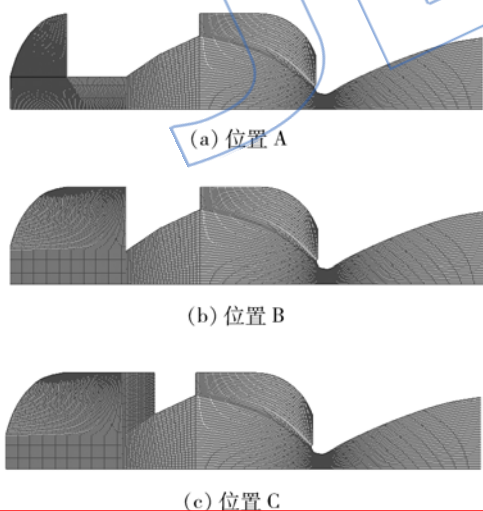


图2 物理简化模型

Fig. 2 Simulation model

2 数值方法

2.1 基本假设

针对该脉冲发动机, 对其流场计算作如下几

方面假设:

- 1) 把整个发动机简化为二维轴对称模型;
- 2) 喷管内为绝热等熵冻结流;
- 3) 颗粒尺寸均一, 忽略颗粒所占的容积对压强的贡献;
- 4) 两相流之间的相互作用仅考虑阻力和对流换热, 没有质量交换, 两相流和壁之间也没有质量交换, 壁面绝热;
- 5) 不考虑颗粒的相变, 认为颗粒为固态. 认为颗粒流量占总流量的质量比为常数.

2.2 控制方程

略去质量力、化学反应和辐射反应, 在直角坐标系中采用二维的雷诺平均 Navier-Stokes (N-S) 方程. 其中对流项采用二阶迎风格式离散, 黏性项离散采用中心差分, 湍流模型采用 Spalart-Allmaras (S-A) 方程模型, 利用 Fluent 6.3 商用软件进行模拟.

2.3 两相流模型

两相流的计算方法可分为颗粒轨道模型(拉格朗日)和拟流体(欧拉)模型两种方法^[12], 主要差别在对凝相的处理上: 前者对颗粒相的计算采用拉格朗日方法追踪颗粒的运动, 对颗粒运动的细节比较容易把握, 有助于深刻了解两相流场现象; 后者对颗粒相从宏观的角度处理为拟流体, 采用和气相类似的方法建立控制方程, 求解颗粒相流场. 本研究主要侧重粒子的轨迹, 采用颗粒轨道模型.

2.4 计算参数

1) 边界条件

入口边界: 质量流量入口条件.

出口边界: 压力出口条件, 针对高空工作环境.

轴对称条件: 整个发动机的对称轴.

壁面条件: 无滑移固壁条件.

2) 颗粒相

加入惰性颗粒 Al_2O_3 , 密度设为 $3060 kg/m^3$, 比定压热容设为 $1420 J/(kg \cdot K)$, 导热系数设为 $40 W/(m \cdot K)$, 颗粒的直径为 $1 \mu m$ ^[11].

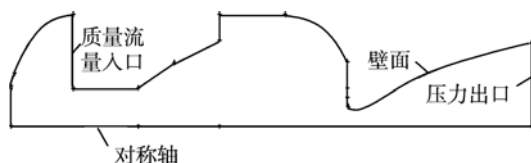


图3 计算模型

Fig. 3 Computational model

3 结果分析

3.1 粒子轨迹

图 4(a),(b),(c)是计算得到的三个不同位置处的粒子轨迹图.从图中可以看出,在一级脉冲的燃烧室部分,颗粒集中在靠中心部位,壁面处颗粒很少;而在喷管中,颗粒对喉衬部位的冲刷比较集中.喷管扩张段中,粒子集中在靠近壁面的区域,且燃面位置越靠后,即由位置 A 到位置 C,粒子越靠近扩张段壁面.因此,在设计脉冲发动机的喷管时,要注意扩张段的设计.

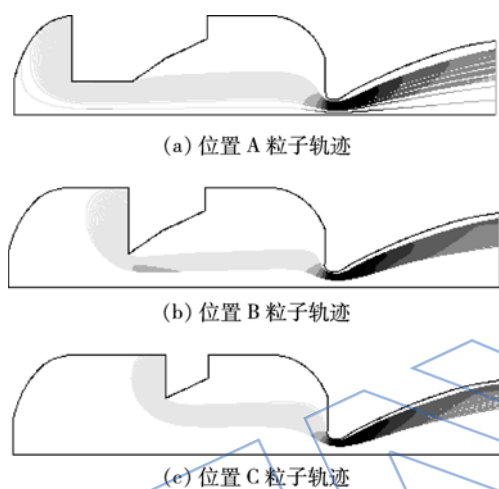


图 4 粒子轨迹

Fig. 4 Particle track

3.2 压强

计算得到三个位置时的压强云图,如图 5(a),(b),(c)所示.从图中可以看出不同位置处的压强有所不同,这跟燃面的变化有关.在工作的初期,燃面逐渐增大,压强升高,随后稳定在一定的水平,后期随着隔板的形状变化,压强又开始减小.

总的来讲两相流流场的压强跟纯气相的几乎完全相同,因为气固两相流的计算中,几乎不考虑颗粒所占的容积,则总压强为气体分子热运动和颗粒布朗运动所贡献的压强.颗粒所贡献的压强与颗粒半径成反比,若要颗粒的分压强对混合物压强的贡献大于等于 1%,颗粒半径必须小于 $5.304 \times 10^{-4} \mu\text{m}$,只要颗粒的直径大于 $0.01 \mu\text{m}$,便可忽略颗粒对压强的贡献.本文中所添加的颗粒直径为 $1 \mu\text{m}$,因此气相流和气固两相流计算结果在相当的精度下完全重合是与理论相符的结果.

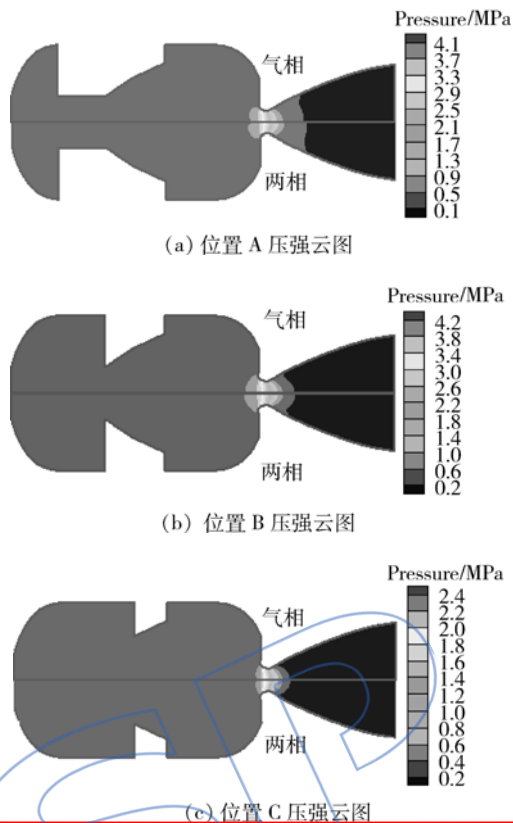


图 5 压强云图

Fig. 5 Pressure contour

图 6 是不同位置的轴向压强对比曲线.不同位置处燃烧室内的差别比较明显,而喷管出口压强的变化很小,这主要是由不同位置处的燃面差别造成的.

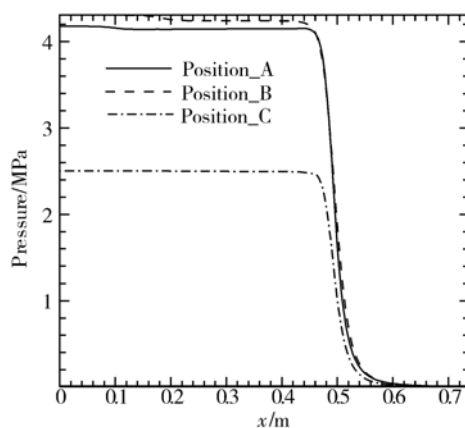


图 6 轴向压强分布曲线

Fig. 6 Pressure distribution along the axis

3.3 马赫数

如图 7(a),(b),(c)所示,是三个不同位置时的马赫数云图.由于颗粒的速度滞后作用,各位置下两相流的马赫数与纯气相相比,都有所滞后.从

图中可以看出,两相流场靠近轴线部分的气流速度小于纯气相流场中相同气流的速度,而在靠近扩张段壁面的位置两者的差别也比较明显,这也正是粒子分布比较集中的区域.这是两相流流场中三氧化二铝颗粒作用的结果,有一部分颗粒自身惯性较大,随流性较差,运动速度落后于气流速度,从而引起气流速度的下降,这将在一定程度上影响发动机性能.

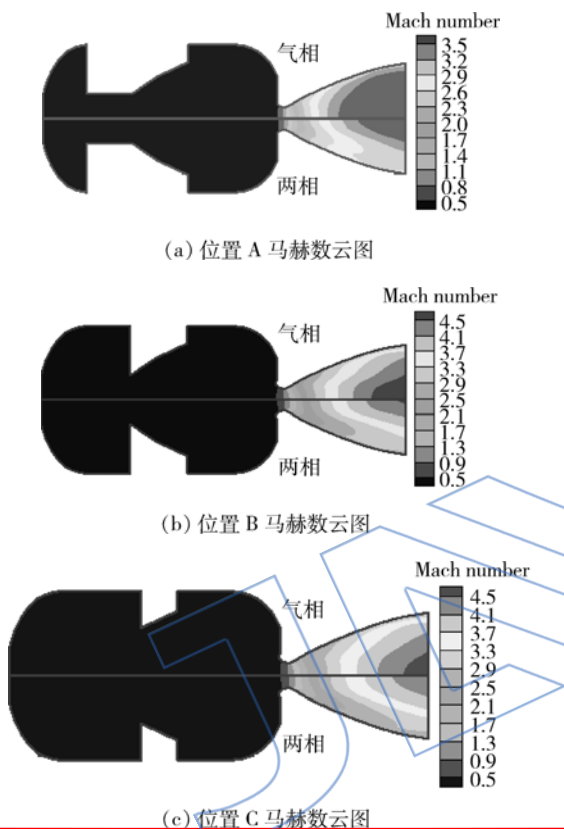


图7 马赫数云图

Fig. 7 Mach number contour

图8是不同位置处的轴向马赫数对比曲线.从图中可以看出,在喷管喉部以前的部位,三个位置的马赫数差别比较小;而在喷管扩张段,三个位置的差别开始变得明显.位置A和位置B的压强基本相同,造成马赫数差别大的原因可能是:位置A时的粒子比位置B时的粒子更接近轴线.位置C的变化介于位置A和B之间,位置C的压强比位置A要小,之所以马赫数比位置A处的大,一是位置A的粒子质量流量比较大,且比较靠近轴线;二是对于A,B,C三个位置来说,喷管都是欠膨胀的,所以压强不是影响马赫数的主要因素.位置C的马赫数比B处小,但差别不大,这可能是由于位置C的压强比位置B的小.

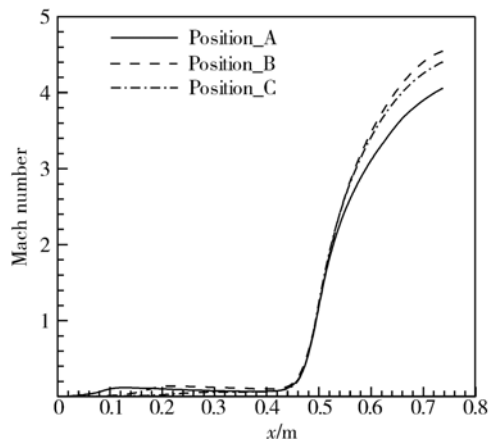


图8 轴向马赫数分布曲线

Fig. 8 Mach number distribution along the axis

3.4 温度

计算得到三个不同位置的温度云图,如图9(a),(b),(c)所示.同马赫数一样,由于颗粒温度滞后,颗粒的热量向气相传递,因此两相流中颗粒集中的部位温度比纯气相有所提高,而在不受颗粒影响的区域,温度跟纯气相基本一致.

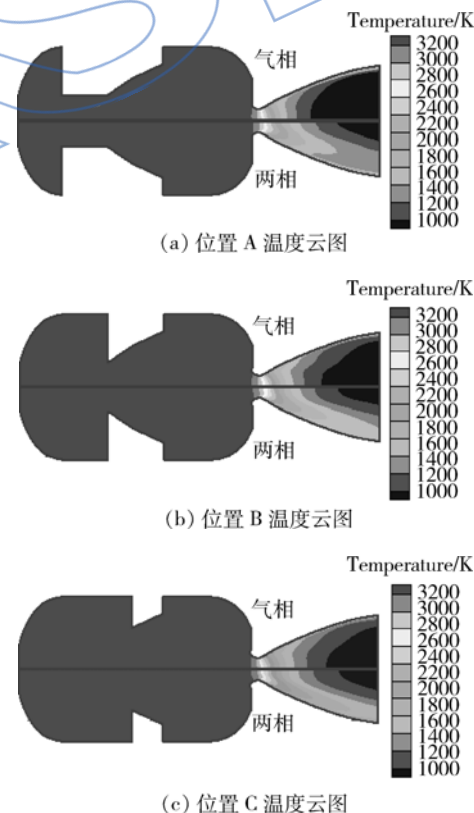


图9 温度云图

Fig. 9 Temperature contour

图10是不同位置轴向温度分布对比曲线.同马赫数类似,在喷管喉部以前的部位,三个位置的

温度差别比较小;而在喷管扩张段,三个位置的差别开始变得明显.原因同马赫数的差别一致.

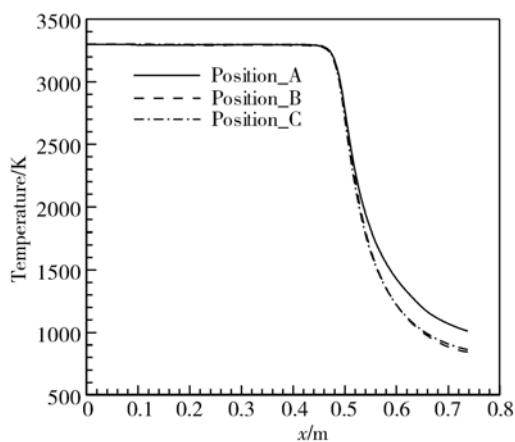


图10 轴向温度分布曲线

Fig. 10 Temperature distribution along the axis

5 结 论

1) 在一级脉冲的燃烧室部分,颗粒集中在靠中心部位,壁面处颗粒很少;而在喷管中,颗粒对喉衬部位的冲刷比较集中.喷管扩张段中,粒子集中在靠近壁面的区域,且燃面位置越靠后,即由位置A到位置C,粒子越靠近扩张段壁面.在这一点上和普通的发动机有一些不同,普通发动机的喷管扩张段,粒子多集中在轴线附近.因此,在设计脉冲发动机的喷管时,要注意扩张段的设计.

2) 不同位置处的压强有所不同,这跟燃面的变化有关.在工作的初期,燃面逐渐增大,压强升高,随后稳定在一定的水平,后期随着隔板的形状变化,压强又开始减小.总的来说两相流流场的压强跟纯气相的几乎完全相同.

3) 由于颗粒的速度滞后作用,两相流场靠近轴线部分的气流速度小于纯气相流场中相同气流的速度,而在靠近扩张段壁面的位置两者的差别也比较明显,这也正是粒子分布比较集中的区域.

4) 同马赫数一样,由于颗粒温度滞后,颗粒的热量向气相传递,因此两相流中颗粒集中的部位温度比纯气相有所提高,而在不受颗粒影响的区域,温度跟纯气相基本一致.

参考文献:

- [1] 刘廷国,何洪庆.多脉冲能量控制在战术导弹中的作用[J].推进技术,1998,19(5):110-114.
LIU Tingguo, HE Hongqing. Investigation of application of multiple-pulse energy control technology to tactical missiles[J]. Journal of Propulsion Technology, 1998, 19(5): 110-114. (in Chinese)
- [2] 叶定友,王敬超.固体发动机多次起动技术及其应用[J].推进技术,1989(4):32-34.
- [3] 阮崇智.战术导弹固体发动机的关键技术问题[J].固体火箭技术,2002,25(2):8-12.
RUAN Chongzhi. Key technical problems for tactical missile solid rocket motors[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2002, 25(2): 8-12. (in Chinese)
- [4] 韩世伟,钟景福.多脉冲固体火箭发动机[J].上海航天,1994(2):38-44.
- [5] 朱光辰,胡克娴,王春利,等.一种双脉冲发动机的技术研究[J].航空动力学报,1996,11(4):364-368.
ZHU Guangchen, HU Kexian, WANG Chunli et al. A study of a dual-pulse motor technique[J]. Journal of Aerospace Power, 1996, 11(4): 364-368. (in Chinese)
- [6] 李江,肖育民,何国强,等.双脉冲固体火箭发动机二次点火内视研究[J].推进技术,1998,19(3):61-64.
LI Jiang, XIAO Yumin, HE Guoqiang, et al. Inner view of dual-pulse solid rocket motor during secondary firing[J]. Journal of Propulsion Technology, 1998, 19(3): 61-64. (in Chinese)
- [7] Naumann K W, Stadler L, Trouillot P, et al. Double-pulse solid rocket technology at Bayern-Chemie/Protac [R]. AIAA 2006-4761, 2006.
- [8] Stadler L J, Trouillot P, Rienacker H, et al. The dual pulse motor for LFK NG[R]. AIAA 2006-4726, 2006.
- [9] Trouillot P, Audri D, Ruiz S. Design of internal thermal insulation and structures for the LFK-NG double-pulse motor[R]. AIAA 2006-4763, 2006.
- [10] Schilling S, Trouillot P, Weigand A. On the development and testing of a 120 mm caliber double pulse motor(DPM) [R]. AIAA 2004-3387, 2004.
- [11] 李宜敏,张中钦,赵元修.固体火箭发动机原理[M].北京:国防工业出版社,1985:111-128.
- [12] 孙敏,方丁酉,张超才.二维喷管两相流动实验理论研究[J].航空学报,1988,9(11):572-576.
SUN Min, FANG Dingyou, ZHANG Chaocai. The experimental and theoretical studies of two-phase nozzle flows [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1988, 9(11): 572-576. (in Chinese)