

级间分离的流场及热流分析研究^{*}

张文普, 丰镇平

(西安交通大学 叶轮机械研究所, 陕西 西安 710049)

摘 要: 对多级火箭级间热分离过程中, 一级、二级发动机的分离流场进行了计算, 并分析了分离机构-柱形爆炸器表面的热流分布情况; 应用分区非结构化网格, 进行了二维可压缩湍流流场的数值模拟, 在数值计算中应用了 $k-\varepsilon$ 湍流模型, 并考虑壁面热辐射的辐射传热模型; 研究了分离过程中, 级间区域的流场特性以及同柱形爆炸器的传热情况, 数值结果将有助于级间分离装置的热防护结构设计。

关键词: 固体推进剂火箭发动机; 级间分离; 数值仿真; 热流计算

中图分类号: V435.11

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2003) 03-0240-04

Numerical simulation of flow field and thermal analysis for stage separation of multistage missile

ZHANG Wenpu, FENG Zhenping

(Inst. of Turbomachinery, Xi'an Jiaotong Univ., Xi'an 710049, China)

Abstract: The separation flow field for stage separation of multistage missile was studied by numerical simulation. The heat flow flux on the surface of explosive separational equipment was predicted. The unstructural grid, $k-\varepsilon$ turbulence model and heat radiator model were applied to simulation for a unsteady axisymmetric flow field. The result can be helpful to the thermal design of stage separation equipment.

Key words: Solid propellant rocket engine; Stage separation; Numerical simulation; Heat flow calculation

1 引 言

当一级发动机工作尚未全面结束时, 二级发动机已经开始点火工作, 二级发动机产生的高温燃气直接喷射到一级发动机的前封头上, 然后, 高温燃气分为两部分, 一部分直接从排气孔排出, 另一部分流入二级发动机后封头、喷管外型面和导弹外壳形成的空腔, 冲刷后封头和喷管。该过程是一个非稳态过程, 经过一定时间, 流动趋于稳态^[1]。

在此过程中, 高温燃气和爆炸分离装置之间存在着强烈的传热效应, 随着热量的传入, 爆炸器内的装药温度急剧升高, 如果装药温度达到点火温度, 就会使爆炸分离过程提前启动, 对火箭正常飞行将造成灾难性影响。因此, 获得分离过程中爆炸器表面的热流密度分布情况对分离机构的设计具有非常重要的意

义。本文针对某型号火箭的级间分离过程, 对从上面级发动机点火到火箭分离的这段时间的流场进行了数值模拟, 并对一级发动机前封头和分离机构-柱形爆炸器进行了传热分析, 数值结果将对一级发动机前封头的热防护和柱形爆炸器的设计提供理论依据。

2 模型及控制方程

级间分离区由一级发动机的后封头、分离装置和二级发动机的喷管部分构成, 在级间段的弹体结构上沿周向分布着 8 个排气口, 考虑到级间热分离过程相对比较复杂, 假设燃气为理想可压缩气体, 计算区域为二维轴对称区域, 将 8 个排气孔按面积平均为二维环型出口, 整个过程为非稳态过程, 不考虑点火过程的影响。基于上述条件的 Faver 平均 N-S 方程^[2]为质量守恒方程:

* 收稿日期: 2002-07-08; 修订日期: 2002-10-15。

作者简介: 张文普 (1971—), 男, 博士, 研究领域为动力机械中的燃烧流动。

$$\frac{\partial}{\partial t} \rho + \frac{\partial}{\partial x} (\rho u) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} (r \rho v) = 0 \quad (1)$$

动量守恒方程:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho u) + \frac{\partial}{\partial x} \left[\rho u u + \frac{2}{3} \rho k + p - \mu_e S_{xx} \right] + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \{ \rho u v - \mu_e S_{rx} \} = 0 \quad (2)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho v) + \frac{\partial}{\partial x} \{ \rho u v - \mu_e S_{rx} \} + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left[\rho v v + p + \frac{2}{3} \rho k - \mu_e S_{\theta\theta} \right] = \frac{1}{r} \left[p + \frac{2}{3} \rho k - \mu_e S_{\theta\theta} \right] \quad (3)$$

动量守恒方程中的 S_{xx} , S_{rx} , S_{rx} 和 $S_{\theta\theta}$ 为应力张量项。

能量守恒方程:

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} (\rho E) + \frac{\partial}{\partial x} \left[\rho E + p + \frac{2}{3} \rho k - \mu_e S_{xx} \right] u - \\ \mu_e S_{rx} v - \gamma \left[\frac{\mu}{Pr} + \frac{\mu_1}{Pr_1} \right] \frac{\partial}{\partial x} e + \\ \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left[\rho E + p + \frac{2}{3} \rho k - \mu_e S_{\theta\theta} \right] v - \\ \mu_e S_{rx} u - \gamma \left[\frac{\mu}{Pr} + \frac{\mu_1}{Pr_1} \right] \frac{\partial}{\partial r} e = 0 \end{aligned} \quad (4)$$

完全气体状态方程:

$$p = (\gamma - 1) \rho e \quad (5)$$

湍流模型为工程计算中普遍应用的 $k-\varepsilon$ 双方程模型。

上述表达式中, ρ 是密度, u 和 v 分别是 x 向和 r 向的速度分量, μ 是层流粘性系数, μ_1 是湍流粘性系数, μ_e 是有效粘性系数, 其值为层流粘性系数与湍流粘性系数之和, Pr 是 Prandtl 数, Pr_1 是湍流 Prandtl 数, E 是总能, e 是内能, p 是压强。

柱形爆炸器内的传热控制方程和辐射传热方程见文献[3]。

3 数值方法

3.1 数值方法

本文需要进行带激波的非定常流动的数值模拟, 因此, 要求在计算中能够准确地捕获激波, 基于上述考虑, 本文应用由张涵信提出的无波动、无自由参数的 NND 格式^[4], 该格式由张来平, 张涵信推广到非结构网格的有限体积格式^[5], 对时间项应用具有二阶精度的 Runge-Kutta 方法, N-S 方程对流项应用 NND 格式, 粘性项采用二阶中心差分格式。

爆炸器内部的传热计算包括三层, 即热涂层、钢制外壳和内部装药。其中, 在传热计算处理中, 将热涂层及钢制外壳仅作一维计算, 计算所得结果作为内部装药二维导热计算的边界条件。

流场与爆炸器内部的传热计算同时进行; 首先给定物面初温, 对流场计算一个时间步长, 得到此刻的流场分布, 根据此刻的流场分布, 计算出此时的边界热流, 然后, 根据得到的热流密度对爆炸器内部的传热过程计算一步, 得到一个新物面温度分布及爆炸器内部的温度分布, 这就是一步完整的耦合计算, 形成了考虑传热过程的完整的流场。同时, 考虑到爆炸器内部的瞬态传热过程计算的时间步长小于流场计算的时间步长, 我们所取的耦合时间步长即爆炸器内传热过程的时间步长大于流场计算的时间步长。

3.2 边界条件

(1) 入口边界: 入口边界应取在燃烧室出口段, 给出燃烧室的总温及总压条件。

(2) 出口边界: 给定出口处的环境压力。如果出口边界是亚声速边界, 以环境压力为出口边界条件; 如果出口为超声速边界, 则通过外推得到。

(3) 连通边界: 连通边界是指相邻区域之间连通部分的边界条件。

(4) 固体壁面边界: 将不考虑换热的固体壁面(一级发动机前封头和柱形爆炸器表面除外) 设置为绝热边界。

(5) 耦合换热边界条件: 在边界面上温度连续, 同时, 流场对耦合边界传热的热流密度等于爆炸器边界传入的热流密度。 $T_s = T_g$; $q_s = -q_g$ 。

(6) 轴对称边界条件: 将喷管的对称轴设置为轴对称边界。

3.3 初始条件

初始压力、密度及温度取环境压力、密度和环境温度, 速度为零, 没有燃气的流动。

4 数值结果及分析

计算中应用的原始数据为燃烧室总压 $p = 5.5 \text{ MPa}$, 燃烧室总温 $T = 3544 \text{ K}$, 气体常数 $R = 284.2 \text{ J/kg} \cdot \text{K}$, 燃气比热比 $\gamma = 1.13$, 环境压力 $p = 10426 \text{ Pa}$ (16km 高空处压力), 环境温度 $T = 217 \text{ K}$ 。爆炸器内装药密度 1600 kg/m^3 , 比热 $1254 \text{ J/kg} \cdot \text{K}$, 导热系数 $0.226 \text{ W/m} \cdot \text{K}$, 隔热涂层的导热系数为 $0.033 \text{ W/m} \cdot \text{K}$, 厚度 1 mm 。

由于计算区域比较复杂, 因而应用分区的方法来划分网格, 将计算区域分为以下四个区, 如图1所示, 其中1区为喷管内型面及其延长线、对称轴、喷管进口和前封头围成的区域, 2区为喷管外型面、弹体型面以及上级发动机后封头围成的区域; 3区是为了计

算上的便利,使计算收敛性较好,而人为加上的区域;4区为柱形爆炸器内的固体装药区域。各区单独生成网格,但通过连通部分而相互关联。其中1区的网格数为3 975,2区的网格数为29 599,3区的网格数为8 302,4区的网格数为580。非定常计算中,流场时间步长取.001ms,导热计算时间步长1ms,气流与爆炸器换热的总计算时间设置为1000ms。

图2是下级发动机前封头在10ms时的热流密度分布,横坐标为前封头沿发动机径向的距离(图3~6的横坐标也是如此)。其热流密度值最大约为 $4.25 \times 10^5 \text{ W/m}^2$,最小约为 $2.25 \times 10^5 \text{ W/m}^2$,在径向位置0.7m,接近喷管裙处达到最小值。

图3和图4分别为流场达到稳定时的马赫数等值线图和速度矢量图,从图中可以看出;喷管扩张段内存在激波,激波前后燃气流动速度变化比较大,激波后和前封头之间存在一个回流区,回流区是由于前封头对燃气流动阻塞而形成的,排气口出口燃气流速为超声速,表明弹体外的扰动不会影响分离流场内部,但是,外界压强的变化将影响喷管内的激波位置及激波下游的亚声速流场。

图5是10ms和50ms时,柱形爆炸器表面的热流密度分布,由于表面位置用径向距离来表示,故图中

横向位置的两条曲线分别代表爆炸器的前后面,纵向曲线代表爆炸器的上下表面(同图6)。从图中可以看出,在径向位置为0.7m时,即爆炸器的下表面处,热流密度较大,最大表面热流密度位于爆炸器下表面靠近前封头的地方,而且下表面的热流密度明显大于上表面的热流密度,爆炸器前面上的热流密度大于含凹陷的后面上的热流密度,10ms时下表面的热流密度平均为 $8.75 \times 10^4 \text{ W/m}^2$,上表面的热流密度平均约为 $6.0 \times 10^4 \text{ W/m}^2$ 。50ms时,上下表面处的热流密度均小于10ms时的热流密度值,但分布曲线基本一致。

图6(a)是1000ms时,柱形爆炸器表面热流密度分布图,同10ms和50ms相比,表面热流密度一直处于降低趋势,这是因为随着热量不断进入爆炸器内部,其表面和内部温度逐渐升高,从而与高温燃气流的温度差减小,导致热流密度递减。图6(b)是无热障涂层的爆炸器表面热流密度分布(10ms),其下表面的热流密度变化较大,均值约为 $3.75 \times 10^6 \text{ W/m}^2$,远远高于有热障涂层时的热流密度值;这是因为热涂层的应用降低了钢制外壳的导热率,外壳的导热率从 $16.9 \text{ W/m} \cdot \text{K}$ 降低到 $0.033 \text{ W/m} \cdot \text{K}$,仅为原来的百分之一不到,从而抑制了高温燃气对爆炸器表面的传热作用。

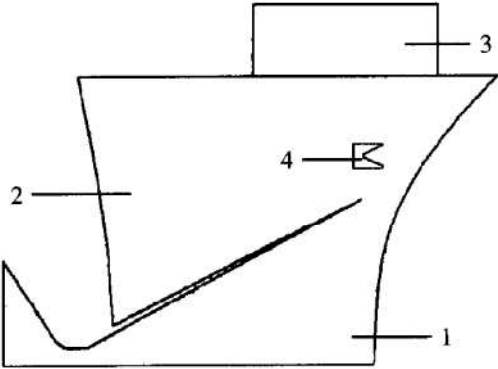


Fig. 1 Schematic diagram of computational domain

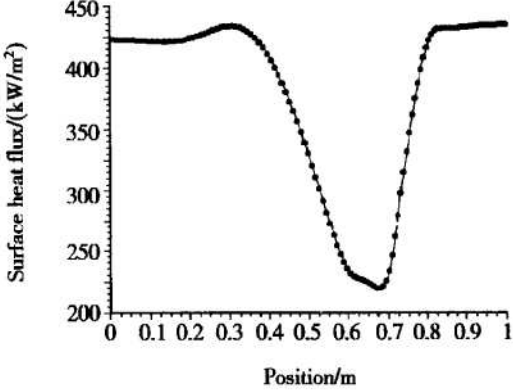


Fig. 2 Surface heat flux at different position

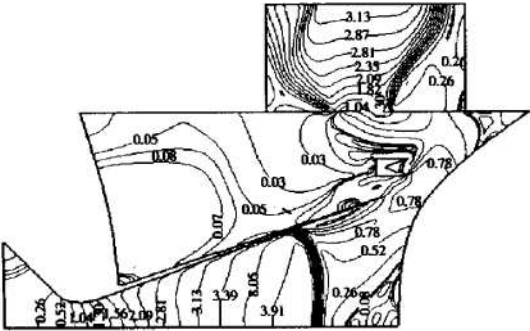


Fig. 3 Mach number contours computational domain

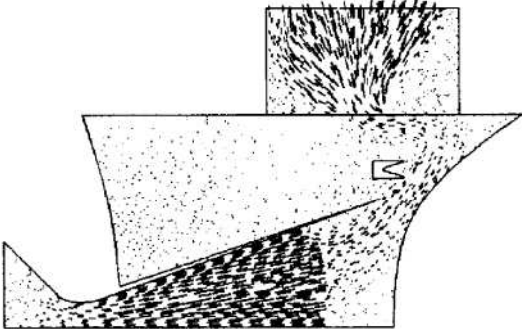


Fig. 4 Velocity vectors of computational domain

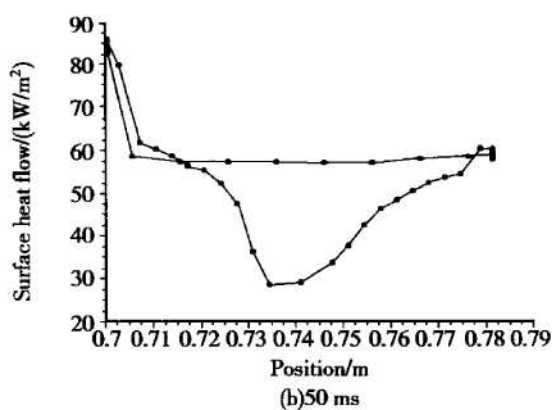
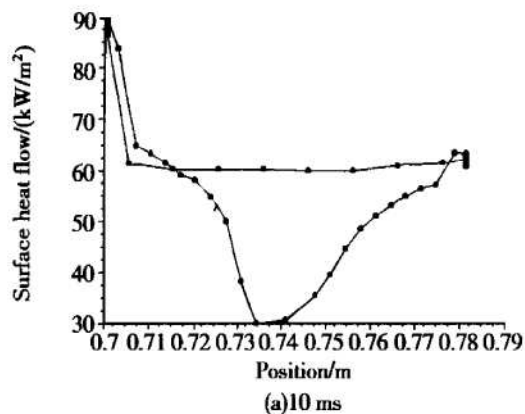


Fig. 5 Surface heat flux at different position

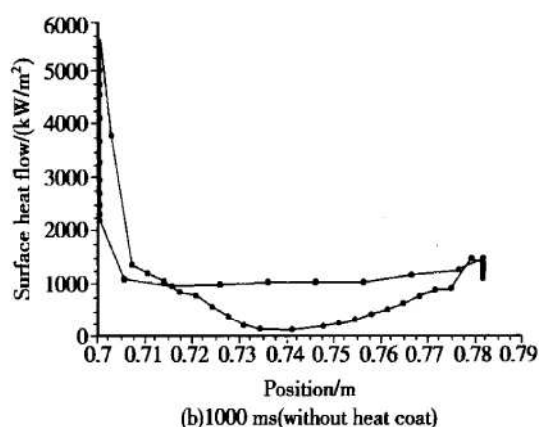
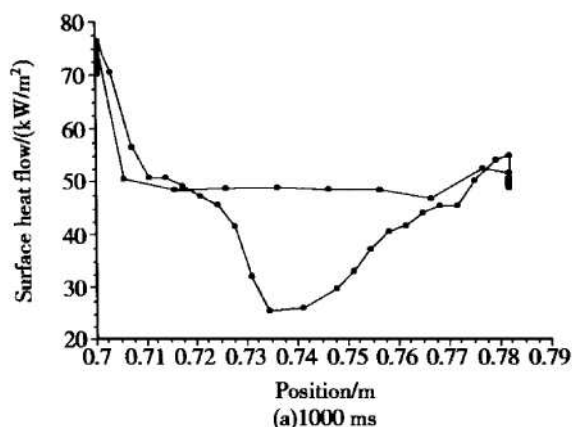


Fig. 6 Surface heat flux at different position

5 结 论

(1) 一级发动机前封头在初始时刻的热流密度均值在 $4.0 \times 10^5 \text{ W/m}^2$ 左右, 最大约为 $4.25 \times 10^5 \text{ W/m}^2$, 在前封头与喷管裙相接处, 热流密度最小。

(2) 爆炸器表面热流密度会随时间变化, 开始时刻热流密度均值约为 $6.0 \times 10^4 \text{ W/m}^2$, 最大为 $9.0 \times 10^4 \text{ W/m}^2$, 分离结束时, 热流密度平均值 $6.0 \times 10^4 \text{ W/m}^2$, 最大 $7.8 \times 10^4 \text{ W/m}^2$, 最大热流密度与最高温度点一致, 都位于下表面靠近前封头的地方, 下表面的热流密度和温度均大于上表面处。

(3) 爆炸器表面的热障涂层极大地降低了高温燃气对爆炸器的传热, 提高了爆炸器的热稳定性。

参考文献:

- [1] 李江, 肖育明, 孙得川. 导弹级间热分离流场的数值预示[J]. 推进技术, 1998, 19(4).
- [2] Philippe Reynier, Hieu Ha Minh. Numerical prediction of unsteady compressible turbulent coaxial jets[J]. Computers & Fluids, 1998, 27(2).
- [3] 陶文铨. 数值传热学的近代进展[M]. 西安: 西安交通大学出版社, 2000.
- [4] 张涵信. 无波动. 无自由参数的耗散差分格式[J]. 空气动力学报, 1989, 6(2).
- [5] 张来平, 张涵信. NND 格式在非结构网格中的推广[J]. 力学学报, 1996, 28(2).

(编辑: 王居信)