

文章编号: 1000-8055(2008)02-0342-05

导弹助推器分离过程数值模拟研究

王 力, 谷良贤

(西北工业大学 航天学院, 西安 710072)

摘 要: 应用了结构网格中的 Chimera 重叠网格技术和 Favre 平均三维 N-S 方程以获得流场解. 采用 $k-\epsilon$ 湍流模型模拟气体的湍流粘性影响, 计算中分别考虑空气和两种火箭发动机喷流等三种不同流动介质, 采用时间相关边界模拟发动机拖尾段的非定常流动, 最终求解带约束的六自由度弹道方程模拟了导弹助推器的分离脱落过程. 并对发动机喷流对助推器分离的影响开展研究. 所做工作可对于精确确定火箭助推器分离轨迹及姿态提供方法参考.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 射流; 拖尾段; 重叠网格; 助推器分离; 时间相关边界; 数值模拟
中图分类号: V430 **文献标识码:** A

Numerical simulation and study of the separation process of missile booster

WANG Li, GU Liang xian

(School of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The overset/Chimera algorithm for structured grids and Favre-averaged Navier-Stokes equations were employed to solve the flow field. Tstion gas jets, were considered in this simulation. A time profile boundary was employed to simulate the unsteady flow in the tail off duration of the booster. The separating trajectory was ultimately achieved by solving the 6DOF (six degree of freedom) motion models with certain constraints. Moreover, the influence of engine jet on booster separation was studied. The work provides a reference for accurately simulating the trajectory and attitude of rocket booster.

Key words: aerospace propulsion system; engine jet; tail off duration; overset grid; booster separation; time profile boundary; numerical simulation

地空或舰空导弹常采用并联或串联助推器以使导弹快速获得要求的飞行速度和高度, 因此, 必须对助推器的安全分离问题进行研究. 对于像助推器分离这样的多体分离动力学过程的实验研究, 试验条件和模型设计均非常苛刻, 且花费较大, 开展分离过程的数值模拟研究就显得十分必要.

国内对运动分离问题的数值模拟研究多进行了大量简化, 如忽略三维效应而采用二维计算、不考虑气体粘性而求解气体欧拉方程、假定分离时助推发动机不工作、或采用单一组元进行流场模拟等^[1-2].

本文对某型导弹的助推器分离过程进行了数值模拟. 此导弹采用并联助推器方案, 发射时主发动机和助推发动机同时点火, 助推器工作完毕后, 采用被动释放的方式与导弹分离. 计算模型中考虑了多种影响因素, 特别是在分离过程中尝试了对发动机推力拖尾段的数值模拟, 旨在较为精确地仿真助推器的分离轨迹.

1 计算模型与数值方法

1.1 控制方程和离散方法

Favre 平均 N-S 方程

收稿日期: 2007-01-12; 修订日期: 2007-03-29

作者简介: 王力(1983), 男, 陕西咸阳人, 硕士生, 主要从事飞行器总体设计研究工作.

流场的流动控制方程采用 Favre 平均(即密度加权平均) N-S 方程. 对密度、压强、粘性切应力和热流矢量取雷诺分解, 对速度、总能量和温度取 Favre 分解.

$$\left. \begin{aligned} \rho &= \bar{\rho} + \rho' \\ p &= \bar{p} + p' \\ \tau_{ij} &= \bar{\tau}_{ij} + \tau'_{ij} \\ q &= \bar{q} + q' \end{aligned} \right\} \begin{aligned} u_i &= \tilde{u}_i + u_i'' \\ E &= \tilde{E} + E'' \\ T &= \tilde{T} + T'' \end{aligned}$$

质量守恒方程 $\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j) = 0$

动量守恒方程

$$\begin{aligned} \frac{\partial \rho \tilde{u}_i}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \tilde{u}_i \tilde{u}_j) = \\ - \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \bar{\tau}_{ji} - \frac{\partial}{\partial x_j}(\overline{\rho u_i u_j''}) \end{aligned}$$

能量守恒方程

$$\begin{aligned} \frac{\partial \rho \tilde{E}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \tilde{E} + \bar{p}) \tilde{u}_j = \\ \frac{\partial}{\partial x_j} \tau_{ji} \tilde{u}_i + \frac{\partial}{\partial x_j} k \frac{\partial \tilde{T}}{\partial x_j} - \\ \frac{\partial}{\partial x_j}(\overline{\rho E'' u_j} + \overline{p u_j''} - \overline{\tau_{ji} u_i''}) \end{aligned}$$

空间数值方法采用了 Roe 的近似黎曼解方法. Roe 格式的对流运动通量为

$$\begin{aligned} F_{cm,f}^{*n} &= \frac{1}{2} [F_{cm}^n(Q^L) + F_{cm}^n(Q^R)] - \\ \frac{1}{2} | \tilde{A}_F | [Q^R - Q^L] &= F_f^*(Q^L, Q^R) \end{aligned}$$

其中* 表示数值通量, L 表示单元表面的左边, R 表示单元表面的右边, $\tilde{A}_F$ 表示 Roe 平均通量雅克比行列式. 线化后的数值通量为

$$F_{cm,f}^{*n+1} = F_{cm,f}^{*n} + \frac{\partial F^*}{\partial Q^L} \Big|_f^n \Delta Q^L + \frac{\partial F^*}{\partial Q^R} \Big|_f^n \Delta Q^R$$

为防止在激波附近解的过冲或过膨胀, 引入了 Minmod(1, r) 限制器. 以 q 代表任何原始变量, ξ 表示单元中心到单元表面中心的距离.

当地梯度为

$$\frac{dq}{d\xi} \Big|_{i+\frac{1}{2}} = \frac{q_{i+1} - q_i}{\xi_{i+1} + \xi_i}$$

梯度比为

$$r_{i+\frac{1}{2}} = \frac{\frac{dq}{d\xi} \Big|_{i+\frac{3}{2}}}{\frac{dq}{d\xi} \Big|_{i+\frac{1}{2}}}$$

表面处的值为

$$q_{i+\frac{1}{2}}^R = q_i - \phi \left(r_{i+\frac{1}{2}} \right) \left(\frac{q_{i+1} - q_i}{\xi_{i+1} + \xi_i} \right) \xi_i$$

$$q_{i+\frac{1}{2}}^L = q_i - \phi \left(r_{i-\frac{1}{2}} \right) \left(\frac{q_i - q_{i-1}}{\xi_i + \xi_{i-1}} \right) \xi_{i-1}$$

其中 ϕ 为斜率限制器.

$$\phi(r) = \max(0, \min(1, r))$$

有限体积法:

采用的离散方法为有限体积法. 该方法将计算空间离散为具有有限体积的小单元, 并将计算得到的所需变量值存储在单元的中心.

1.2 模型分析处理

分离机构:

本研究中助推器与导弹主发动机并联, 置于主发动机下方, 采用一对截锥体、截锥窝对接接头, 助推器点火后锥体自动对中入窝, 传递推力. 当拖尾段推力还未完全消失时, 在重力和气动力的作用下, 助推器实现分离.

湍流模型:

发动机喷流与空气伴随流相互作用, 流动为完全湍流流动, 为此, 本文采用带壁面方程的两方程 $k-\epsilon$ 模型来模拟湍流流动.

多组分流动模型:

为考虑不同流动介质之间的相互影响, 本文用三种理想气体来分别模拟空气、主发动机喷流和助推发动机喷流. 采用此法可较为准确地获得喷流的力学特性^[3].

空气: $R = 287 \text{ N} \cdot \text{m}/(\text{kg} \cdot \text{K})$, $\gamma = 1.4$;
主发动机喷流: $R = 338.38 \text{ N} \cdot \text{m}/(\text{kg} \cdot \text{K})$, $\gamma = 1.308$;

助推发动机喷流: $R = 314.32 \text{ N} \cdot \text{m}/(\text{kg} \cdot \text{K})$, $\gamma = 1.217$.

发动机喷管:

对主发动机喷流, 以喷管出口处为入流边界, 并采用源流假设修正其非轴向损失.

对助推发动机, 取喷管喉部截面为入流边界, 假定喉部流动参数均匀一致, 进行喷管内外流的一体化计算.

时间相关边界:

在发动机拖尾段, 喷管流率大于燃气生成率, 燃烧室中压强迅速下降. 为计算拖尾段燃烧室压强, 常采用两种处理方法, 等温膨胀法和绝热膨胀法. 等温膨胀法适用于有余药燃烧情况; 绝热膨胀法更适合于燃烧室内无余药或快速熄火的情况. 针对于本具体问题, 采用绝热膨胀法计算燃烧室压强变化. 得到 $p-\epsilon t$ 曲线如图 1 所示.

根据拉瓦尔喷管中流体流动性质, 结合气动力函数和喷管的几何参数, 编程求得不同时刻喷

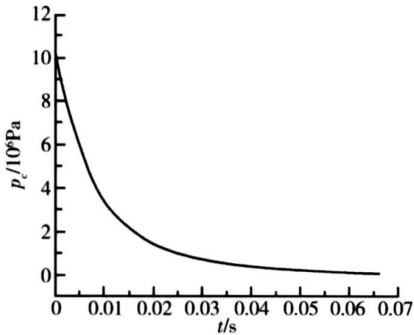


图 1 助推发动机拖尾段燃烧室压强时间曲线

Fig. 1 Press in the booster engine variation with time within tail off duration

管喉部截面上流体的速度, 压力, 温度等参数, 作为时间相关的入流边界条件.

计算网格:

计算采用结构重叠网格. 网格结点数 75 万. 模型的表面网格和重叠网格示意图如下.



图 2 飞行器表面网格及重叠网格

Fig. 2 Surface mesh and overset grid

边界条件:

物面边界: 无滑移绝热壁条件, $\mu=0, v=0, w=0, \partial p/\partial n=0, \partial T/\partial n=0$

外流边界: 标准大气环境, 飞行高度 41 m, 马赫数 0.49, 迎角 -9.18° , 俯仰角 15° .

主发动机喷流边界: 静压 136 868 Pa, 温度 1 382.29 K, 马赫数 2.792 25.

助推发动机喷流边界: 对发动机喷管喉部应用时间相关边界.

1.3 重叠网格及动网格技术

为模拟助推器的分离运动, 运用 Chimera 分区重叠网格的自动挖洞机制实现对六自由度运动体的模拟^[4,5]. 6DOF 运动体控制方程

$$\sum F = \frac{d}{dt}(mv)$$

$$\sum M = \frac{d}{dt}(h)$$

F 表示合成外力向量, m 表示运动体质量, v 表示运动体质心速度向量.

M 表示合成外力对运动体质心的力矩, h 表示对运动体质心的合成角动量向量.

2 计算结果分析

2.1 数值方法有效性分析验证

采用上述方法对发动机燃气喷流进行了计算求解, 计算准确地捕捉了喷流的周期性波系结构, 显示了气体在湍流粘性的作用下核心激波结构区的衰减和扩散变化.

主发动机喷口处喷流静压比小于 1.4, 属中度欠膨胀燃气喷流, 流场中尚未出现马赫盘结构. 图 3 所示为其喷流等马赫数线, 显示出了中度欠膨胀燃气喷流的典型结构. 如斜激波、波节、核心区、混合区等, 证实算法有效.

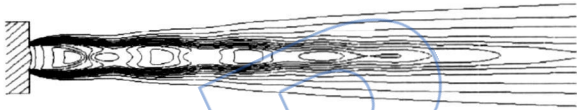


图 3 主发动机喷流等马赫数线

Fig. 3 Mach contours of the main engine jet

图 4 显示助推发动机在拖尾段不同时刻的喷流结构. $t=0$ s 时, 喷口静压比 >2 , 喷流在相交激波的作用下已经开始出现马赫盘结构; 随着燃烧室压力的骤减, 波系结构也发生变化; $t=3.0674 \times 10^{-2}$ s 时刻, 有一道正激波进入喷管, 喷管中开始出现亚声速流; 随后, 正激波由喷口截面开始向喷管喉部移动, 如图 4 中 $t=4.0237 \times 10^{-2}$ s 所示. 可见本文通过时间相关算法捕捉到了发动机拖尾段的流场变化.

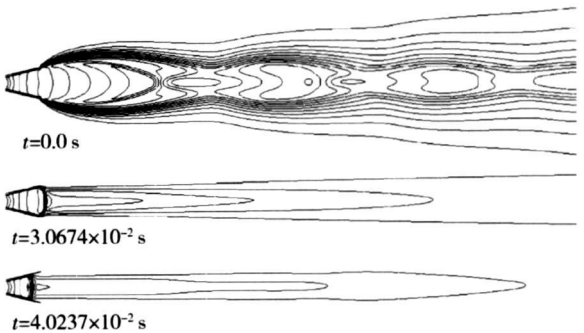


图 4 助推发动机拖尾段不同时刻喷流等马赫数线

Fig. 4 Mach contours of the booster engine jet within the tail off duration

2.2 分离过程仿真

为模拟助推器的分离轨迹, 最小计算时间步长取为 $\Delta t=5 \times 10^{-5}$ s, 在 Hp Workstation

xw 9300 工作站上仿真分离过程 0.25 s, 耗时约 60 h. 得到助推器的分离轨迹如图 5 所示. 由图可见助推器实现了安全分离.

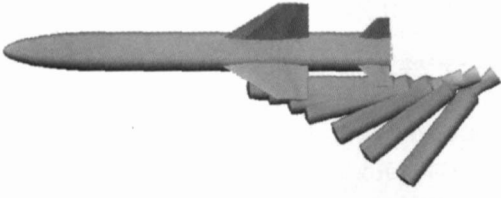


图 5 助推发动机分离轨迹

Fig. 5 Separation trajectory of the booster

图 6 为分离过程进行至 $t=1.0619\times10^{-2}$ s 时弹身纵向剖面的压力等值线. 图 7 为分离过程进行至 $t=2.0440\times10^{-1}$ s 时弹身纵向剖面的压力等值线.

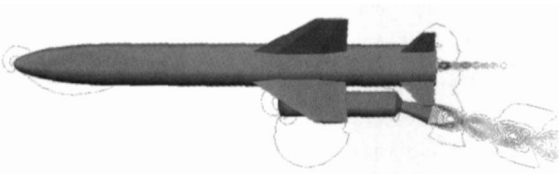


图 6 $t=1.0619\times10^{-2}$ s 时刻压力等值线

Fig. 6 Pressure contours at $t=1.0619\times10^{-2}$ s

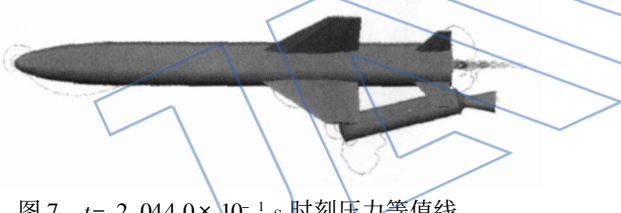


图 7 $t=2.0440\times10^{-1}$ s 时刻压力等值线

Fig. 7 Pressure contours at $t=2.0440\times10^{-1}$ s

可明显看出助推发动机进入拖尾段后喷流强度迅速减小, 进而引起其外流场发生相应变化. 而主发动机由于处于稳定工作段, 其燃烧室压力恒定, 所以喷流结构在分离过程中不发生大的变化.

从燃气组分的质量密度分布可知, 主发动机和助推发动机喷流只存在于各自喷管下游混合层以内的区域, 没有发生直接混合影响, 混合层以外几乎全部是空气来流.

2.3 发动机喷流影响

为考察发动机喷流对助推器分离的影响. 本文分别对以下 3 种假设状态下的分离过程进行了数值模拟.

①主发动机, 助推发动机均不工作. 采用单一空气组分流动模型计算流场. 计算模型中不考虑燃气喷流.

②主发动机工作, 助推发动机不工作. 考虑

空气和主发动机喷流的混合组分流动模型. 即在仿真助推器分离过程时假定助推发动机进入拖尾段后发动机喷流消失.

③主发动机工作, 同时考虑助推发动机进入拖尾段后喷流的衰减过程. 流场中考虑了空气、主发动机喷流、助推发动机喷流等三种组分.

3 种状态下助推器分离过程的对比曲线如图 8 所示, 所取坐标系的坐标原点位于导弹弹头. OX 轴沿导弹纵轴, 指向来流; OY 轴在导弹的纵向对称面内, 垂至 OX , OZ 轴与 OX 轴 OY 轴构成右手直角坐标系.

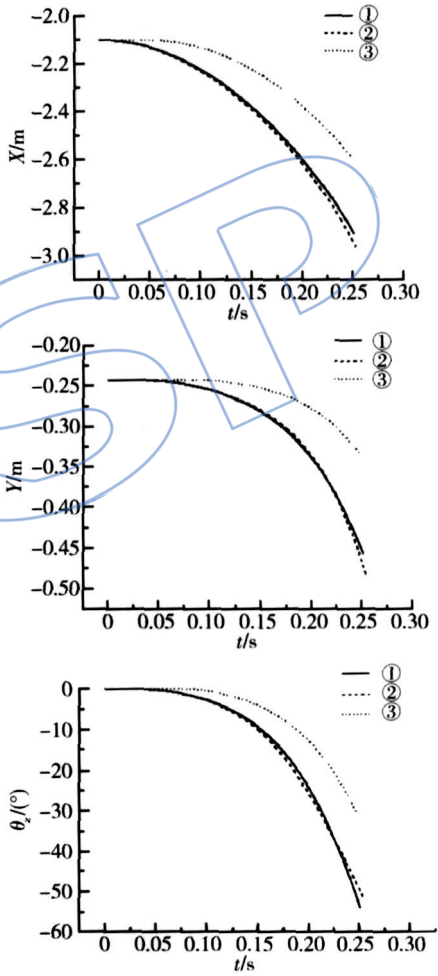


图 8 不同模型结果对比

Fig. 8 Comparison of the results of different models

从图中可以直观地看到, ③相对于 ①和 ②的运动滞后了时间 Δt . 这是因为在分离机构的约束下, 只有当助推器所受气体阻力大于发动机推力和助推器重力在其轴线上分力时才开始分离过程. 在此 $\Delta t=3.718\times10^{-2}$ s.

主发动机喷流对助推器的影响是通过流场间接产生的. 发动机喷流与空气伴随流相互作用产生激波, 从而削弱了喷流对整个外流场的作用. 因

此, ①、②假设下, 分离轨迹差别较小. 对于状态③, 发动机拖尾段推力直接作用于助推器, 对其分离轨迹影响较大. 在拖尾段推力的影响下, 分离初期加速度较小, 助推器与分离机构脱离后, 由于斜喷管推力产生的附加滚动力矩, 导致滚动角加速度增大, 滚动加剧. 与①、②相比, 状态③更加符合真实情况.

3 结 论

本文数值模拟了某型导弹助推器与弹体间的分离过程. 计算模型中应用了多组分流动模型、Chimera 重叠网格、时间相关边界等 CFD 领域中的先进计算技术, 较全面地考虑了分离过程中的各种流动现象. 并就发动机喷流对于助推器的分离影响开展了研究. 结果分析表明:

(1) 采用本文方法可对助推器分离、级间分离等复杂流动进行有效的数值模拟. 由于算法可准确捕捉喷流流场, 故而亦可用于对火箭发射或分离过程中可能产生的燃气冲刷进行数值模拟研究.

(2) 通过对于考虑发动机喷流和忽略喷流影响的计算所得流场分析对比表明, 喷流主要影响其下游的流场特性, 而对上游导弹表面的压力、温度等分布影响较小.

(3) 直接作用于分离体上的作用力对于分离姿态和时间的影响较大. 在数值模拟计算时, 应充分考虑其影响, 如本文研究中应考虑助推发动机拖尾段推力对分离过程的影响.

参考文献:

- [1] 王巍, 刘君, 刘冰, 等. 火箭助推器从芯级飞行器动态分离过程的数值模拟[J]. 宇航学报, 2006, 27(4): 766-770.
WANG Wei, LIU Jun, LIU Bing, et al. Numerical simulation the process of the rocket booster separating from spaceship[J]. Journal of Astronautics, 2006, 27(4): 766-770.
- [2] 郭正, 刘君, 李晓斌, 等. 高超声速验证飞行器助推分离段流场数值研究[J]. 推进技术, 2002, 23(3): 219-222.
GUO Zheng, LIU Jun, LI Xiaobin, et al. Numerical study of flow past hypersonic research vehicle with detaching booster[J]. Journal of Propulsion Technology, 2002, 23(3): 219-222.
- [3] 苗瑞生. 发射气体动力学[M]. 北京: 国防工业出版社, 2006: 206-276.
MIAO Ruisheng. Gas dynamics for launch[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2006: 206-276.
- [4] Wang Z J, Parthasarathy V, Hariharan. A fully automated Chimera methodology for multiple moving body problems[R]. AIAA 98-0217.
- [5] Nichols R H, Denny A G. Numerical simulation of a store in controlled separation[R]. AIAA 99-3128.