

文章编号: 1001-2486(2007)06-0019-03

助推器分离过程动态流场数值模拟*

马加庆, 刘君, 周进

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南长沙 410073)

摘要:利用三维 N-S 方程, 采用 NND2M 有限差分格式作为数值离散方法, 对助推器与上面级分离过程的动态流场进行了数值模拟, 分析了反作用推力火箭发动机的喷流对上面级弹体底部轴向作用力的影响。根据计算得到的变化规律发现, 在分离距离较小的情况下, 反推火箭喷流对上面级弹体的干扰作用明显, 产生较大轴向作用力, 对于上面级飞行稳定性有影响。

关键词: 横向射流; 级间分离; 数值模拟

中图分类号: V211.3 **文献标识码:** A

Numerical Simulation of Dynamic Flow Field in Booster Detaching Process

MA Ja-qing, LIU Jun, ZHOU Jin

(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: The 3D N-S equations are numerically solved, while NND2M scheme is used for the discretization of the equations, aimed to simulate the dynamic flow about the process in which booster takes apart from upper stage. The effect that the jet of the counter-thrust rocket motor exerts on the axial force on the base of upper stage body is analyzed. The results of the simulation show a law that counter-thrust rocket jet has a great effect on the upper stage body while the distance between them is short, which produces a big axial force doing harm to the flight stability of upper stage.

Key words: transverse jet; stage separation; numerical simulation

助推器与上面级的级间分离因直接涉及运载火箭外形选择与布局、总体参数选择、动力系统设计、弹道设计、姿控设计和箭体结构设计等方面而成为运载火箭总体设计的关键之一。在级间分离过程中, 作用在飞行器上的力和力矩变化、燃气喷流激波、物面激波与喷流边界的严重干扰、有粘性混合层与分离旋涡引起的非定常不稳定现象以及箭体质心横移、箭体轴线对接误差、发动机推力线偏移和偏斜、级间压力作用线偏移和偏斜等扰动因素的影响, 从而产生了对上面级继续飞行的干扰, 或在分离过程中, 运载火箭上、下两级之间发生碰撞而造成不良后果。由于这种重要性, 国外不少学者对分离系统开展了大量研究工作并取得了一定成果^[1-4]。

本文从薄层近似三维可压缩的 N-S 方程出发, 采用 NND2M 差分格式编制的 CFD (Computational Fluid Dynamics) 数值模拟软件, 就分离过程中反推火箭的反向喷流对上面级的干扰流场进行了数值模拟, 提供了基本的流场信息, 重点针对反向喷流流场对上面级箭体底部的压力影响进行数值仿真和分析, 目的是给出反推火箭喷流作用于上面级底部的轴向作用力, 以便为总体设计提供指导。

1 计算方法

1.1 控制方程和离散格式

在超声速流动过程中, 流场内膨胀波、激波引起的参数变化与比热比等热力学特性密切相关, 由于反推火箭发动机的燃气组元与环境空气不同, 因此, 本文采用双组元完全气体 N-S 方程组对助推器分离

* 收稿日期: 2007-07-01

基金项目: 国家部委资助项目

作者简介: 马加庆(1969—), 男, 博士生。

过程的流场进行数值仿真,其笛卡儿坐标系下无量纲化的表达形式为:

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

其中,守恒变量 $Q = (\rho, \rho u, \rho v, \rho w, e, \rho_1)^T$; F, G, H 为对流项通量; F_v, G_v 和 H_v 是扩散项通量; $e = 0.5\rho(u^2 + v^2 + w^2) + e_1 + e_2, \rho_1 + \rho_2 = \rho, \rho_i$ 和 e_i 为第 i ($i = 1, 2$) 组分的密度和内能, ρ 和 e 为流体微团总密度和总能量。层流粘性系数采用 Sutherland 公式。本次数值模拟未考虑喷流的湍流效应。封闭方程组时补充了完全气体假设下微团的状态方程:

$$p = p_1 + p_2 = \rho_1 R_1 T + \rho_2 R_2 T \quad (2)$$

其中, R_i 为组分气体常数。另外, $e_i = R_i T / (\gamma_i - 1), \gamma_i$ 是第 i 组分的比热比。

计算时为了准确描述边界几何外形,需要将式(1)变换到任意坐标系 (τ, ξ, η, ζ) 下,为了提高计算效率,对该贴体坐标系下的控制方程进行了薄层近似处理,并采用时间分裂法将三维问题转化为三个一维问题来求解。空间离散时对流项采用 NND2M 格式,粘性项采用中心差分格式。

以上过程的详细推导以及 NND2M 差分格式的处理步骤请参见文献[5]。

1.2 物理模型、计算网格及边界条件

本文研究的物理问题为:上面级与助推器对接处附近的反推火箭发动机(位于助推器上)产生的反向喷流对上面级的轴向作用力的变化规律。上面级与助推器的无量纲分离距离 \bar{L} 随无量纲分离时间 \bar{t} 的关系曲线可参见图 1。分析该曲线的变化斜率以及喷流的作用时间,可以采用准定常的方式来对整个分离过程进行数值模拟。计算流程为:先计算反推火箭发动机的收敛流场,然后采用准定常的方式计算火箭与助推器的分离流动。

计算采用的计算网格拓扑结构为 H 型,其结构示意图可参见图 2,其中左边为分离流场全局网格,右边为反推火箭发动机内流场网格。

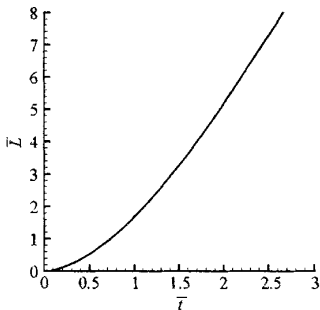


图 1 分离曲线
Fig.1 Separate curve

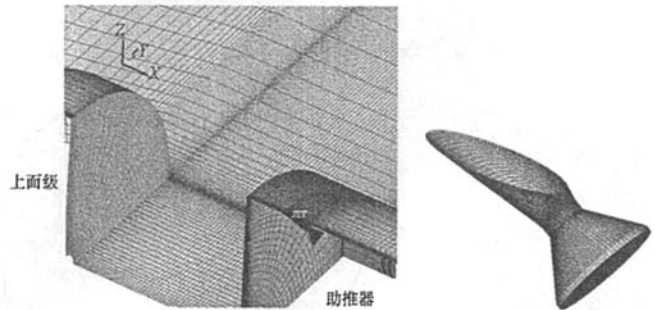


图 2 计算网格示意图(左:全局,右:反推火箭)
Fig.2 Computational grid

计算的初值条件按照某高空大气参数给定。反推火箭的总压为 12.1MPa,总温为 3456.12K。

边界条件涉及物面边界、对称面边界、出口边界条件、喷口边界。处理方法分别为:

- 物面边界:在物面上应采用无滑移条件: $u = 0, v = 0, w = 0$;温度提绝热壁条件;压力提零压力梯度条件;
- 对称面边界:在对称面两端添加两排网格,利用反射对称的思想给出其对应的流动参数;
- 出口边界条件:根据特征线相容性关系,当出口为超声速时,下游流场不影响上游流场,所有参数无需解析给出,可利用数值外推给定,即直接利用轴向的倒数第二排对应赋值即可;
- 喷口边界:喷口边界采用反推火箭喷管的收敛流场参数给定。

2 研究结果及分析

分离过程中反推火箭喷流场是较为典型的内外流干扰问题,由于分离过程中反推火箭发动机喷管

内部的流动不受外部参数变化的影响,为了提高计算效率,首先计算喷管内流。图3给出了反推火箭发动机喷管对称面的局部流场结果云图,气流从发动机燃烧室通过喷管迅速膨胀加速的过程较为清晰。由于出口为斜切喷管出口平面且与轴线不垂直,因此难以比较出口物理量和理论值差异;根据一维等熵流理论,喉部马赫数的理论值为1.0,计算得到该处马赫数为0.9899,喉部压力理论值和计算值的相对误差为1.7%,二者较为符合。

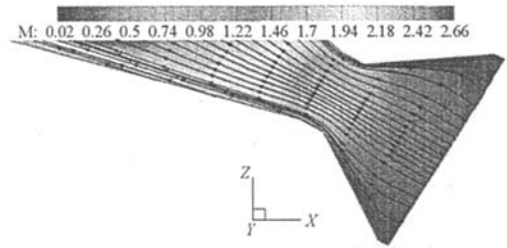


图3 反推火箭喷管流线和马赫数云图

Fig.3 Streamlines and mach contour in the reverse rocket engine

图4给出了分离距离为0.5倍底部直径工况下轴向力系数 C_A 随时间 t 变化规律的曲线,可以看出,反推火箭发动机喷流对上级的气动力作用表现出较强的非线性特征。

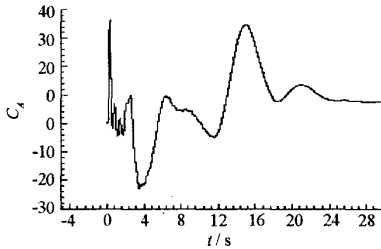


图4 0.5倍底部直工况下轴向力系数随时间变化规律
Fig.4 Nondimensional axial force vs time

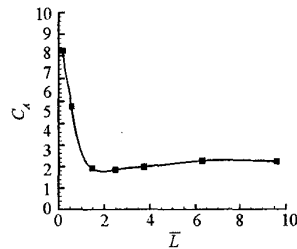


图5 轴向力系数随无量纲分离距离的变化曲线
Fig.5 Nondimensional axial force curve

3 结论

本文采用准定常的方法,选择不同的分离距离对反作用推力火箭发动机的喷流场进行研究,得到如下结论:

(1)反作用推力火箭发动机的喷流场表现为较强的非定常特性,目前工程设计中大多采用定常假设,这可能是引起上级箭体底部轴向作用力预测值和实际飞行数据相差的重要原因;

(2)根据计算得到轴向力系数随分离距离的变化规律,在分离距离较小的情况下,反推火箭喷流对上级箭体的干扰作用明显,距离增加到1.0倍底部直径以后,轴向作用力相对变化平缓。

参考文献:

- [1] Palmer G, Buning P. Three-dimensional Computational Analysis of Complex launch Vehicle Configurations[J]. AIAA J. of Spacecraft and Rockets, 1996, 33(1).
- [2] Taylor S, Wang J C T. Launch-vehicle Simulations Using a Concurrent, Implicit Navier-Stokes Solver[J]. AIAA J. of Spacecraft and Rockets, 1996, 33(5).
- [3] Lochan R, Adimurthy V. Separation Dynamics of Strap-on Boosters in the Atmosphere[J]. AIAA J. of Guidance, Control and Dynamics, 1997, 20(4).
- [4] Ko S H, Kim C, Kim K H, et al. Separation Analysis of Strap-ons in the Multi-stage Launch Vehicle Using the Grid Computing Technique[C]//44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit 9-12, Reno, Nevada, 2006.
- [5] 徐春光. 复杂喷流流场数值模拟及应用研究[D]. 长沙:国防科技大学, 2002.

