

# 火箭级间分离过程流场数值模拟

李超<sup>1</sup>, 范健<sup>2</sup>, 胡春波<sup>1</sup>

(1. 西北工业大学航空学院, 西安 710072; 2. 北京宇航系统工程研究所, 北京 100076)

**摘要:** 火箭级间不同排焰窗位置构型会对级间动态热分离过程产生影响, 采用耦合求解轴对称非定常 N-S 方程与一维分离动力学方程的方法, 开展了多个工况的数值仿真, 研究了不同排焰窗位置的影响。结果表明, 排焰窗位置更加靠近二级火箭时有利于两级火箭在分离过程中获得较高的相对加速度, 促进两级火箭的快速分离。但此时级间区域流场在分离过程中存在剧烈震荡的阶段, 而当排焰窗位置更加靠近一级火箭时, 级间区域流场则相对平稳, 一级火箭前封头受力也更加均匀。

**关键词:** 关键词: 多级火箭; 级间分离; 数值仿真

中图分类号: V411

文献标志码: A

文章编号: 2096-4080 (2017) 01-0049-05

## Numerical Simulation of the Flow Fields for the Stage Separation of the Multi-stage Rocket

LI Chao<sup>1</sup>, FAN Jian<sup>2</sup>, HU Chun-bo<sup>1</sup>

(1. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076, China)

**Abstract:** Different position of exhaust flame window has a big effect on the multi-stage rocket separation process. Based on the method of the unsteady axisymmetric NS equation coupled with one dimension separation dynamics equation, several cases were numerical simulated to investigate the effects caused by different exhaust flame position. According to the simulation result, when exhaust flame window is close to the second stage rocket, both stages will get a greater acceleration and separate rapidly. Meanwhile, the flow filed features significant oscillation, however, when exhaust flame window is close to the first stage rocket, the flow filed features relatively smooth, and the pressure on the first stage is steady.

**Key words:** Multi-stage rocket; Stage separation; Numerical simulation

### 0 引言

火箭级间热分离是上面级发动机点火后产生的燃气射流推开下面级已经工作结束的发动机的分离方式。级间热分离具有改善和提高继续飞行稳定性的优点。与此同时, 采用级间热分离会使级间结构和仪器设备等承受发动机的高温、高压

燃气, 对箭体的结构和仪器设备的热防护提出了较高要求。地面实验与高空飞行实验是研究火箭级间分离的重要方法, 但均存在缺点与不足, 地面实验不能准确模拟高空分离环境, 而高空飞行实验中获得的数据相对有限<sup>[1-3]</sup>。近年来, 随着计算方法和计算机性能的改进, 利用 CFD 软件进行燃气射流数值模拟成为火箭燃气射流研究的重要

收稿日期: 2017-03-18; 修订日期: 2017-03-24

作者简介: 李超 (1990-), 男, 博士, 主要从事冲压发动机燃烧组织研究。E-mail: lichao1990@mail.nwpu.edu.cn

内容。文献 [4] 采用 Chimera/Overset 方法并结合 N-S 方程和刚体动力学方程, 以流动和刚体动力学耦合计算的方式对多级火箭的一、二级级间热分离过程进行了数值模拟。文献 [5] 针对多级火箭级间热分离这一复杂环境条件下的级间段流场进行了数值研究, 计算采用 AUSM+ 有限体积格式, 针对相应的流场假设, 分别求解了非定常轴对称和非定常三维 Favre 平均的 N-S 方程。文献 [6] 采用有限体积法求解三维 Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS) 方程, 数值模拟研究外流马赫数为 7.89 的运载火箭级间分离流动, 获得了清晰的流场结构。文献 [7] 应用数值方法对整体式液体冲压发动机进气道整流罩打开及助推器分离过程进行了研究。文献 [8] 采用耦合求解轴对称非定常 N-S 方程与一维分离动力学方程的方法, 对多级火箭低空级间热分离初期过程进行数值仿真。文献 [9] 通过 CFD 仿真分析了火箭飞行速度与射流冲击作用的关系, 模拟了火箭不同的飞行速度。

动网格技术可实现对火箭级间分离过程的耦合求解, 在每个计算时刻都生成一套新网格以适应计算域的变化。对于两级火箭之间的相对运动, 本文采用六自由度动力学方程进行描述, 结合动网格技术对火箭一、二级级间分离过程进行耦合求解。

此外, 级间段结构会对级间段流场情况产生较大影响, 因此本文在对级间分离过程进行数值模拟时将进一步研究不同排焰窗位置对火箭级间分离特性的影响。

## 1 物理模型

火箭级间段结构如图 1 所示, 级间壳体上沿周向均匀分布 8 个排焰窗。分离时序开始后, 二级火箭发动机点火启动, 高温高压燃气冲击在一级火箭的前封头上, 然后由排焰窗流出, 级间联结件爆破断开, 两级开始分离。由于级间热分离流动复杂, 如果直接进行三维流场数值模拟, 计算量将会很大。考虑到计算能力以及时间的限制, 为便于计算, 本文把级间分离问题简化为二维轴对称流动来研究火箭级间分离过程中两级火箭之间的相对运动情况和级间段的流场特征。已有研究表明轴对称简化之后的计算结果基本可以满足需求 [5]。

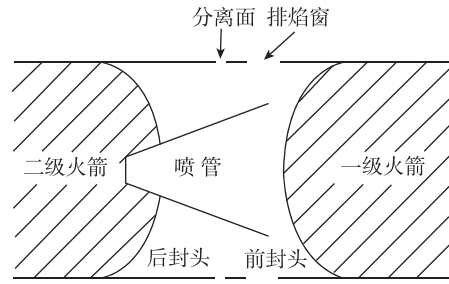


图 1 火箭级间段结构

在分离过程中, 级间段流场特征取决于级间段结构, 因此本文通过数值模拟研究不同排焰窗位置下的火箭级间区流场来研究两级分离特性。计算工况如图 2 所示, 工况 1、工况 2、工况 3 中排焰窗到一级火箭距离依次减小。



图 2 计算工况

## 2 控制方程

### 2.1 动力学方程

由于火箭级间分离过程非常短暂, 因此可以认为各级火箭的质量在分离过程中保持不变, 此外, 不考虑箭体的转动和结构变形, 将各级火箭作为刚体处理, 计算中只考虑级间分离时两级发动机的轴向相对运动。此时, 级间分离过程中两级弹体的刚体运动六自由度动力学方程为:

$$\mathbf{F} = m \frac{d\mathbf{v}}{dt} \quad (1)$$

### 2.2 流场控制方程

级间段流场流动结构复杂, 包含有激波、膨胀波、旋涡及边界层分离等复杂流动现象。级间区域流场通过连续、动量和能量方程来描述, 其数学表达式为:

$$\frac{\partial \mathbf{E}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial r} + \frac{\mathbf{H}}{r} + \frac{\partial \mathbf{E}_v}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{F}_v}{\partial r} + \frac{\mathbf{G}}{r} + \mathbf{S} \quad (2)$$

其中,

$$\mathbf{E} = \begin{Bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 \\ \rho u w \\ (\rho e + p)u \\ \rho u Y_i \end{Bmatrix}, \mathbf{F} = \begin{Bmatrix} \rho w \\ \rho u w \\ \rho w^2 + p \\ (\rho e + p)w \\ \rho w Y_i \end{Bmatrix}$$

$$\mathbf{H} = \begin{Bmatrix} \rho w \\ \rho u w \\ \rho w^2 \\ (\rho e + p) w \\ \rho w Y_i \end{Bmatrix}, \mathbf{E}_v = \begin{Bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xr} \\ \tau_{xx} u + \tau_{xr} w + \dot{q}_x \\ \rho D_i \frac{\partial Y_i}{\partial x} \end{Bmatrix}$$

$$\mathbf{F}_v = \begin{Bmatrix} 0 \\ \tau_{xr} \\ \tau_{rr} \\ \tau_{rr} u + \tau_{xr} w + \dot{q}_r \\ \rho D_i \frac{\partial Y_i}{\partial x} \end{Bmatrix}, \mathbf{E}_v = \begin{Bmatrix} 0 \\ \tau_{xr} \\ \tau_{rr} - \tau_{\theta\theta} \\ \tau_{rr} w + \tau_{xr} u + \dot{q}_r \\ \rho D_i \frac{\partial Y_i}{\partial r} \end{Bmatrix}$$

$$e = \sum_{i=1}^N h_i Y_i + \frac{1}{2} (u^2 + w^2) - \frac{p}{\rho}$$

$$\tau_{xx} = -\frac{2}{3} \mu (\nabla \cdot \mathbf{V}) + 2\mu \frac{\partial u}{\partial x}$$

$$\tau_{rr} = -\frac{2}{3} \mu (\nabla \cdot \mathbf{V}) + 2\mu \frac{\partial w}{\partial r}$$

$$\tau_{xr} = \mu \left( \frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial r} \right)$$

$$\tau_{\theta\theta} = -\frac{2}{3} \mu (\nabla \cdot \mathbf{V}) + 2\mu \frac{w}{r}$$

$$\nabla \cdot \mathbf{V} = \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{1}{r} \frac{\partial r w}{\partial r} = \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial w}{\partial r} + \frac{w}{r}$$

$$\dot{q}_x = k \frac{\partial T}{\partial x} + \rho \sum_{i=1}^N D_i h_i \frac{\partial Y_i}{\partial x}$$

$$\dot{q}_r = k \frac{\partial T}{\partial r} + \rho \sum_{i=1}^N D_i h_i \frac{\partial Y_i}{\partial r}$$

式 (2) 中  $\mathbf{S}$  为源项, 包含质量、动量、能量以及组分源相。

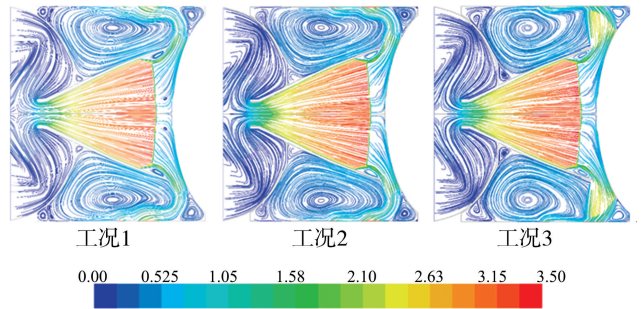
本文对级间流场的计算基于有限体积法, 同时为较好地模拟级间段流场特征, 提高计算效率, 选择 RNG  $k-\epsilon$  湍流模型, 在实现流场计算的同时, 结合刚体运动方程, 由当前时刻流场计算得出两级弹体的加速度和速度, 进而确定在当前时间步长内两级弹体运动的相对位移情况, 从而完成对级间分离过程的耦合求解。

### 3 分离计算结果

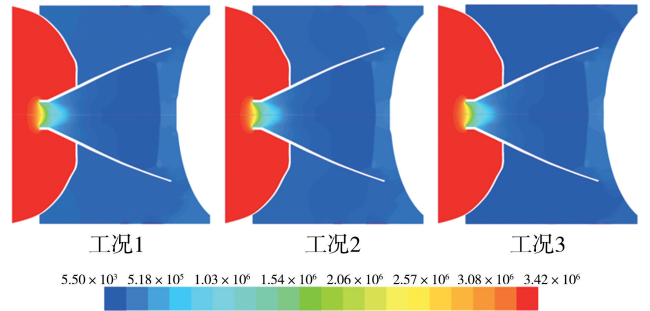
计算工况为 20km 高空, 环境温度为 217K, 环境压强为 5500Pa, 计算 3 种排焰窗布局下两级火箭从分离开始到分离后 200ms 内的级间流场和两级火箭相对运动情况。

以两级分离后 10ms 为例说明不同构型下级间

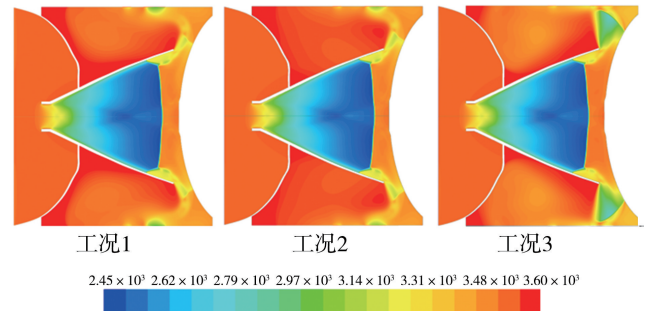
流场的特点, 如图 3 所示, 级间段流场流动情况复杂, 包含有激波、膨胀波、流动分离、旋涡及边界层分离等复杂的流动现象。从图 3 (a) 马赫数流线分布图可以看出, 排焰窗位置的不同对级间段流场造成的最大影响在于排焰窗处流场涡旋和激波的分布会发生变化, 以及由此引起的该区域压力、温度分布变化, 但是随着两级火箭之间相对距离的逐渐变大, 排焰窗在整个排气面积中所占比例降低, 这一影响逐渐消除。



(a) 马赫数分布流线图



(b) 压强分布图



(c) 温度分布云图

图 3 分离后 10ms 级间区域流场分布

图 4 为两级火箭分离过程中相对位移的计算结果, 从图中可以看出, 在到达分离时刻后, 3 个计算构型下两级火箭在级间力的作用下迅速分离, 分离开始 100ms 后两级之间的相对距离达到 0.8m 左右, 200ms 后两级相对距离约为 2.8m。整个分离过程中两级相对位移变化平稳。对比工况 1、工

况2、工况3的相对位移计算结果,可以看出排焰窗开窗位置会对两级分离的快慢产生影响,具体来说当排焰窗位置靠近一级火箭时,两极相对运动变慢,即分离过程时间变长。这是由于两级火箭热分离的驱动力来自于分离力,即级间段的压力。当排焰窗更加靠近二级火箭时(工况1)级间段更容易在二级发动机点火后快速建立起较高的压强,从而有利于分离面断开时两级弹体获得较高的相对加速度,促进两级快速分离。

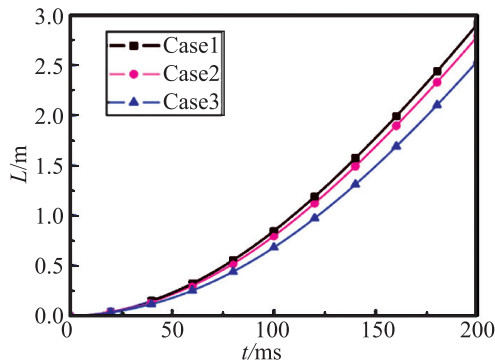
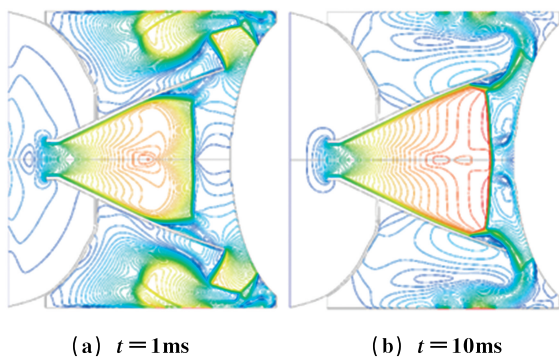


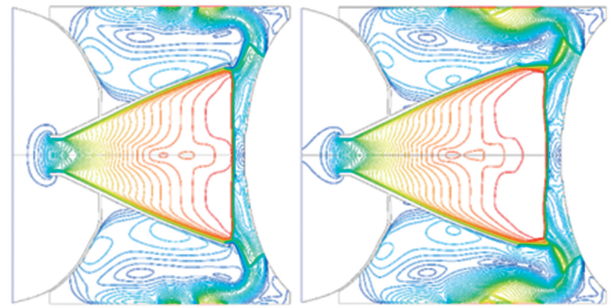
图4 两级火箭相对位移

以工况1的马赫数分布流线图为例分析两级火箭分离过程中级间段流场的变化情况,在级间分离初期,二级发动机点火后高温燃气迅速充满级间段,导致级间区域内压力迅速升高,使喷管处于过膨胀状态,在喷管扩张段出现激波诱导的边界层分离现象,如图5(a)、(b)所示。随着二级发动机燃烧室总压快速升高,大约在分离后25ms,位于喷管内的激波被推出喷管,喷管扩张段的流动分离也随之消失(图5(c))。随后这道激波一直被燃气射流推到一级火箭的前封头附近(图5(d)、(e))。然后燃气射流改变流动方向,由排焰窗和分离面流出。



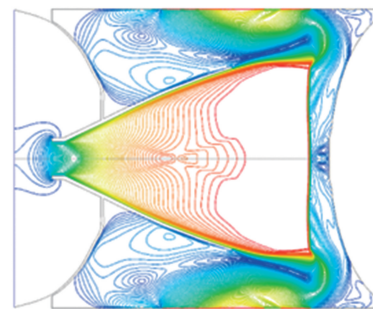
(a)  $t=1\text{ms}$

(b)  $t=10\text{ms}$

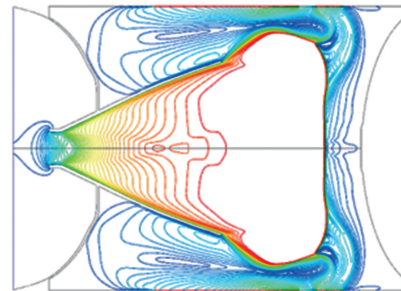


(c)  $t=25\text{ms}$

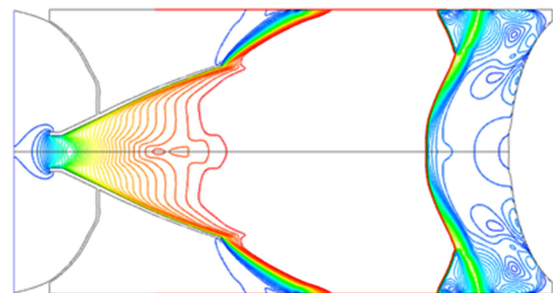
(d)  $t=50\text{ms}$



(e)  $t=80\text{ms}$



(f)  $t=100\text{ms}$



(g)  $t=150\text{ms}$

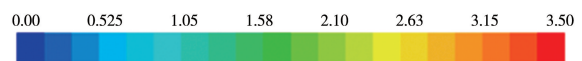


图5 分离过程中级间段马赫数分布流线图

图6给出了火箭级间分离过程中一级发动机前封头的受力变化曲线,从图中可以看出,在 $t=0\text{ms}$ 时刻,随着二级火箭发动机的点火,级间段压强迅速建立,随着两级分离的开始,一级发动机前封

头受力情况经历一个震荡降低的过程, 该震荡一直持续到分离后 25ms 左右。从图 5 (c) 可以看出 25ms 时喷管内的激波已经移动至喷管出口截面, 喷管内不存在流动分离等现象, 而在此之前 (图 5 (a)、(b)) 流场变化剧烈, 因此可以认为该震荡是此时间段内级间区域流场变化剧烈引起的。而 25ms 之后受力情况相对平稳, 该平稳过程一直持续到 100ms 左右, 100ms 后在工况 1、工况 2 的计算结果中再次出现了剧烈震荡。分析此时工况 1、工况 2 中流场震荡的主要原因, 从图 5 中可以看出, 在火箭级间分离的过程中一级火箭前封头会与其附近的激波形成一个滞止区域, 随着级间分离的进行, 激波在滞止区域内燃气的高压作用下会逐渐向远离一级火箭前封头的方向运动, 只有当激波运动至排焰窗位于滞止区域内时, 滞止区内燃气才能由排焰窗排出。此时滞止区域压力降低, 激波再次向一级发动机前封头运动, 燃气再次流入滞止区域, 当压强上升到一定程度后再次推动激波向远离一级火箭前封头的方向运动。以上过程不断重复便形成了工况 1、工况 2 中的剧烈震荡过程。但由于超声速流动的缘故, 该震荡并不会影响到二级火箭的正常工作。在工况 3 中, 由于排焰窗的位置更加靠近一级火箭前封头, 因此激波后滞止区域内的燃气可以及时排出, 级间区域流场相对平稳, 所以工况 3 中一级火箭前封头受力均匀。

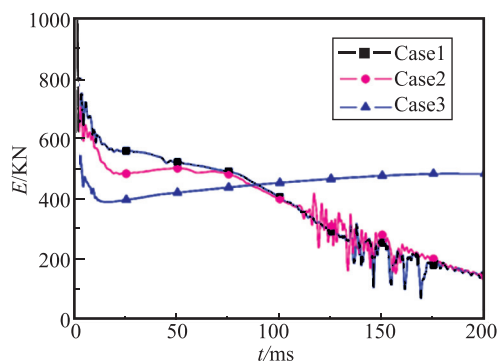


图 6 一级火箭前封头表面压力

## 4 结论

本文采用耦合求解轴对称非定常 N-S 方程与一维分离动力学方程的方法, 对不同排焰窗位置构型下的多级火箭级间热分离过程进行了数值仿真, 得到以下结论:

1) 排焰窗更加靠近二级火箭时有利于两级火箭在分离过程中获得较高的相对加速度, 促进两级火箭的快速分离。

2) 排焰窗更加靠近二级火箭时, 级间区域流场在分离过程中存在变化剧烈的阶段, 而当排焰窗更加靠近一级火箭时, 级间区域流场则相对平稳, 一级火箭前封头受力也比较均匀。

## 参考文献

- [1] Wasko R A. Experimental investigation of stage separation aerodynamics [J]. 1961.
- [2] Lungu C, Ramasamy S, Scarborough D. Experimental studies of stage separation in a Mach 2.5 free stream [C]. AIAA Astronautical Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Astronautical Exposition, 2009.
- [3] 林敬周, 曹程, 吴彦森, 等. 多喷流干扰级间热环境风洞试验研究 [J]. 实验流体力学, 2012, 26 (3): 1-5.
- [4] 高立华, 张兵, 权晓波, 等. 火箭级间热分离过程耦合数值模拟 [J]. 清华大学学报 (自然科学版), 2011, 51 (4): 462-466.
- [5] 黄思源, 权晓波, 郭风美, 等. 火箭级间热分离初始阶段流场的数值模拟 [J]. 推进技术, 2007, 28 (2): 113-117.
- [6] 刘昕, 林敬周, 张长丰. 运载火箭级间分离气动特性数值模拟研究 [C]. 中国系统仿真技术及其应用学术年会, 2012.
- [7] 段小龙, 毛根旺, 王玉峰. 整体式液体冲压发动机级间分离仿真研究 [J]. 西北工业大学学报, 2011, 29 (6): 915-918.
- [8] 贾如岩, 江振宇, 张为华. 火箭低空级间热分离初期流场特性数值模拟 [J]. 宇航学报, 2015, 36 (11): 1310-1317.
- [9] 杨鸣, 谢雨彤, 王辉. 火箭飞行速度与射流冲击作用关系研究 [J]. 四川兵工学报, 2016, 37 (3): 27-30.