

火箭级间冷分离过程后期阶段的耦合数值模拟^{*}

高立华¹, 张 兵², 权晓波², 符 松¹

(1 清华大学 航天航空学院, 北京 100084 2 北京宇航系统工程研究所, 北京 100076)

摘 要: 多级火箭二三级级间冷分离过程后期阶段的飞行遥测数据表明, 在三级火箭后封头中部存在约 50 kW/m^2 的热流峰值。由于遥测数据有限, 为了弄清燃气在级间流动的机理和热流产生的原因及影响, 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二三级级间冷分离过程的后期阶段进行了数值模拟, 研究了轴对称和三级喷管有偏转两个工况的分离特性。结果表明, 轴对称工况分离过程的流场存在剧烈的振荡, 而三级喷管有偏转工况分离过程的流动比较平稳, 对这两种流动的成因进行了分析, 并讨论了这两个工况下三级后封头附近的热环境的区别。计算结果可为级间分离段的设计提供参考。

关键词: 多级火箭; 级间分离; Chimera/Overset方法; 数值仿真

中图分类号: V421 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2010) 02-0129-06

Coupled numerical simulation for the later period of the stage separation of a multi-stage rocket

GAO Lihua¹, ZHANG Bing², QUAN Xiao-bo², FU Song¹

(1 School of Aerospace, Tsinghua Univ., Beijing 100084, China)

(2 Beijing Inst. of Space System Engineering, Beijing 100076, China)

Abstract Telemetry data of flight showed that there was a heat flux peak value of 50 kW/m^2 on the midpoint of aft-dome of upper-stage during the later period of the stage separation of a multi-stage rocket. In order to investigate the flow mechanism of the stage separation and the cause and effect of the heat flux, coupled CFD and rigid body dynamics simulation by means of chimera/overset method is performed to study the dynamic and aerodynamic characteristics of the later period of the stage separation of a multi-stage rocket. Both an axisymmetric case without the third stage nozzle rotation and a three-dimensional case with the third stage nozzle rotation have been studied. The results show that flow field of the axisymmetric case shows significant oscillation while stage separation of the three-dimensional case is relatively smooth. The reason for this difference is investigated. The difference of thermal effect on the aft-dome of the upper-stage between the two cases has also been studied.

Key words Multi-stage rocket; Stage separation; Chimera/overset method; Numerical simulation

1 引 言

多级火箭级间分离技术大体可分为冷分离和热分离两种。冷分离指令程序一般是: 级间联结件爆破断开, 启动下面级 (如二级) 的制动装置使两级脱开一定距离, 然后启动上面级 (如三级) 的火箭发动机, 在燃气喷流的作用下两级继续分离^[1]。

地面实验和飞行实验是研究火箭级间分离的重

要手段, 但需耗费大量的时间和经费, 且所获得的结果比较有限。为弥补这方面的不足, 近年来人们对级间分离问题进行了很多数值模拟研究。由于级间分离过程涉及到空气和燃气流动以及两级之间的相对运动, 是流体力学问题和动力学问题相耦合的物理过程, 过程比较复杂, 需要耗费大量的计算资源。人们早期多简化计算, 将流动与两级之间的相对运动解耦计算。一种解耦计算方式只对级间分离过程中一些

* 收稿日期: 2009-03-09 修订日期: 2009-09-22

基金项目: 国家自然科学基金 (90505005)。

作者简介: 高立华 (1975—), 男, 博士生, 研究领域为流体力学。Email: gaolh03@mails.tsinghua.edu.cn

典型时刻的流场进行计算,但不作动力学计算^[2~4]。另一种解耦计算方式则不作流场计算,只进行动力学仿真,即利用实验等提供的气动力计算两级火箭之间的相对运动过程^[5]。这种做法将流动和运动相耦合的物理过程割裂开来,对级间分离过程的模拟显然不够全面和准确。动网格技术的应用为级间分离模拟提供了新的手段,这主要包括网格变形技术和动态网格技术。网格变形技术容易造成网格的交错、畸变等,造成网格质量下降或不能使用,对网格变形比较大和拓扑结构比较复杂的级间分离工况不太适合。相比之下动态网格技术更加方便一些, Wang 用这种方法对火箭级间分离过程进行了数值模拟^[6],但在数值模拟过程中每个计算时刻都需要生成一套新的网格以适应计算域的变化,这需要耗费大量的计算资源,在计算级间分离方面近来用得较少,逐渐被 Chimera/Overset 方法取代。2007 年 Zhang 和 Zhao 利用该方法对级间分离过程进行了模拟研究^[7]。

本文应用 Chimera/Overset 方法,以流动和刚体动力学耦合计算的方式对某火箭二三级级间冷分离过程的后期阶段进行了数值模拟,来研究三级火箭发动机启动之后分离过程的平稳性、热负荷安全性和流动机理。

2 物理模型和计算方法

二三级火箭均为旋成体结构,级间段的纵切面结构如图 1 所示,分离的初始阶段制动装置对二级弹体(下面级)制动,使其与三级(上面级)火箭脱开至图中所示的距离,然后三级发动机开始启动,喷管喷出的高温高压燃气冲击在二级火箭的前封头上促使两级弹体继续分离。冷分离过程的初期阶段比较平稳,所以本文主要对级间流动变化比较剧烈的冷分离过程的后期阶段进行研究,即研究三级发动机启动之后的流动和分离过程。

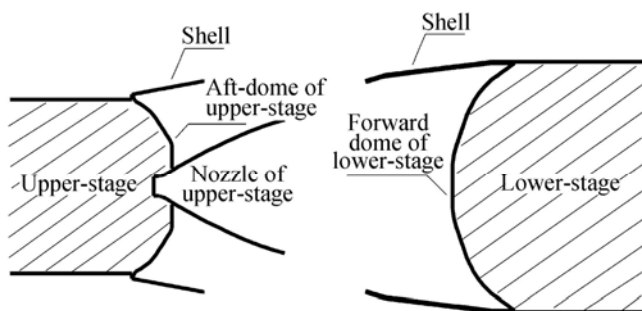


Fig. 1 Schematic diagram of stage separation part

2.1 动力学方程

由于所研究的分离过程非常短暂,只有几百毫秒,火箭各级的质量没有明显变化,所以假定这段时间内各级火箭的质量、转动惯量为常值;另外,不考虑各级火箭的结构变形,研究中将各级火箭作刚体处理。因此,级间分离过程中两级弹体的运动由刚体六自由度动力学方程描述

$$\left. \begin{aligned} \mathbf{F} &= m \frac{d\mathbf{v}}{dt} \\ \mathbf{M} &= \frac{d\mathbf{h}}{dt} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{h} \end{aligned} \right| \quad (1)$$

式中 $\mathbf{F}$ 为刚体所受到的气动力、推力等各种力的矢量和, $\mathbf{M}$ 为刚体所受到的以刚体质心为参考点的力矩矢量, m 为刚体的质量, $\mathbf{v}$ 为刚体质心处的线速度, $\mathbf{h} = \mathbf{I}\boldsymbol{\omega}$ 为刚体的角动量, $\boldsymbol{\omega}$ 为刚体绕其质心的角速度, $\mathbf{I}$ 为刚体相对质心的转动惯量张量。

2.2 级间流动的控制方程

本文采用 Favre 平均形式的连续、动量和能量方程来描述流场,它们张量形式的数学表达式为

$$\left. \begin{aligned} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho U_j) &= 0 \\ \frac{\partial}{\partial t} (\rho U_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho U_j U_i) &= - \frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \\ \frac{\partial}{\partial t} (\rho E) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho U_j H) &= - \frac{\partial q_i}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} (U_i \tau_{ij}) \end{aligned} \right| \quad (2)$$

式中 U_i 为平均速度矢量, ρ 为流体平均密度, p 为平均压力, H 为平均总焓, E 为平均总能, τ_{ij} 为应力张量, q_i 为热通量矢量。应力张量包含粘性应力和雷诺应力,热通量矢量也包含粘性热扩散和湍流热通量,即

$$\left. \begin{aligned} \tau_{ij} &= \mu \left[\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial U_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right] - \rho \overline{u_i u_j} \\ q_i &= - \lambda_j \rho \frac{\partial T}{\partial x_j} + \rho \overline{u_j \theta} \end{aligned} \right| \quad (3)$$

式中的雷诺应力 $\rho \overline{u_i u_j}$ 和湍流热通量 $\rho \overline{u_j \theta}$ 分别采用涡粘性和涡扩散模式封闭,即

$$\left. \begin{aligned} \rho \overline{u_i u_j} &= \frac{2}{3} \delta_{ij} k - \mu \left[\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial U_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right] \\ \rho \overline{u_j \theta} &= - \frac{\mu}{\sigma_\theta} \frac{\partial T}{\partial x_j} \end{aligned} \right| \quad (4)$$

式中 μ 为涡粘性系数,由 Menter 剪应力输运 (SST) 模型给出, σ_θ 为湍流普朗特数,在此取值为 1.0。

SST 模式包含两个偏微分方程需要求解,方程形式见文献 [8],本文不再赘述。本文对级间流场的计

算基于有限体积法, 利用 Roe 格式对上述控制方程进行求解。

2.3 Chimera/Overset 方法在冷分离计算中的应用

对二三级火箭分离过程的计算, 首先, 围绕三级火箭作一套网格, 即主网格, 主网格的范围向下游延伸足够的距离, 以确保整个计算过程中下游的二级火箭始终包含在主网格的计算域内, 见图 2(a); 其次, 围绕二级火箭作一套网格, 即次层网格, 如图 2(b) 中粗线条所示, 次层网格与主网格重叠。

生成重叠网格之后即可利用它进行流场计算。首先是在次层网格计算域上计算绕二级火箭的流动, 计算中次层网格随二级火箭的分离运动而移动位置, 因此其内侧边界为运动固壁边界条件, 边界条件由二级火箭的运动速度确定, 次层网格外侧边界为 Overset 边界, 该边界上的物理量由主网格上与该 Overset 边界重叠的网格单元的结果插值得到。主网格的上游和周围为远场来流边界条件, 下游为出流边界条件, 三级弹体表面处为运动固壁边界条件; 主网格下游与围绕二级火箭的次层网格重叠, 所以, 将主网格上与二级弹体相重叠部分的网格单元暂时挖掉, 不参与计算, 其周围的网格为 Chimera 边界, 如图 2(c) 中阴影标识的网格单元, 该边界上的物理量由次层网格上相应位置的结果插值得到。因此, 通过给定的初、边值条件并结合 Chimera/Overset 方法, 便确定了主、次网格上计算级间分离流场所需的所有边界条件^[7,9], 可以进行级间分离流场计算。

实现流场计算的同时, 结合 2.1 节叙述的刚体六自由度运动方程, 就能够由当前时刻流场确定的力和力矩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线位移和角位移, 并据此将计算网格移动和旋转到下一计算时刻的姿态和位置。然后, 再计算级间流场和弹体位移, 如此循环往复, 即可进行级间分离过程的模拟。

计算中, 轴对称工况和三级喷管有偏转工况的最小网格尺度分别为 0.001 和 0.002 倍的二级火箭弹体直径, 在时间方向上采用的是二阶 Runge-Kutta 法,

轴对称工况和三级喷管有偏转工况的时间步长分别为 $5 \mu\text{s}$ 和 $2.5 \mu\text{s}$ 。

3 结果分析

三级火箭发动机启动瞬间为数值计算初始时刻, 此时二三级火箭之间的距离为 $0.644D_2$, 参考长度 D_2 为二级火箭弹体直径。外场来流马赫数为 12.4 静压 0.6 Pa 静温 190.8 K。三级火箭的壁面采用 300 K 等温边界条件, 其余壁面采用绝热边界条件。

3.1 轴对称工况结果

当三级火箭的喷管没有偏转时, 流场关于火箭中轴线对称, 所以是轴对称工况。

图 3 和图 4 给出了轴对称工况下三级火箭发动机启动后几个典型时刻的级间静压和静温云图。由图 3 和图 4 结果可知, 在 0.5 ms 时三级发动机的燃气开始注入二级前封头空腔, 由于二级前封头空腔仅在正对三级火箭喷口的方向有一开口, 是一个相对比较封闭的区域。因此, 燃气注入之后在前封头附近形成一道激波, 流速很低, 压力升高。随着燃气的不断注入, 激波逐渐被逼至二级前封头空腔以外, 8.2 ms 时, 二级前封头空腔已经注满了压力和温度较高的燃气, 并有一小部分开始从空腔开口的边缘附近向外泄漏。虽然外场来流速度很高, 但压力很低, 比二级前封头空腔内的压力低了 4~5 个数量级, 密度也很小, 接近于真空状态。因此, 压力以类似声波或爆炸波的方式向外场传播, 使得泄漏到外场的燃气能够迎着外场来流向上游传播很远的距离, 造成三级后封头附近的空腔内也承受很高的温度。

在二级前封头空腔内部分高压燃气向外场泄漏的同时, 有更多的燃气仍在不断的注入, 所以激波继续被逼至三级喷管方向, 到 11.7 ms 时, 激波已被逼至三级喷管的喷口附近。此时, 激波后高压燃气有较大的区域向外场泄漏, 泄漏开始加强。到 14.3 ms 时, 二级前封头空腔内压力降低到低于燃气激波后压力的程度, 燃气因而重新注入, 激波面开始向二级前封头空腔方向移动 (见 16.3 ms 时刻的压力和温度结

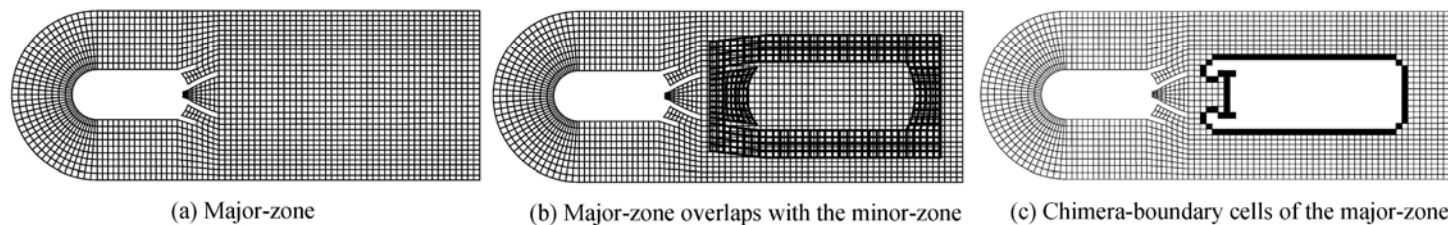


Fig. 2 Schematic diagram of chimera/overset method

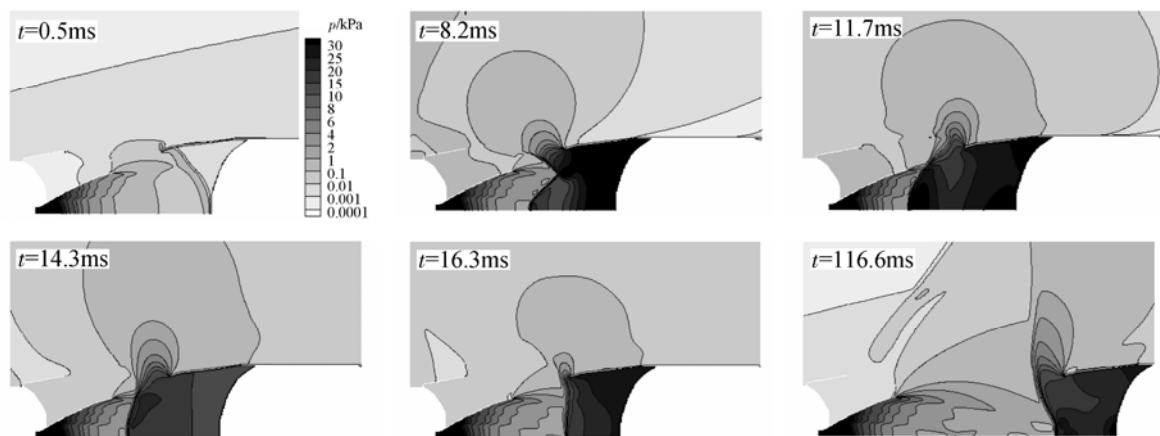


Fig. 3 Static pressure contours of axisymmetric case

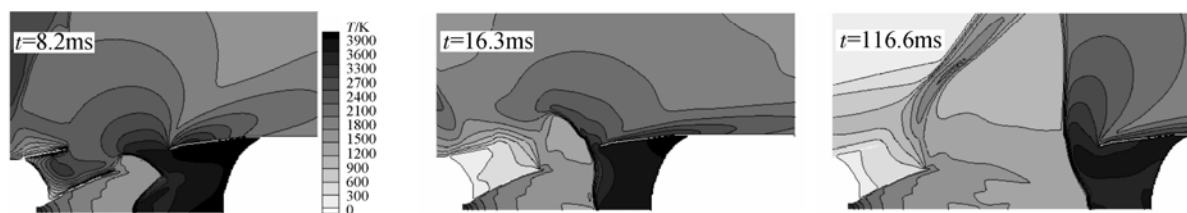


Fig. 4 Static temperature contours of axisymmetric case

果)。由于此时燃气向二级前封头空腔的注入占主导,空腔内燃气的泄漏被抑制,所以三级火箭喷管旁的空腔内恢复到较低的温度。二级前封头空腔注满之后燃气会继续泄漏到外场,然后不断重复上述过程。因此,三级喷管喷出的燃气流与二级前封头空腔内泄漏流是相互竞争的关系,正是这个竞争机制导致了激波位置和形状的剧烈震荡,二级前封头上的平均压力也相应地表现为近似周期性震荡(见图5)。

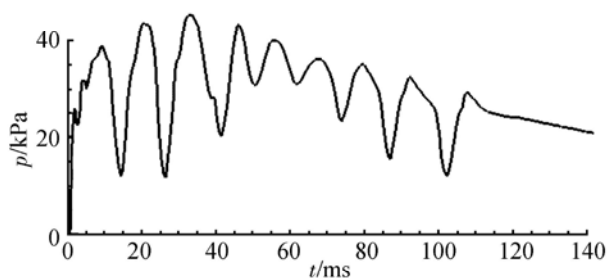


Fig. 5 Time history of the average static pressure on the forward dome of lower-stage (axisymmetric case)

由图3~图5可知,当三级火箭发动机启动116.6 ms时,二级前封头空腔内燃气的注入和泄漏达到了相对平衡的状态,级间流场趋于平稳。二级前封头附近的燃气主要向径向和下游流动,所以外场来流的影响相对加强,将向上游传播的燃气逐渐吹向下游,三级后封头附近的空腔内温度降低到300~400 K,此时两级之间的分离距离达到1.485D₂,二级火箭的存在

对三级火箭附近的流场和温度场已经基本没有影响。

上述研究表明,二级前封头空腔内燃气的注入和泄漏的竞争也会导致三级后封头附近的空腔内温度的脉动,对附近的仪器和设备可能造成一定的影响。为此,本文计算了轴对称工况下热流遥测点位置,即三级后封头弧线中点上的热流变化历程(见图6),在9.2 ms处热流存在最大值,其强度约能够使比热容为902 J/(kg·K)、厚度0.1 mm铝片的温度每秒升高938 K。但是由图6可知,由于作用时间很短,仅100 ms,而且平均热流较低,所以温升只有约7.3 K,因而不易造成损害。计算得到的热流峰值比遥测结果高,主要原因为实际飞行中喷管周围有一些仪器设备,对流向遥测点的燃气流产生一定的遮挡作用,从而造成遥测值偏低,数值计算时将这些复杂的设备简化掉,所以计算结果偏高,但计算结果的量值大体揭示了正对燃气泄漏流的仪器上的热流强度。

3.2 三级喷管偏转3.5°工况的结果

当三级火箭的喷管向上偏转3.5°时,流场不再关于火箭中轴线对称,呈三维状况,计算量因而大增。

图7给出了二级前封头上的平均压强曲线。平均压强的变化历程与轴对称工况图5的结果明显不同,没有出现压强的剧烈震荡,分离过程比较平稳。除了在三级发动机喷管堵块打开之后的10 ms内喷出燃气流引起一个迅速增大的冲击力以外,压强曲线没有展现剧烈的脉动。图8中3.6 ms时的压力分布

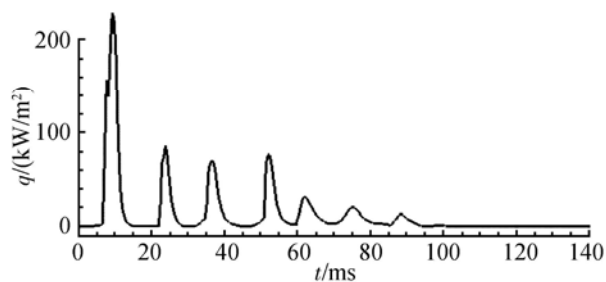


Fig. 6 Profile of the heat flux on the midpoint of aft-dome of upper-stage (axisymmetric case)

揭示了引起这种变化的原因。三级发动机喷管流出的燃气注入到二级火箭的前封头空腔, 由于三级发动机的喷管向上偏转了 3.5° , 所以流动与轴对称工况有较大不同, 燃气沿斜向上方向喷入空腔内, 空腔内压力升高并向外泄漏, 但泄漏流在上部正对燃气来流, 因而受到抑制, 而下部没有受到燃气来流的有效抑制, 尤其是二级前封头空腔开口处下侧约占直径 $1/5$ 的区域更是在三级喷管的延长线之外, 因此, 空腔内的燃气便从下侧向压力极低、接近真空的外场泄漏, 并能够逆着外场来流向前传播, 并将高温燃气注入三级火箭的后封头空腔下部 (见图 9)。正是因为外场压力过低, 同时二级前封头空腔下部没有受到燃气来流的抑制, 即燃气对泄漏流抑制的不对称使得泄

漏流与燃气来流丧失了针锋相对的竞争机制, 因此, 整个分离过程中流动没有像轴对称工况那样发生多个周期的剧烈震荡, 分离过程平稳。随着分离的进行, 二级火箭对三级火箭附近流场的影响逐渐减弱, 128.1 ms 之后即分离距离为 $1.61D_2$ 时, 二级火箭已经不再影响三级火箭附近的流动 (见图 10)。

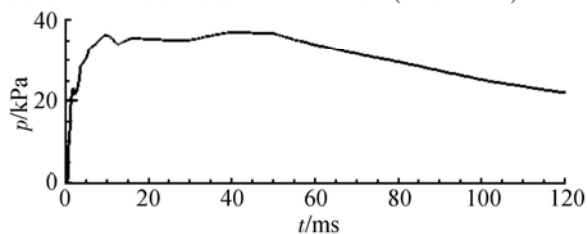


Fig. 7 Profile of the average static pressure on the forward-dome of lower-stage (three-dimensional simulation)

图 9 表明, 二级前封头空腔下部泄漏出的高温燃气流首先冲击三级火箭后封头下部, 因此三级火箭后封头下部附近是承受热流最大的区域。三级后封头下侧弧线中点上的热流变化历程在图 11 中给出。由此可以看出, 热流最大值与轴对称工况相比高出了 69.4%, 而且在 $5 \sim 50$ ms 范围内热流都维持在较高的水平, $0 \sim 120$ ms 范围内热流的平均值能够使 0.1 mm 厚的铝片在这段时间内温度升高约 55.4 K。因此, 与轴对称工况相比三级后封头的热环境变差了。

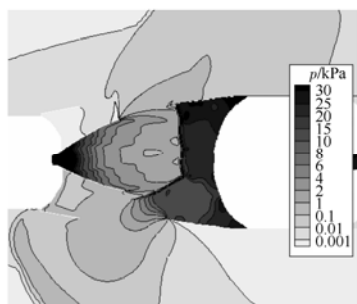


Fig. 8 Static pressure contours of the three-dimensional simulation ($t = 3.6$ ms)

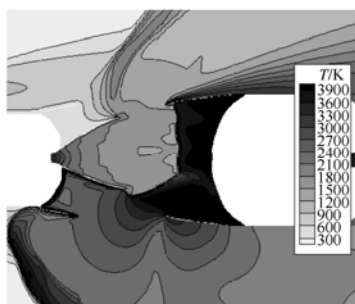


Fig. 9 Static temperature contours of the three-dimensional simulation ($t = 3.6$ ms)

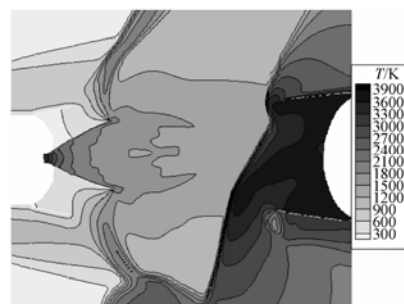


Fig. 10 Static temperature contours of the three-dimensional simulation ($t = 128.1$ ms)

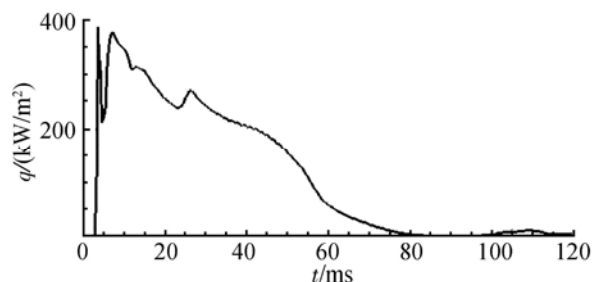


Fig. 11 Profile of the heat flux on the lower midpoint of aft-dome of upper-stage (three-dimensional simulation)

4 结 论

本文通过求解 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某多级火箭的二三级级间冷分离过程的后期阶段进行了数值模拟, 得到以下结论:

- (1) 当三级火箭发动机的喷管没有偏角时, 二级

(下转第 152 页)

- [3] Holland S D. Mach 10 computational study of a three dimensional scram jet inlet flow field[R]. *NASA TM -4602*, 1995
- [4] Billig Frederick S, Baurle Robert A, Tan Chung-Jen, et al Design and analysis of stream line traced hypersonic inlets[R]. *AAA 99-4974*
- [5] Smart M K. Design of three-dimensional hypersonic inlets with rectangular to elliptical shape transition[R]. *AAA 98-0960*
- [6] Barkmeyer Daniel E F, Starkey Ryan P, Lewis Mark J. Inverse waverider design for inward turning inlets[R]. *AAA 2005-3915*
- [7] 孙波, 张堃元, 金志光, 等. Busemann进气道无粘流场数值分析 [J]. 推进技术, 2005, 26(3). (SUN Bo, ZHANG Kun-yuan, JIN Zhiguang et al Inviscid CFD analysis of hypersonic Busemann inlet[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2005, 26(3).)
- [8] 尤廷铨, 梁德旺, 黄国平. 一种新型内乘波式进气道初步研究 [J]. 推进技术, 2006, 27(3). (YOU Yan-cheng, LIANG Dewang, HUANG Guo-ping Investigation of internal waverider-derived hypersonic inlet[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2006, 27(3).)
- [9] 左克罗 M J, 霍夫曼 J D. 气体动力学 [M]. 北京: 国防工业出版社, 1984
- [10] 贺旭照. 高超声速飞行器气动力气动热数值模拟和超声速流动的区域推进求解 [D]. 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 2007.
- [11] 贺旭照, 赵慧勇, 乐嘉陵. 考虑可压缩与热传导的壁面函数边界条件及其应用 [J]. 空气动力学学报, 2006, 24(4).

(编辑: 朱立影)

(上接第 133 页)

前封头空腔内注入的燃气喷流与泄漏流之间存在针锋相对的拉锯式竞争, 分离过程的流场存在剧烈振荡; 当三级火箭发动机的喷管存在 3.5° 偏角时, 燃气喷流与泄漏流之间的竞争消失, 分离过程的流场比较平稳。

(2) 外场压力过低, 从而二级前封头内的高压、高温燃气能够向前方泄漏是三级后封头上具有热流的原因。当三级火箭发动机的喷管没有偏角时, 三级后封头上承受着很轻微的热负荷, 存在 3.5° 偏角时, 三级后封头上的热负荷有所增加。

(3) 两级之间分离距离超过 $1.6D_2$ 时, 二级火箭对三级火箭附近的流场和温度场基本不再产生影响。

参考文献:

- [1] 万音, 倪嘉敏, 刘志珩. 级间分量气动设计 [M]. 导弹与航天丛书——总体设计 (上), 北京: 宇航出版社, 1989
- [2] 张文普, 丰镇平. 级间分离的流场级热流分析研究 [J]. 推进技术, 2003, 24(3). (ZHANG Wen-pu, FENG Zhen-ping Numerical simulation of flow field and thermal analysis for stage separation of multistage missile [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2003, 24(3).)
- [3] 刘君, 徐春光, 郭正. 多级火箭级间分离流动特性的数值模拟 [J]. 推进技术, 2002, 23(4). (LIU Jun, XU Chun-guang, GUO Zheng Numerical simulation on the stage-separation flow fields of the multistage rocket [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2002, 23(4).)
- [4] 黄思源, 权晓波, 郭凤美, 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). (HUANG Si-yuan, QUAN Xiao-bo, GUO Feng-mei et al Numerical simulation of the initial stage flow fields for the stage separation of the multistage rocket [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2007, 28(2).)
- [5] 任怀宇, 张铎. 导弹级间热分离动态特性仿真研究 [J]. 宇航学报, 2005, 26(4).
- [6] Wang J C T. Coupled CFD and rigid body dynamics analysis for the launch vehicle stage separation [R]. *AAA 1997-2944-686*
- [7] Zhang S J, Zhao X. Computational studies of stage separation with an unstructured chimera grid method [R]. *AAA 2007-5409*
- [8] Menter F R. Zonal two equation turbulence models for aerodynamic flows [R]. *AAA 93-2906*
- [9] Steger J L, Dougherty F C, Benek J A. A chimera grid scheme [C]. *Advances in Grid Generation, FED Vol 5, American Society of Mechanical Engineers, Fairfield, NJ, 1983, 59~69*

(编辑: 梅 瑛)