

固体运载火箭级间热分离仿真气体模型研究

李 易

(西北工业大学陕西省空天飞行器设计重点实验室, 西安 710072)

摘 要: 目前, 计算流体力学和飞行力学耦合仿真是模拟运载火箭级间分离较为流行的方法, 而发动机内外流动建模则是运用该方法的关键。工程上, 常用的方法是将发动机燃气与外部大气当作同一种气体组分处理, 未考虑内外流动的多组分与燃烧效应。分析了化学非平衡流模型、双组分气体模型和常规单组分气体模型在火箭级间热分离流场计算中的适用性。化学非平衡流模型由于过高的计算消耗, 不适用于火箭研制工程中大规模的参数化研究。而热化学等级较低的双组分气体和单组分气体模型由于计算量较低, 具有较好的工程适用性。双组分气体模型计入了火箭燃气的特性, 计算消耗远低于化学非平衡计算, 且能够较好地预测火箭级间段的流动分离, 在计算效率和计算保真度之间做出了较好的平衡, 未来在工程研究中有较大的应用潜力。

关键词: 运载火箭; 级间热分离; 火箭燃气; 耦合仿真

中图分类号: V19

文献标识码: A

文章编号: 2096-4080 (2021) 02-0031-08

Gas Modeling of a Solid Rocket Motor for the Simulation of Hot Stage Separation

LI Yi

(Shaanxi Aerospace Flight Vehicle Design Key Laboratory, School of Astronautics,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The coupled simulation of CFD and flight mechanics is popular for the study of rocket stage separation. An appropriate plume model is crucial for this simulation. In the earlier work, the gas mixture of rocket exhaust and external air are usually simulated as one gas species and the multi species effects and combustion effects are not considered. In this work, the nonequilibrium gas model, two-species-calorically-perfect-gas model and single-species-calorically-perfect-gas model for simulating the flow of rocket stage separation are investigated. The nonequilibrium gas model is not practical for the parameter study in the industry because of its high computation consumption. The two-species-calorically-perfect-gas model and single-species-calorically-perfect-gas model, which have lower thermochemical level and require less computation consumption, are feasible to be frequently applied in the industry. With the two-species-calorically-perfect-gas model, more dynamics behavior of the motor exhaust can be taken into account in the simulation and the flow separation at the inter-stage section predicted more accurately. However, its CPU consumption is much lower than the nonequilibrium computation. Therefore, it can balance between the computation efficiency and fidelity and has potential to be applied in the industry.

Key words: Launch vehicle; Hot stage separation; Rocket Exhaust; Coupled simulation

收稿日期: 2021-01-08; 修订日期: 2021-03-08

作者简介: 李易 (1984-), 男, 博士, 副教授, 主要研究方向为火箭空气动力学和飞行器多体分离空气动力学。

E-mail: dr_liyi@nwpu.edu.cn

0 引言

级间分离是运载火箭发射任务中的关键环节^[1-3]。对于串联式多级火箭,常用的级间分离方式可分为热分离和冷分离两种。热分离是在下一级火箭燃料耗尽时利用上一级火箭发动机点火后产生的喷流冲击力完成级间分离。采用热分离技术的火箭可以在一级火箭燃尽后迅速获得二级火箭发动机产生的推力以约束火箭飞行姿态,而无须安装专用的辅助发动机,这有利于降低火箭整体复杂度。本文主要针对固体运载火箭的大气层内级间热分离模拟问题开展研究。

由于热分离过程中发动机燃气的存在和分离时较高的飞行马赫数,火箭面临极其严苛的气动力、热环境^[1-5]。二子级火箭发动机的燃气会冲击一子级火箭顶部,在排出级间段后与高速来流交互作用,形成复杂的化学非平衡高温流场。在设计火箭的级间热分离机构和分离程序时,分离动力学特性是重要输入条件,因此详细的分离动力学研究是十分必要的。然而,火箭级间热分离的风洞实验昂贵而且实施难度高,目前在实验模型尺度和可重复性方面仍有较大困难^[6-10],数值仿真便是目前研究火箭级间分离动力学的主要途径^[11-12]。传统的火箭级间分离仿真方法有定常弹道仿真和计算流体力学(CFD)-飞行力学耦合仿真方法。定常弹道仿真沿用传统的弹道仿真方法解算刚体运动学和动力学方程,但需要大量的气动数据,数据可通过大量的风洞实验和定常CFD计算获得^[1]。这种方法在工业界较为流行,可在型号设计阶段快速进行参数化研究,但气动数据生成周期长、成本高,而且无法记录飞行器分离过程中的非定常现象。CFD-飞行力学耦合仿真方法是在20世纪80年代重叠网格技术(Chimera方法)出现后开始得到应用^[13-16],这种仿真可较多地计入分离过程中的非定常流动现象。CFD-飞行力学耦合仿真方法早期主要用于机载武器的投放模拟,近20年来随着动网格技术和计算机技术的发展,这种耦合仿真方法在飞行器的各种多体分离研究中得到了广泛应用^[4, 17]。

关于火箭级间热分离,发动机燃气与空气混合后持续燃烧,内外流场实质上为化学非平衡流动。过去有关级间热分离运动的研究,主要针对分离初始时刻或分离过程中某一时刻的流场进行定常模拟,

较少耦合飞行力学方程进行瞬态流场的研究,而且在定常流场的研究中主要采用单组分方法处理流场,即将火箭燃气混合物与空气看作同一种气体,且假设为完全气体(不考虑热力学效应)^[18-21],较少考虑内外流场中各气体组分之间的非平衡效应问题。Applebaum等^[22]曾对火箭热分离时刻流场模拟中的羽流建模问题进行研究,笔者曾采用非平衡流法计算了火箭级间段的流场^[5]。由于计算量庞大,较少有学者采用CFD-飞行力学耦合方法进行级间热分离仿真,已发表的成果主要采用单组分完全气体法^[23],且较少计入分离时刻发动机的推力瞬态变化过程。笔者在过去工作中,分别采用单组分完全气体法和双组分完全气体法进行了CFD-飞行力学耦合仿真研究,并通过参考发动机试车数据实时更新燃烧室边界条件,实现对火箭瞬态推力的模拟^[12, 24]。

在运载火箭的研制工作中,科研人员受计算条件和CFD软件技术的限制,往往无法在CFD-飞行力学耦合仿真过程中同时考虑热分离期间发动机的内外非平衡流动问题。为便于大规模的参数化研究,科研人员往往需使用低热力学等级的流动模型简化对流场的模拟,然而对简化后的流场仿真的保真度缺乏研究,仿真结果仍然蕴藏着不确定性,不利于降低对昂贵的风洞实验和飞行试验的需求。

本文使用超级计算机和化学非平衡流CFD程序,对现行CFD方法中可用于模拟火箭羽流的不同热力学等级的流动模型进行比较分析,包括多相多组分化学非平衡流、多组分化学非平衡气体、多组分完全气体、双组分完全气体和单组分完全气体等,对各种模型的优缺点和耦合仿真中适用性进行定性总结,最后结合CFD-飞行力学耦合仿真算例进行定量分析,供科研人员今后在类似的工程中进行参考。

1 级间热分离流场结构分析

图1为串联式固体火箭级间热分离时刻的流场CFD模拟结果(飞行马赫数为2.6,高度为15 km)^[4]。火箭推进剂在发动机燃烧室内通过燃烧将化学能转换为气体热能,再通过拉瓦尔喷管将燃气的热能转化为喷流的动能。发动机燃气排出喷管时为超声速喷流,在与一子级顶端壁面相遇后形成复杂的冲击流场。在冲击流场中同时存在亚声速与超声速区域,存在复杂激波-膨胀波系,

以及激波相互干涉和激波与边界层之间的交互作用。在级间段，羽流冲击形成的局部高压会导致沿二子级箭体向上游方向的逆压梯度的产生，进而诱导二子级尾部壁面发生流动分离（如图 1 所示），这种分离在文献中常被称为羽流诱导流动分离（Plume-induced flow separation）^[25]。这种流动分离在箭体周向上往往是非对称的，并且由于上一级火箭尾部距离箭体重心较远，会使得火箭承受较大的侧向力矩^[4, 26-28]。当一子级火箭在分离力的驱动下远离二子级时，这种羽流诱导流动分离则会突然消失。

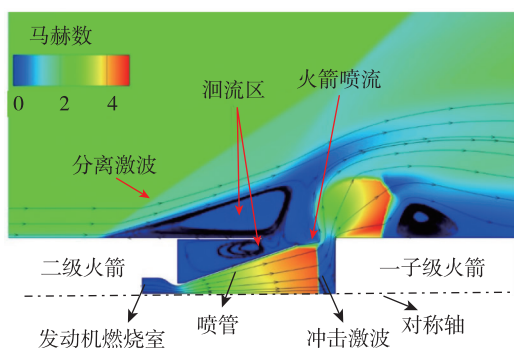


图 1 火箭级间段流场^[4]

Fig. 1 Flow field around the inter-stage section^[4]

2 CFD-飞行力学耦合仿真方法

在过去 20 余年中，CFD-飞行力学耦合仿真逐渐成为一种模拟非定常流场中多物体相对运动的有效途径，例如模拟飞机投放、人员弹射和飞行器的动态特性研究^[29-32]。根据 CFD 方程与飞行力学方程的耦合程度，CFD-飞行力学耦合仿真可分为准定常仿真和非定常仿真两种。在准定常耦合仿真中，CFD 方程与飞行力学方程在每个仿真时间步内各自独立求解，整个仿真过程由离散在各个时间步上的定常流场计算组成；在非定常耦合仿真中，CFD 方程与飞行力学方程联立求解，物体运动状态发生变化时其表面局部对当地流场的扰动可被计入，因此非定常耦合仿真可模拟飞行器的气动阻尼现象^[33]。

CFD-飞行力学耦合仿真方法也被用于研究火箭的级间分离运动，然而其应用范围主要是串联式或并联式火箭的冷分离运动^[34-35]。在前期研究基础上^[4, 17]，笔者成功实现了火箭级间热分离三维非定常仿真。运用 CFD-飞行力学仿真方法研究火箭热分离动力学的关键是要在计算中准确预测下

面级火箭所受的羽流冲击和上面级火箭尾部的流动分离，而解决这一关键问题的核心任务是寻找合适的发动机内外流气体模型。

3 计算模型

3.1 气体模型

以铝化复合燃料（由过氯酸铵、端羟基聚丁二烯和铝组成）固体火箭发动机为例，在燃烧室内其燃烧产物主要是气体和液态铝氧化物。在喷管膨胀段下游，随着温度降低液态铝氧化物逐渐转化为固态氧化铝粒子。由 NASA CEA 代码^[36-37]计算可知，其喷管流场中有 160 余种可能的气态、液态和固态成份。高温流场中的局部流体组分与当地温度、压力和时间相关，随着燃气向喷管下游流动，燃气温度降低，其中的气体会发生变化。在喷管外部，发动机燃气中的富燃组分还会持续与空气中的组分发生化学反应^[33]。

火箭发动机燃气流是一种非定常多相化学非平衡流动，目前 CFD 技术在精确模拟发动机羽流方面无论在理论上、数值算法上还是计算技术上仍有较大困难。表 1 列举了几种不同等级的流动模型。对比计算效率时，计算网格点数量为 680 万，使用 192 个 CPU 核（2.4GHz）。其中多组分化学非平衡流计算在技术上可以实现，但由于计算量过大，工业应用中不适用于大规模 3D 流场计算。双组分量热完全气体模型是将空气和发动机羽流各认为是一种量热完全气体（calorically perfect gas），并且不考虑组分之间的化学反应。单组分量热完全气体模型是在级间分离仿真方面常用的一种气体模型，即将空气和发动机羽流看作同一种气体。该模型适用于普通计算单气体组分的 CFD 代码，计算量最小。

本节着重探讨工程上可行的 3 种气体模型，即多组分化学非平衡流模型，双组分量热完全气体模型和单组分量热完全气体模型。

3.1.1 多组分化学非平衡流模型

这种气体模型是将流动描述为一种由多种热力学完全气体（忽略分子的热力学非平衡效应）组成的化学非平衡混合物（各气体组分之间存在化学反应）。流动中各组分之间的化学反应可由有限速率模型描述^[38]

$$\sum_{i=1}^n \nu_i X_i \xrightleftharpoons[k_b]{k_f} \sum_{i=1}^n \omega_i X_i \quad (1)$$

式中, X_i 表示燃烧物或反应物, v_i 和 w_i 分别表示反应物和燃烧物的摩尔数, k_f 和 k_b 分别表示前向和后向反应速率常数。

$$k_f = c_f T^\alpha e^{-\epsilon_0/kT} \quad (2)$$

$$k_b = \frac{k_f}{K_{eq}} \quad (3)$$

式中, C_f , α 和 ϵ_0 均来自于实验, K_{eq} 表示平衡常

数。表 2 为本文计算固体发动机内外流场所使用的化学动力学模型^[12], 其中第 1~8 项代表 H_2/O_2 反应系统, 第 9~11 项代表 CO/CO_2 反应系统。在火箭燃气中, 除了燃料残余, 与空气接触发生后续燃烧的主要是中间燃烧产物, 例如 OH 和 CO 。表 2 中第 12~17 项代表 HCl 的抑制作用。

表 1 流动模型比较

Tab. 1 Comparisons of different flow model

流动模型	热化学等级	理论精度	计算量
多相化学非平衡流模型	最高	最高	最大, 不适用于工程研究 (计算消耗过高, 未计算)
多组分化学非平衡流模型	高	对液体发动机羽流模拟具有较高的精度, 若应用于铝化固体发动机需进行多相流效应修正	很高, 工程上不适用于 3D 计算网格 (100 步计算平均耗时 54 min)
双组分量热完全气体模型 (无化学反应)	普通	工程上可以接受	可应用于超级计算机 (100 步计算平均耗时 58 s)
单组分量热完全气体模型	较低	适用于部分工程问题	适用于普通集群计算机 (平均每 100 步计算耗时 34 s)

表 2 一种固体发动机化学动力学模型

Tab. 2 Chemical rate equations for plume modeling of a solid motor

序号	化学反应方程式	$C [m^3 \times mol \times s^{-1}, m^9 \times mol \times s^{-1}]$	α	ϵ_0
1	$H+O_2 \rightleftharpoons OH+O$	2.6×10^8	0	8 400.00
2	$O+H_2 \rightleftharpoons OH+H$	1.8×10^4	1.0	4 450.00
3	$OH+H_2 \rightleftharpoons H_2O+H$	2.2×10^7	0.0	2 580.00
4	$2OH \rightleftharpoons H_2O+O$	6.3×10^6	0.0	545.00
5	$H+H+M' \rightleftharpoons H_2+M'$	6.4×10^5	1.0	0.00
6	$H+OH+M' \rightleftharpoons H_2O+M'$	2.2×10^{10}	-2.0	0.00
7	$H+O+M' \rightleftharpoons OH+M'$	6.0×10^4	-0.6	0.00
8	$O+O+M' \rightleftharpoons O_2+M'$	6.0	0.0	-900.0
9	$CO+OH \rightleftharpoons CO_2+O$	4.0×10^6	0	4 026.00
10	$CO+O_2 \rightleftharpoons CO_2+H$	2.53×10^6	0	2 4018.13
11	$CO+O+M' \rightleftharpoons CO_2+M'$	2.5×10^3	0	2 200.00
12	$H+HCl \rightleftharpoons H_2+Cl$	2.3×10^7	0	1 762.33
13	$H+Cl_2 \rightleftharpoons HCl+Cl$	8.59×10^7	0	589.12
14	$HCl+OH \rightleftharpoons H_2O+Cl$	2.45×10^6	0	553.88
15	$HCl+O \rightleftharpoons OH+Cl$	3.3712×10^{-3}	2.87	1 767.37
16	$Cl+Cl+M' \rightleftharpoons Cl_2+M'$	2.34×10^2	0.0	-906.34
17	$H+Cl+M' \rightleftharpoons HCl+M'$	1.806×10^{-17}	-1.0	0.00

由于该气体模型引入了多种气体成份, CFD 技术在处理每一种气体组分时需在描述流动的 Navier-Stokes (N-S) 方程中增加一项输运方程, 而且需要处理额外的化学反应相关项^[33, 39], 因此运用该气体模型会导致流场计算量过大, 不适合工程上的大规模参数化分析。

3.1.2 双组分量热完全气体模型

该模型是将发动机燃气看作一种气体组分, 将大气看作另一种气体组分。两种气体之间无化学反应, 且均为量热完全气体, 即气体的比热比 (γ) 保持不变。该模型仅在标准 N-S 方程中多引入一项输运方程, 且无化学反应相关项, 因此计

算量较低。利用大型集群计算机，可在工程任务中使用该模型。关于双组分量热完全气体模型的阐述可参考文献[1]。

3.1.3 单组分量热完全气体模型

该气体模型将外部空气和发动机羽流看作同一种气体，流场计算中仅求解标准 N-S 方程，计算量在 3 种模型中最低，任务可在普通集群计算机上运行。

关于化学非平衡流动和量热完全气体概念的详细阐述可参考文献[38]，固体发动机的化学动力学模型可参考文献[8]。

3.2 气体模型比较

在串联式运载火箭的级间分离仿真中，以模拟一、二级分离为例，须重点关注的是级间段的流动分离（见图 1 和图 2）和作用在一级火箭上的羽流冲击力。3 种气体模型在计算羽流冲击力方面没有显著差异^[4]，但在计算流动分离时差别则较明显。图 3 为用 3 种气体模型模拟级间段流动分离的计算结果（二维轴对称计算），其中在运用多组分化学非平衡流模型时，引入了 12 种气体组分和 17 种化学反应模型。图 3 中的计算结果显示，单组分气体模型相对高热化学等级的多组分气体模型会低估二级尾部壁面上的边界层分离长度，这种差异会影响对二级火箭级间分离过程中所受气动力矩的预测；双组分气体模型则与多组分气体模型有相似的计算结果，而双组分气体模型的计算量却小得多。

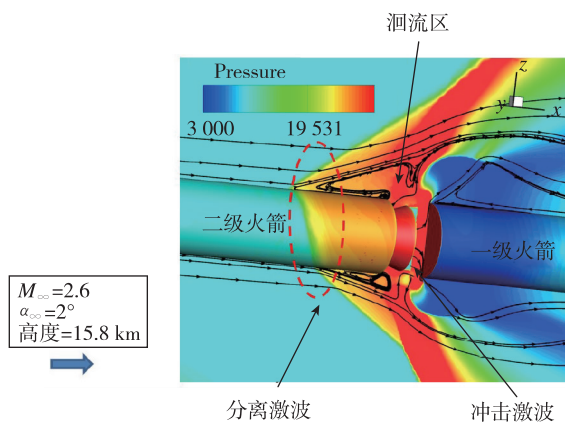


图 2 二级火箭尾部非对称流动分离 (M)^[29]

Fig. 2 Asymmetric flow separation at the aft-wall of the 2nd-stage^[29]

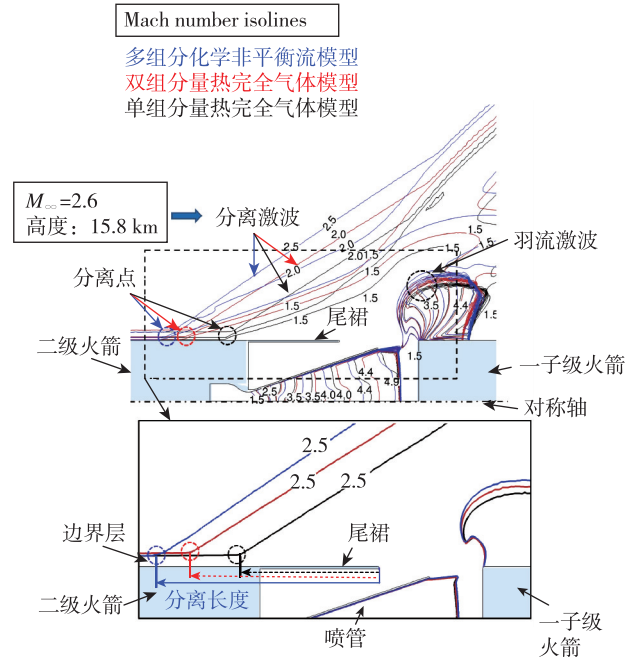


图 3 级间段流动分离（分别使用 3 种气体模型计算）

Fig. 3 Flow separation at the inter-stage section

3.3 黏性效应

流场计算时若忽略气体黏性效应，即仅求解 Euler 方程，可以降低计算量。在计算高速飞行器的气动力时常采用无黏（Euler）方法，在流场中无强烈的流动分离时使用 Euler 法可以得出与 N-S 方法近似的结果。过去在级间分离仿真中也常采用 Euler 法，但由于忽略黏性效应，仿真中无法预测级间段的流动分离，从而无法详细预测二级火箭所受气动力矩的演化过程。

4 仿真比较

基于笔者前期研究计算结果^[33]，对上文所述计算模型做进一步比较分析。由于多组分气体模型不易用于大型 3D 计算网格，在仿真中仅采用双组分气体模型和单组分气体模型，并结合 Euler（无黏）和 N-S（有黏）方法进行综合比较分析，即进行了双组分气体有黏计算（2-species-gas, N-S）、单组分气体有黏计算（Single-species-gas, N-S）、双组分气体无黏计算（2-species-gas, Euler）和单组分气体无黏计算（Single-species-gas, Euler）。仿真初始条件如表 3 所示。

表3 仿真初始条件

Tab. 3 Initial conditions of the simulation

初始条件	数值
分离高度	15.8 km
攻角	2°
侧滑角	0°
弹道倾角	30°
弹道偏角	0°
马赫数	2.6
姿态角速度 (俯仰、滚转和偏航)	0 rad/s

当火箭在分离时刻有飞行攻角时，二级火箭尾部将存在非对称的流动分离（图1），致使二级火箭在两级解锁后承受一个初始的俯仰力矩，火箭在两级解锁后仿真结果显示各种计算模型对火箭线位移的预测影响较小，如图4和图5所示^[33]，图中 x_{st} 表示火箭两级在分离坐标系^[4]（描述相对运动）中的轴向位移。分离坐标系是惯性坐标系，其原点位于火箭纵向轴线与分离面的交点， x_{st} 沿火箭纵向轴线指向火箭头部方向为正；分离坐标系相对地面坐标系（忽略地球自转）以火箭两级分离初始时刻的速度保持平移。可以看出，在二级火箭发动机提供的分离力作用下，火箭两级在分离坐标系中的运动方向相反；一子级火箭由于燃料耗尽，主要剩余结构质量，因此轴向速度的变化要明显大于二级火箭；在地面坐标系中，一子级火箭的飞行高度仍持续上升，但在二级火箭燃气的冲击作用下其飞行速度会迅速下降，而二级火箭在发动机的推力作用下速度则持续增大。因此，分离后一子级火箭不会重新“追上”二级火箭造成碰撞。

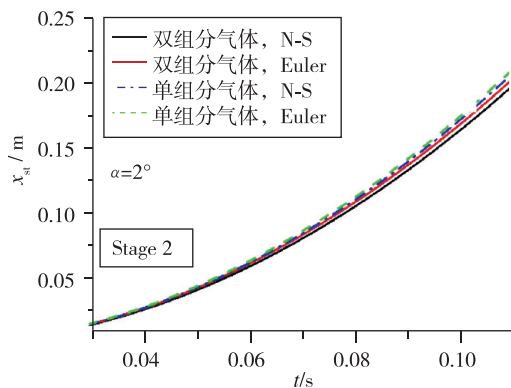


图4 二级火箭的轴向线位移

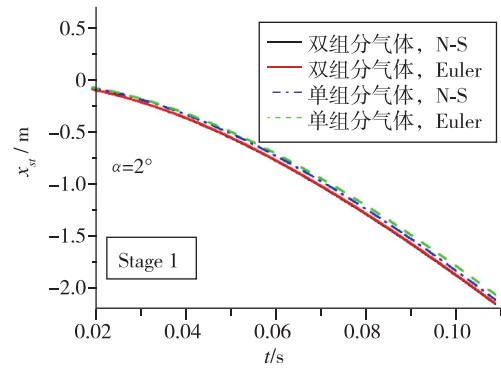
Fig. 4 Displacements of the 2nd stage

图5 一子级火箭的轴向线位移

Fig. 5 Displacements of the 1st stage

由于二级火箭的轴向运动主要取决于发动机推力，一子级火箭的轴向运动主要取决于二级火箭发动机燃气的冲击，所以各种计算模型对火箭两级分离后轴向运动的预测影响较小。不同计算模型主要影响火箭两级分离后的角位移，尤其是二级火箭的角位移。如图6和图7所示，无黏计算由于无法预测级间段的流动分离（图8），因此明显低估了火箭的俯仰运动幅度；而采用单组分气体的有黏计算，虽可模拟出火箭级间段的流动分离，但因会低估二级火箭尾部边界层分离的长度（图8），所以分离初始阶段预测出的火箭俯仰力矩偏小。火箭分离过程中，随着两级分离距离的增加，二级火箭尾部的边界层分离会突然消失，从而给火箭控制系统造成扰动，对分离初始阶段流动分离峰值的准确预测便有助于火箭的控制系统设计，改善火箭的飞行品质。由图6和图7还可以看出，分离后二级火箭的俯仰角速度呈上升趋势。由于运载火箭在超声速飞行时，其飞行攻角往往需被限制在较小的范围内（不超过3°），因此

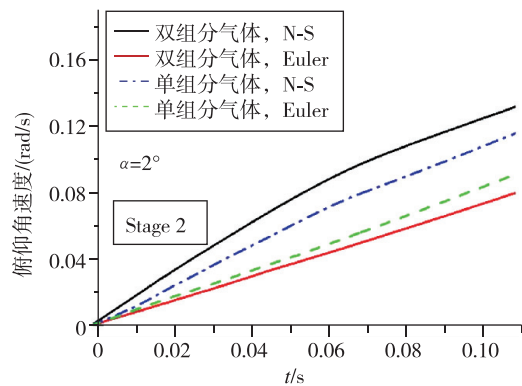


图6 二级火箭的俯仰角速度

Fig. 6 Pitch rate of the 2nd stage

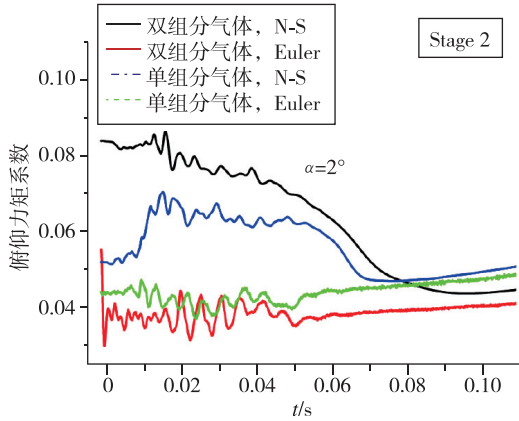


图 7 二级火箭在级间分离过程中所受的气动力矩
Fig. 7 Aerodynamic moment acting on the 2nd stage during the separation

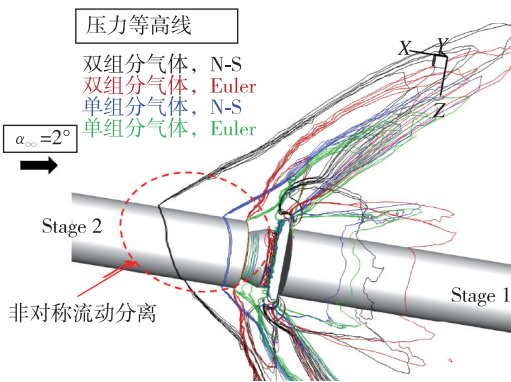


图 8 火箭分离初始时刻流场
Fig. 8 The initial flow field of the stage separation

二级火箭姿控系统在两级分离后 (0.02~0.04 s) 应及时启动以抑制其俯仰运动。

5 结论

运用 CFD-飞行力学耦合仿真方法研究火箭热分离动力学的关键是寻找合适的发动机燃气模型。由于计算效率低, 非平衡流模型还不适用于工程研究, 尤其是火箭设计阶段的大规模参数化仿真。双组分气体模型在精度上接近非平衡流模型, 且计算量较小, 未来在工程研究中具有较强的应用潜力。单组分气体模型会低估火箭级间段的流动分离, 从而导致对二级火箭的俯仰或偏航运动的预测值偏低。无黏计算则无法预测火箭级间段的流动分离。然而, 由于火箭级间段的流动分离仅出现在分离初始阶段, 在工程研究中, 若主要关注火箭的大范围线位移运动, 也可采用单组分气体模型和无黏计算, 从而进一步降低计算量。

参考文献

- [1] 彭迪,任怀宇,刘辉,等.低空大动压级间分离碰撞边界预示方法[J].宇航学报,2015,36(5):504-509.
- [2] 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.
- [3] 万音.级间段气动设计及羽流诱导分离对火箭气动特性的影响[J].宇航学报,1992(2):95-98.
- [4] Li Y, Reimann B, Eggers T. Coupled simulation of CFD and flight mechanics with a two-species-gas-model for the hot staging of a multistage rocket[C]. 19th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Atlanta, GA, 2014.
- [5] Li Y, Reimann B, Eggers T. Numerical investigations on the aerodynamics of SHEFEX-III launcher[J]. Acta Astronautica, 2014, 97(April-May):99-108.
- [6] Pamadi B N, Pei J, Pinier J T, et al. Aerodynamic analyses and database development for Ares I vehicle first-stage separation[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2012, 49(5): 864-874.
- [7] Woods W C, Holland S D, Difulvio M. Hyper-X stage separation wind-tunnel test program[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2001, 38(6): 811-819.
- [8] 王志坚,伍贻兆,林敬周.火箭级间分离喷流干扰数值模拟与风洞试验研究[J].空气动力学学报,2010,28(2):149-154.
- [9] 林敬周,王志坚,曹程.级间分离过程中一、二级气动特性试验研究[C].大型飞机关键技术高层论坛暨中国航空学会 2007 年年会,深圳,2007.
- [10] 王志坚,伍贻兆,林敬周.某运载火箭级间分离喷流干扰风洞试验研究[J].实验流体力学,2009,23(2):15-19.
- [11] Vukelich S R, Stoy S L, Burns K A, et al. Missile datcom [R]. McDonnell Douglas Missile Systems Company, 1988.
- [12] Li Y. Hot stage separation of rockets using coupled CFD and flight mechanics method [M]. Cologne: DLR-Forschungsbericht 2015-19, 2015.
- [13] Benek J A, Buning P G, Steger J L. A 3-D chimera grid embedding technique[R]. AIAA 85-1523,1985.
- [14] Steger J L, Dougherty F C, Benek J A. A chimera grid scheme[C]. Advances in Grid Generation, ASME Fluids Engineering Conference, Houston, 1982.
- [15] Dougherty F C. Development of a chimera grid scheme with applications to unsteady problems[D]. Stanford University, 1985.

- [16] Cougherty F C, Benek J A, Steger J L. On applications of chimera grid schemes to store separation[R]. Moffett Field, CA: NASA Ames Research Center, 1985.
- [17] Li Y, Eggers T, Reimann B. A dynamics study for the hot stage separation of a multistage rocket with a coupled CFD flight mechanics approach [C]. 18th AIAA/3AF International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Tours, France, 2012.
- [18] 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(4):265-267.
- [19] 权晓波,武玉玉,李岩.多级火箭级间热分离流场的数值预测[J].导弹与航天运载技术,2007(3):6-8.
- [20] 李超,范健,胡春波.火箭级间分离过程流场数值模拟[J].宇航总体技术,2017,1(1):49-53.
- [21] 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(2):113-117.
- [22] Applebaum M P, Eppard W M, Hall L. Multispecies effects for plume modeling on launch vehicle systems [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2012, 49(5): 770-778.
- [23] 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.
- [24] Li Y, Reimann B, Eggers T. Coupled simulation of CFD-flight-mechanics with a two-species-gas-model for the hot rocket staging [J]. Acta Astronautica, 2016, 128: 44-61.
- [25] James K, Goetz K. Plume-induced flow separation over a cone-cylinder flare body [C]. 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Orlando, Florida, 2011.
- [26] Wu J, Tang L, Luke E A, et al. Comprehensive numerical study of jet-flow impingement over flat plates [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2002, 39(3): 357-366.
- [27] Lamont P J, Hunt B L. The impingement of underexpanded, axisymmetric jets on perpendicular and inclined flat plates [J]. Journal of Fluid Mechanics, 1980, 100: 471-511.
- [28] L. J C C, Hunt B L. The near wall jet of a normally impinging, uniform, axisymmetric, supersonic jet [J]. Journal of Fluid Mechanics, 1974, 66: 159-176.
- [29] Peter L, Sami H. Separation analysis of launch vehicle crew escape systems [C]. 22nd Applied Aerodynamics Conference and Exhibit, Providence, Rhode Island, 2004.
- [30] Scott M, Michael A, Marsha B. Simulations of 6-DOF-motion with a Cartesian method [C]. 41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, 2003.
- [31] Heinrich R, Michler A. Unsteady simulation of the encounter of a transport aircraft with a generic gust by CFD flight mechanics coupling [C]. Proceedings of the CEAS 2009 European Air and Space Conference, Manchester, United Kingdom, 2009.
- [32] Rock S G, Habchi S D. Validation of an automated chimera methodology for aircraft escape systems analysis [C]. 36th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 1998.
- [33] Li Y. Hot stage separation of rockets using coupled CFD and flight mechanics method [D]. Braunschweig: Technische Universität Braunschweig, 2015.
- [34] Peter L, Sami H, Walter E, et al. Stage separation analysis of the X-43A research vehicle [C]. 22nd Applied Aerodynamics Conference and Exhibit, Providence, Rhode Island, 2004.
- [35] Pieter B, Tin-Chee W, Arthur D, et al. Prediction of Hyper-X stage separation aerodynamics using CFD [C]. 18th Applied Aerodynamics Conference, Denver, CO, USA, 2000.
- [36] Gordon S, McBride B J. Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions and applications I. analysis [R]. Ohio: Lewis Research Center, National Aeronautics and Space Administration, 1994.
- [37] McBride B J, Gordon S. Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions and applications II. User's manual and program description [R]. Ohio: Lewis Research Center, National Aeronautics and Space Administration, 1996.
- [38] Anderson J D. Hypersonic and high temperature gas dynamics [M]. 2nd ed. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006.
- [39] Blazek J. Computational fluid dynamics: principles and applications [M]. 1st ed. Elsevier Science, 2001.

引用格式:李易.固体运载火箭级间热分离仿真气体模型研究[J].宇航总体技术,2021,5(2):31-38.

Citation: Li Y. Gas modeling of a solid rocket motor for the simulation of hot stage separation[J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2021, 5(2): 31-38.