

1-8-2019

Multidisciplinary Coupling Simulation System for Multi-body Separation Process of Near Space Vehicles

Tie Ming

Science and Technology on Space Physics Laboratory, Beijing 100076, China;

Fang Hong

Science and Technology on Space Physics Laboratory, Beijing 100076, China;

Yu Ying

Science and Technology on Space Physics Laboratory, Beijing 100076, China;

Caihui Yu

Science and Technology on Space Physics Laboratory, Beijing 100076, China;

See next page for additional authors

Follow this and additional works at: <https://dc-china-simulation.researchcommons.org/journal>



Part of the Artificial Intelligence and Robotics Commons, Computer Engineering Commons, Numerical Analysis and Scientific Computing Commons, Operations Research, Systems Engineering and Industrial Engineering Commons, and the Systems Science Commons

This Paper is brought to you for free and open access by Journal of System Simulation. It has been accepted for inclusion in Journal of System Simulation by an authorized editor of Journal of System Simulation.

Multidisciplinary Coupling Simulation System for Multi-body Separation Process of Near Space Vehicles

Abstract

Abstract: The simulation of coupling dynamics from multi-body movement, flow field and structural stress field plays a significant role in the separation system design for a near space vehicle. In this paper, *an elastic-body based multidisciplinary and multi-physics coupling simulation approach is proposed for the vehicle separation process. A multidisciplinary separation simulation system is developed, where the dynamic finite element simulation method for stress field, the high performance numerical simulation method for flow field and the multi-body movement simulation are combined.* The proposed simulation system provides an efficient and accurate way to verify the separation scheme and the design of separation systems.

Keywords

near space, multi-body movement simulation, multidisciplinary, multi-physics, coupling

Authors

Tie Ming, Fang Hong, Yu Ying, Caihui Yu, Wang Ling, and Dongfei Hu

Recommended Citation

Tie Ming, Fang Hong, Yu Ying, Yu Caihui, Wang Ling, Hu Dongfei. Multidisciplinary Coupling Simulation System for Multi-body Separation Process of Near Space Vehicles[J]. Journal of System Simulation, 2018, 30(8): 2826-2833.

临近空间飞行器多体分离多学科耦合仿真系统

铁鸣, 方洪, 于盈, 禹彩辉, 王玲, 胡东飞

(空间物理实验室, 北京 100076)

摘要: 临近空间飞行器分离过程涉及多体运动—非线性气动流场-结构应力场耦合特性, 对分离方案的设计带来极大挑战。基于高精度分离过程仿真的实际需求以及目前的刚体动力学仿真模型的缺陷, 研究了基于动力有限元的弹性体分离过程仿真建模方法, 并考虑分离过程中气动流场、应力场与多体运动的耦合作用的仿真求解和高效数值模拟技术, 建立了临近空间飞行器分离过程多学科耦合仿真试验系统, 为分离方案提供了验证平台, 并作为分离系统设计的重要依据。

关键词: 临近空间; 多体分离仿真; 多学科; 多物理场; 耦合

中图分类号: TP391

文献标识码: A

文章编号: 1004-731X (2018) 08-2826-09

DOI: 10.16182/j.issn1004731x.joss.201808002

Multidisciplinary Coupling Simulation System for Multi-body Separation Process of Near Space Vehicles

Tie Ming, Fang Hong, Yu Ying, Yu Caihui, Wang Ling, Hu Dongfei

(Science and Technology on Space Physics Laboratory, Beijing 100076, China)

Abstract: The simulation of coupling dynamics from multi-body movement, flow field and structural stress field plays a significant role in the separation system design for a near space vehicle. In this paper, an elastic-body based multidisciplinary and multi-physics coupling simulation approach is proposed for the vehicle separation process. A multidisciplinary separation simulation system is developed, where the dynamic finite element simulation method for stress field, the high performance numerical simulation method for flow field and the multi-body movement simulation are combined. The proposed simulation system provides an efficient and accurate way to verify the separation scheme and the design of separation systems.

Keywords: near space; multi-body movement simulation; multidisciplinary; multi-physics; coupling

引言

多体分离问题是火箭研制和技术发展的一个经典问题,包括助推分离、挂机投放分离、整流罩分离、级间分离、尾罩分离和舱体间分离等。随着

超声速/高超声速飞行器的发展,高动压强干扰的条件使分离过程变得更加复杂,分离干扰因素多、具有不确定性,如何避免分离体之间发生不可控的碰撞,是飞行任务成败的关键要素之一。目前的飞行器多体分离试验以地面试验为主,难以构建真实的高超声速流场环境来模拟分离过程中多体运动的流场、应力场、位移场等耦合作用影响,并且受到试验成本和周期的制约,仅能对极有限的飞行状态进行模拟和考核,仿真试验与分析成为基本方法和必要手段。



收稿日期: 2018-07-10 修回日期: 2018-07-17;
基金项目: 国家自然科学基金(61773068);
作者简介: 铁鸣(1976-),男,回族,辽宁沈阳,博士,研究员,研究方向为复杂系统建模与仿真、智能建模与优化;于盈(1990-),女,江苏泰兴,硕士,工程师,研究方向为飞行器建模与仿真技术;方洪(1988-),男,四川,硕士,工程师,研究方向为流体力学。

<http://www.china-simulation.com>

• 2826 •

分离过程动力学建模仿真技术一直以来是分离系统设计的重要验证手段^[1]。传统典型的分离方式一般分离时间短、分离体不接触、分离过程干扰小,因此分离系统设计中一般采用刚体动力学建模方法,基于 ADAMS 商业软件为平台,通过导入气动分析数据、分离机构模型、控制模型、惯性导航模型以及舵机模型等,建立了多自由度级间分离仿真系统^[2-4],运行速度更快,可以用于进行蒙特卡洛打靶仿真分析,但缺乏准确的对超声速/高超声速流场影响作用的模拟。近年来,高性能计算能力和流场大规模并行数值模拟技术的迅速发展,使得重叠网格等非定常流场数值模拟方法得以在解决多体分离工程问题中发挥重大作用^[5-7]。随着总体指标不断提高,以及以深潜串联助推分离、飞行器横侧向分离为代表的特殊分离形式,飞行器的局部弹性变形对整个分离过程的影响程度较大。随着超声速/高超声速飞行器的发展,分离方式的复杂化、分离干扰多、分离允许接触等特点使弹体弹性运动和刚体运动存在耦合影响,由于高超声速飞行器外载荷显著增大,使得弹性变形增大;同时由于高超声速飞行过程中气动加热产生的热量传入飞行器结构中而产生了一定的热应力,也使得弹性变形量增大。因此基于弹性体分离和多体分离流场高精度数值模拟的多学科耦合仿真计算方法是临近空间超声速/高超声速飞行器分离计算重要的研究方向之一。

1 分离过程多学科耦合仿真流程

分离过程多领域耦合仿真流程分为 3 个阶段,包括弹体与残骸分离期间的作动过程仿真、初始分离后的多体运动过程仿真、分离后弹体与残骸的运动过程仿真。其中,对于弹体与残骸分离期间的作动过程仿真,主要涉及弹体和残骸的作动特性分析计算、弹体和残骸相对位置及运动仿真计算、应力场弹性形变数值模拟、未完全分离时气动力及力矩仿真等,进行作动分离及运动特性、应力场、气动流场的耦合仿真。对于初始分离后的多体运动过程

仿真,可将弹体和残骸均视为刚体,主要考虑多体运动特性及其对流场的影响,进行多体运动与气动力、力矩的耦合仿真。

传统的分离过程仿真,应用刚体动力学建模,一般根据分离体上受力情况进行单独建模,每个分离体使用一个包含分离体动力方程、运动方程、质量方程、角度几何关系方程的方程组描述作用在导弹上的力和力矩与分离体运动参数之间的关系。基于刚体运动方程和 ADAMS 的分离过程动力学仿真通常用定常或准定常模式来简化非定常气动力流场与刚体运动耦合作用,并忽略或简化弹性形变对分离的影响,更适用于在分离过程中气动与分离运动耦合小,分离过程两体无接触,分离过程短、分离过程干扰因素较少或干扰量可预测的情况^[8]。

如图 1 所示,分离过程多学科耦合仿真需要将气动、结构、弹体运动紧密耦合,其物理过程涉及到导弹内部的应力场作用、导弹分离过程的复杂非定常气动力作用、以及导弹在这些作用下的动力学响应。对该过程进行多个学科、物理场的耦合模拟,采用动力有限元方法进行应力场求解,并应用 CFD/CSD 耦合求解方法。仿真计算过程通过依次求解动力有限元、导弹运动、气动力、载荷,来实现多学科仿真的耦合。

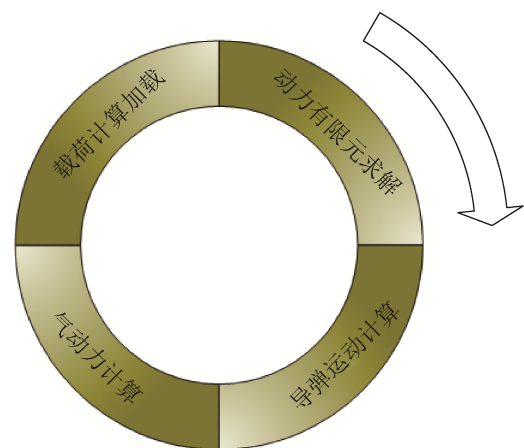


图 1 分离过程多学科耦合仿真流程
Fig.1 Multidisciplinary coupling simulation procedure for the separation process

非定常气动力利用 CFD 技术进行求解,而同

时使用精细化有限元方法进行时域的 CSD 求解, 然后利用相应的 CSD-CFD 界面耦合技术对两种方法进行耦合。这涉及到非定常 Euler 方程或 NS 方程的求解、动网格技术、流场与结构插值技术、结构动力学求解技术和耦合策略等关键技术。CSD-CFD 的耦合仿真采用弱耦合方法是在每个时间步内分别依次对 CFD 方程和 CSD 方程求解, 通过耦合界面交换固体域和流体域的计算结构数据, 反复交替计算从而实现耦合求解。其分析方法为: 在一个物理时间步内, CFD 结算期将求得的气动载荷作为边界传给 CSD 解算器, CSD 解算器再将其求得的固体域边界位移、速度、加速度等信息作为边界条件传回 CFD 解算器, 这样反复迭代求解直至两边解算器直至残值达到收敛标准。

2 基于动力有限元的分离过程应力场并行仿真

应力场仿真主要适用于分离过程多体完全分开之前。传统典型的分离方式一般具有分离时间短、分离体不接触、分离过程干扰小。因此分离系统设计中一般采用刚体动力学建模方法。随着超声速/高超声速飞行器的发展, 分离方式的复杂化、分离干扰多、分离允许接触等特点使弹体弹性运动和刚体运动存在耦合影响。高超声速飞行器的速度高、低空分离时动压较大。同时高超声速飞行器为了提高升阻比多采用大升力面, 飞行器弹性运动明显。飞行器飞行时刚体运动和弹性变形相互之间存在耦合效应, 对飞行器在全弹道的飞行过程均有影响。分离为飞行器过程中重要的时序动作, 飞行器的弹性运动对飞行器连接解锁结构、支撑导向装置、推冲装置等结构及分离过程均有影响, 特别是对有结构重合的分离方式, 飞行器的弹性运动影响因素需要进行分析。

分离过程的动力有限元分析既要分离过程的动力学特性进行仿真计算, 又关注分离过程中的结构应力与变形; 另一方面, 在接触问题中, 传统的静力学与动力学分析主要基于无位移无穿透的

接触理论, 开展线性/非线性的接触分析, 而在分离过程中的动力有限元分析中, 既要不对不进行分离的接触进行仿真计算, 又要对两体及多体之间的摩擦、碰撞进行仿真计算。因此, 与单纯的静力学分析与动力学分析相比, 对分离仿真中动力有限元模型的要求更为苛刻。

在涉及到多体相对运动的仿真中, 接触计算的准确性与摩擦模型的准确性是仿真是否正确是关键。目前仿真中接触算法大多采用的对称罚函数法, 摩擦模型一般为库伦摩擦准则。在大多数问题中, 通过仿真参数的调整, 可利用这两类算法达到满足工程要求的仿真精度。对于特殊的材料表面属性、特殊的接触方式以及材料的非线性效应等问题, 还需建立符合工程实际的接触碰撞算法和摩擦模型。

分离体的各主要部分通过 TIE 连接铆接在一起。采用显式有限元求解, 选取的接触方式为 General Contact, 采用罚函数法进行整体接触判断, 即将所有面(包括自接触)都列入可能范围, 自动进行接触面识别和接触力计算的算法。分离过程的主要受力载荷包括发动机推力(本课题研究的无动力和微动力分离过程将推力排除)、分离冲量装置作用力(作动力)、重力及外界干扰(主要为气动流场)等。在各个作用力的可能偏差范围内, 可通过自编程序或 ADAMS 仿真软件进行快速试算, 得到对分离运动影响最恶劣工况, 将确定的分离最恶劣工况受力载荷施加于弹性体分离模型上。图 2 给出考虑接触、碰撞的分离过程动力有限元仿真计算流程。

动力有限元的应力场仿真的一个主要问题就是仿真效率太低, 因此, 将其仿真过程分解及并行化是非常必要的。问题的关键在于求解刚度矩阵, 占据了绝大部分的计算时间, 因而区别于传统有限元分析, 成为有限元求解过程进行并行计算所关注的部分。因此, 提出图 3 所示的基于单元的区域分裂(子结构)应力场并行仿真方法, 将单元或节点的计算数据进行划分并分配到并行计算平台的每个处理器上, 利用结合并行共轭梯度算法(PCG)对系统方程组实施并行求解。

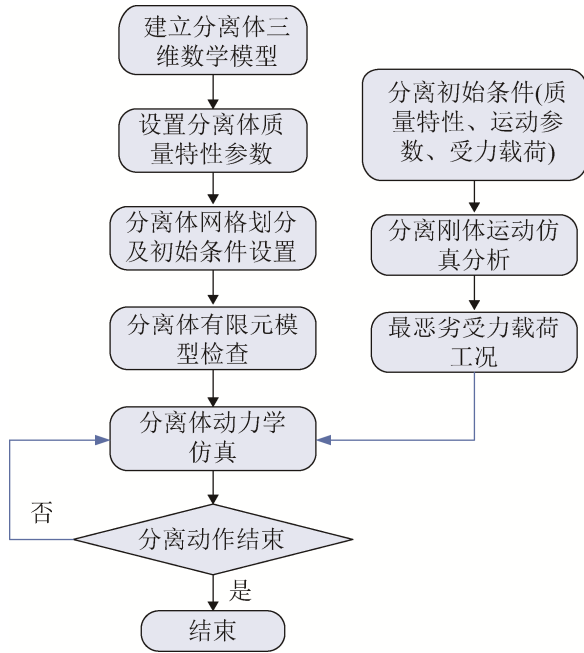


图2 考虑碰撞的分离过程动力有限元仿真

Fig.2 Dynamic finite element simulation for separation process with collision

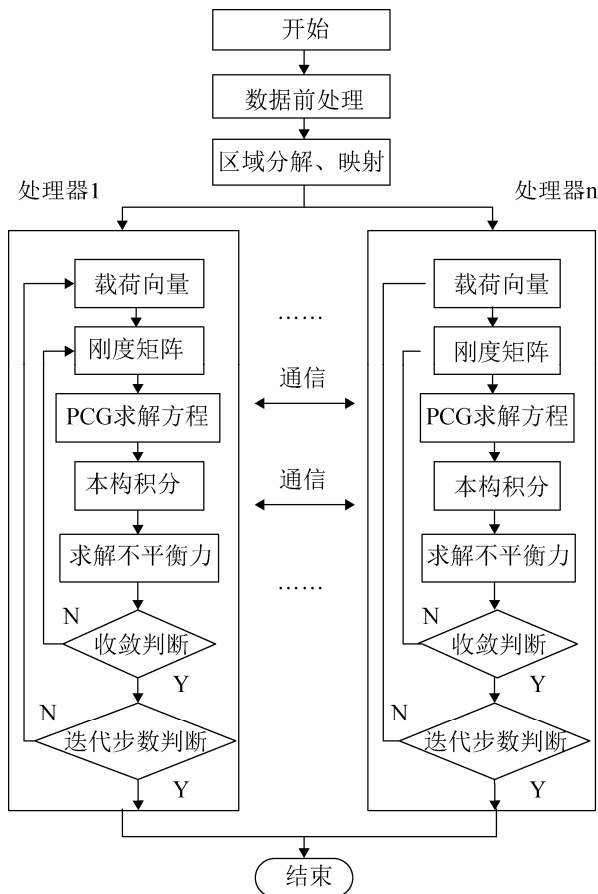


图3 分离过程应力场并行仿真算法

Fig.3 A parallel simulation algorithm for the stress field of separation process

刚度矩阵求解是静力分析问题的核心,为了求解系统方程,采用基于非重叠型区域分解的预处理共轭梯度算法(PCG)求解,这种算法不需组集整个结构系统方程,从而避免并行组集有限元系统方程需要进行大量的通信。预处理共轭梯度法是求解线性方程组的一种迭代算法。该方法主要是由矩阵-向量和向量-向量相乘,因而并行化方法可使用MPI进行构建。该算法将单元接单元的共轭梯度算法扩展到子区域级,即子结构接子结构的PCG算法。

3 多体分离气动流场仿真

分离后的多体运动过程流场模拟,主要难点在于:如何在分离后弹体与抛翼流场存在干扰的阶段,快捷、有效的生成流场网格及实现高质量的网格变形^[9]。为了模拟武器分离的动态过程,采用嵌套网格技术,将分离后的多体分别生成计算网格,两块网格之间出现重叠区域,在计算时,两块网格之间流场信息的交换通过重叠区内的插值完成。嵌套网格的优点在于可以根据不同对象分别建立网格,避免了几何外形相对复杂时网格不易划分、造成网格质量下降的情况。因此,特别适合于存在多体相对运动的流动问题。

重叠网格是处理复杂外形飞行器多体间具有大幅相对运动的一种良好的网格策略,既降低了复杂外形网格生成难度,又提高了处理大幅运动的能力。在流场计算之前需要完成网格间信息交换,因此需要确定覆盖流场各个区域的计算网格,主要涉及挖洞(确定洞边界、洞内点、洞外点)和寻点(寻找洞边界的贡献单元)。寻点过程是在挖洞过程中完成的,一旦挖洞完成,贡献单元就可以确定。Nakahashi等提出的非结构网格嵌套方法是一种简单、高效的解决方案,得到了广泛应用。结合图4二维示意来介绍嵌套网格的挖洞算法^[10]:

(1) 分别在物体A和B周围生成网格(A为虚线,B实线);

(2) 找到网格A中的节点i在网格B中的贡献单元,即三角形abc;

(3) 记节点 i 到物体 A 和 B 的最近物面距离分别为 $ds1$ 和 $ds2$ 。如果 $ds1 < ds2$ ，则将节点 i 标记为洞外点；否则标记为洞内点；

(4) 循环第 2 和 3 步，将所有节点进行标记；

(5) 如果网格的所有节点均为洞外点则标记为洞外单元；如果所有节点均为洞内点则标记为洞内单元；否则为嵌套网格边界。

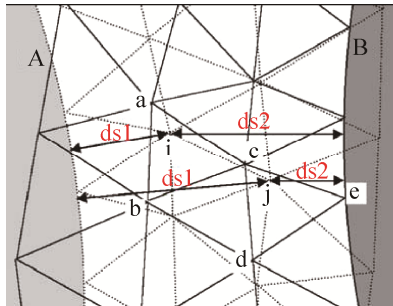


图4 嵌套网格挖洞示意图
Fig.4 Hole cutting for overset meshes

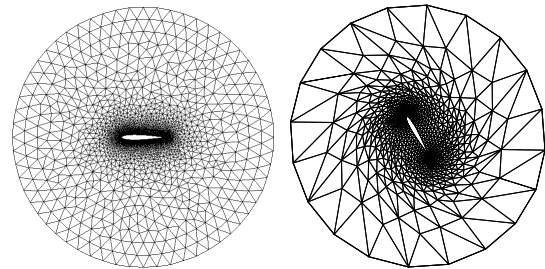
大变形高质量动网格技术以径向基函数法为核心网格变形算法，采用基于峰值选点法的高效贪心算法对径向基函数支撑点进行精简，形成插值基函数子空间，并采用“两步走”的策略，即“第一步”利用插值基函数对非结构背景网格进行变形，然后“第二步”利用背景网格节点的位移量插值出计算域网格节点的位移量，最终高效高质量地完成计算域网格变形。大变形高质量动网格技术主要涉及 2 项关键技术：径向基函数插值技术、基于峰值选点的贪心算法。

大变形高质量动网格技术可分以下 4 步进行：背景网格生成、高效径向基函数支撑点精简、背景网格变形、计算域网格变形。

基于径向基函数的网格变形方法并不限制背景网格的类型，即可以是结构网格也可以是非结构网格，但背景网格必须完全覆盖计算域所有网格节点。本文采用非结构网格作为背景网格，其主要优点是网格复杂度较低，能够很好地保留物面的几何特征，网格变形精度较高。其主要缺点是确定计算域网格节点与背景网格单元的映射关系比较复杂，计算量较大，但该过程在多次网格变形过程中仅进

行一次。

如图 5(a)所示，其网格节点总数为 710 个，网格单元总数为 1 368 个。将计算网格中所有的壁面网格节点加入径向基函数支撑点集合中，并采用基于峰值选点法的贪心算法对支撑点集合进行精简，由于背景网格非常稀疏，单元尺度较大，因此对贪心算法的精度要求可以大大减低，本例变形误差取为 1×10^{-3} 。精简后的径向基函数支撑点仅 11 个，变形后的背景网格如图 5(b)所示。



(a) 变形前非结构网格 (b) 精简后网格变形

图5 多体分离流场仿真的动网格技术
Fig.5 Meshes moving method for separation process

4 分离过程多学科耦合仿真系统

基于弹性体动力有限元的多学科、多物理场耦合仿真系统如图 6 所示。其中，弹体在分离过程的流场/应力场耦合仿真解算需通过 CFD/CSD 协同仿真适配器和流固耦合界面仿真算法来衔接非定常气动仿真和动力有限元结构仿真。流固耦合界面仿真算法实现流场和应力场不同计算网格间的应力、位移、表面压力的双向信息映射。CFD/CSD 协同计算中间件用于解决基于有限差分的 CFD 仿真软件和基于有限元应力场 CAE 软件的联合仿真求解的交互性和同步性问题。

分离过程气动力计算技术主要有 2 种，一种是直接进行非定常数值模拟，另一种是根据试验数据或简化方法进行相应的工程计算。直接进行数值模拟精度较高，能较准确模拟分离过程流场动态特性，但是其计算效率较低。简化的工程计算方法效率较高，且在特定的条件下有一定的计算精度，但其通用性以及整体精度较低。采用嵌套网格对多体

分离问题进行计算是一种很常用的方法。嵌套网格具有很强的适应性, 能对复杂外形飞行器或多个外挂物的投放进行模拟, 因此很多商业软件都采用这种方法, 如使用 CFD-FASTRAN 对外挂物投放、井下发射、X-43 分离等问题进行模拟。非结构网格对复杂外形的处理能力和网格自适应能力是结

构网格不能比拟的, 且三维非结构网格的生成技术已经比较成熟, 因此被广泛的用于复杂外形多体分离问题等运动边界问题的计算中。从最开始研究的二维机翼震荡、二维投放问题, 到现在的全机模型的外挂物投放、座舱盖分离等问题, 都能使用非结构动网格技术进行计算。

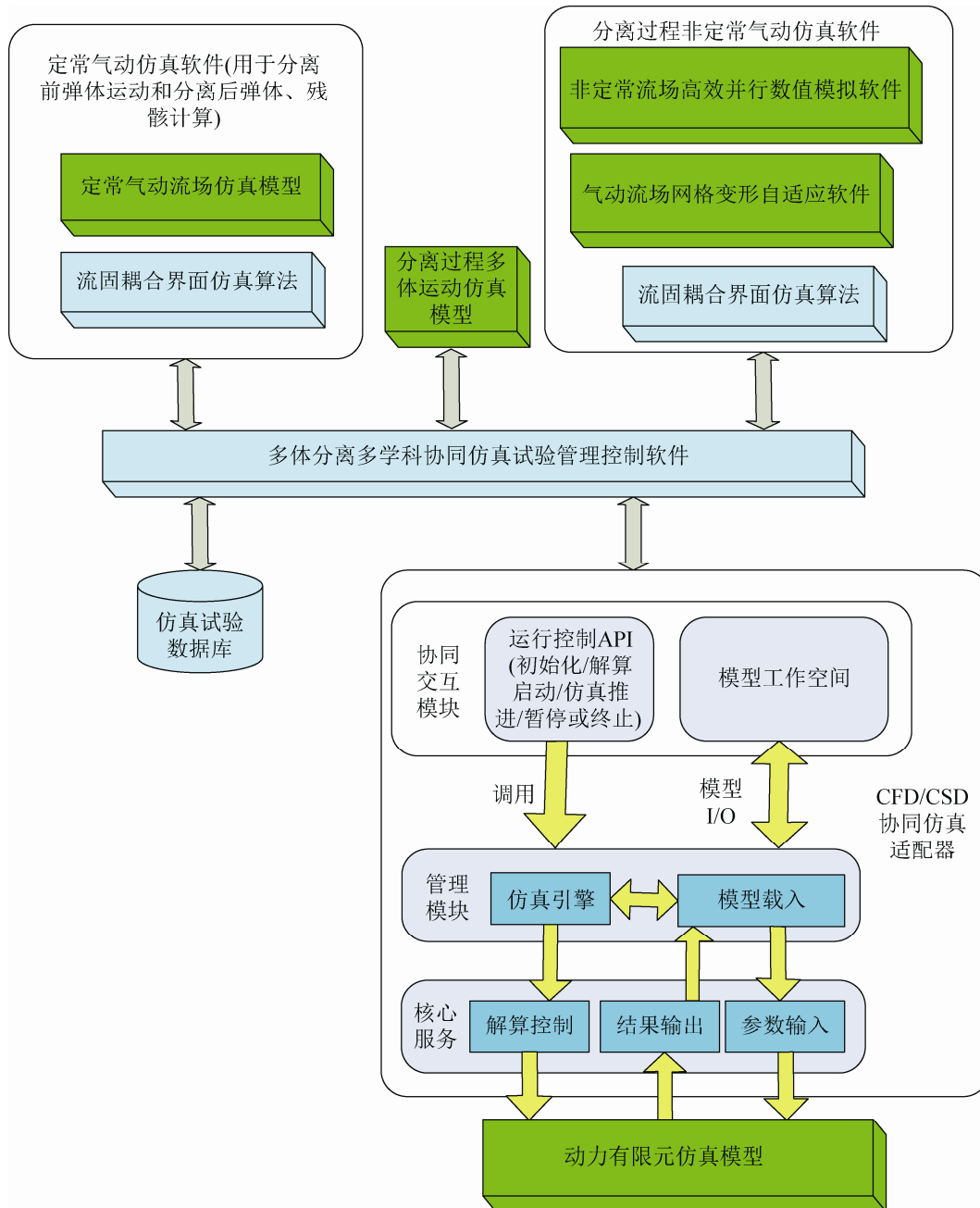


图 6 基于动力有限元的分离过程多学科、多物理场耦合仿真试验系统

Fig.6 Dynamic finite element based multidisciplinary and multi-physics coupling simulation system for separation process

多体分离问题本质上是一种特定的流固耦合问题,对其进行仿真不可避免地需要在流场和固体应力场之间进行数据交互以及耦合推进仿真计算。在纯数值模拟(统一方程)中流固耦合常用压力-位移格式或者位移、位移格式进行纯数值耦合仿真,在分离过程仿真中使用压力-位移格式能获得较好的结果,但该方法受到流场求解困难、精度低等问题限制,应用范围有限。而流场-固体场-流场交替计算,在流固交界面上进行物理量的数据映射以及边界更新的方法由于其流场、固体场较为独立的特点,便于采用更成熟高效的专业计算软件分别对其流场、固体场进行计算,因此该方法应用更为广

泛。在进行流场-固体场-流场交替计算这种模式中,流固耦合界面数据映射、流场边界更新/网格更新、以及两场计算软件的推进控制都是高效流固耦合仿真的关键。

在基于弹性体的分离过程耦合仿真中,若气动模型采用计算空气动力学方法进行仿真,则存在着气动、结构与火工品三者时间的耦合。若气动模型采用插值数表的形式进行仿真,则存在着气动、结构、火工品与姿态四者之间的耦合。这些仿真模型之间的耦合精度也影响着整个分离过程仿真的精度。

在基于弹性体多体分离过程多学科耦合仿真解算流程如图7所示。

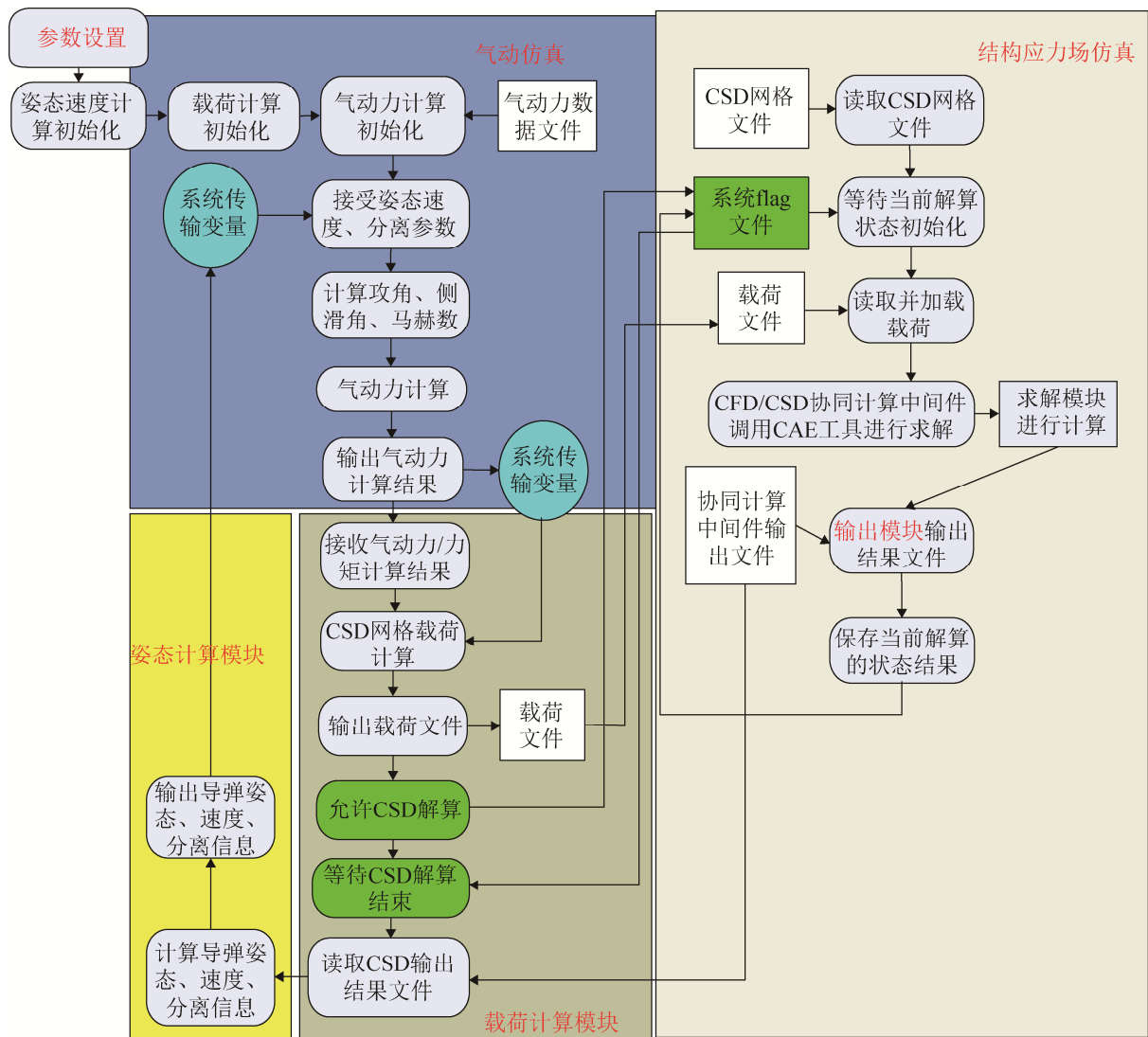


图7 基于动力有限元的多体分离过程多学科、多物理场耦合仿真解算流程

Fig.7 Dynamic finite element based multidisciplinary and multi-physics coupling simulation procedure for separation process

仿真系统依多体运动位置、姿态的仿真计算状态来控制、带动气动流场仿真、结构应力场仿真(暨基于 CSD 的结构应力、位移数值模拟)和气动载荷计算等。结构应力场仿真由总控节点通过 CFD/CSD 协同计算中间件来对其在线操控。

在分离仿真方面, 气动模型可以采用计算空气动力学方法或插值数表方法。这 2 种方法对应着不同的气动-结构耦合计算方法, 其精度也各不相同。

对于基于计算空气动力学方法的气动-结构耦合方法, 其方法趋于成熟。基于各种插值方法的气动-结构插值方法目前在气动弹性仿真与多学科虚拟仿真中大量使用。对于基于分离仿真的气动-结构耦合方法, 与气动弹性的气动-结构耦合方法完全相同。

从精度角度看, 基于插值数表方法的气动-结构耦合方法比基于计算空气动力学方法的气动-结果耦合方法的精度低, 主要体现在其插值后, 结构上的气动载荷的六分量与气动插值表一样, 但其载荷分布是否正确则无法保证。但由于与计算空气动力学相比, 插值数表的计算效率优势明显, 并且可以离线计算, 因此该方法应用仍然广泛。

前面已经阐述过, 在分离仿真中火工品模型主要使用的是火工品作用力模型。对于火工品-结构耦合仿真方法, 指将火工品的非定常作用力加载到结构模型上。一般来说, 火工品作用力是分离的各个部件位置的函数, 因此火工品-结构耦合方法主要分为 2 个步骤: 第一步, 通过分析分离过程中各个部件结构网格的网格信息, 获取分离过程中各个部件的位置; 将这些位置输入到火工品作用力仿真模型中, 获取每个节点应该加载的火工品作用力; 第二步, 加载每个节点的火工品作用力, 进行结构应力场仿真的解算。

5 结论

临近空间飞行器分离过程中存在严重的激波、喷流干扰和流动分离等非线性气动流场-结构应力

应变场耦合特性, 对分离方案的设计带来极大挑战, 多学科耦合仿真是临近空间飞行器分离方案验证的必然需求。本文基于动力有限元建模仿真方法, 形成可靠、有效的弹性体分离动力学 CSD 仿真模型, 并考虑分离过程中气动流场、应力场与弹体运动的耦合作用, 进行飞行器分离过程中结构受载响应的仿真, 建立分离过程多物理场耦合仿真模型。同时, 基于多物理场耦合的分离仿真试验技术研究对问题的解决具有重要意义。

参考文献:

- [1] 李东旭. 航天飞行器分离动力学[M]. 北京: 科学出版社, 2012.
Li D X. Separation dynamics for spacecrafts [M]. Beijing: Science Press, 2012.
- [2] 李慧通, 王旭刚, 赵阳. 考虑复杂因素的两体分离仿真软件设计[J]. 系统仿真学报, 2013, 25(12): 2851-2859.
Li H T, Wang X G, Zhao Y. Design and development of simulation software for two-body separation calculation considering complicated factors [J]. Journal of System Simulation, 2013, 25(12): 2851-2859.
- [3] 王竞男, 刘莉. 基于 ADAMS 的导弹级间分离动力学仿真[J]. 系统仿真学报, 2006, 18(12): 3512-3519.
Wang J N, Liu L. Dynamic simulation of stage separation of missile based on Adams [J]. Journal of System Simulation, 2006, 18(12): 3512-3519.
- [4] 王秋梅, 孟宪红, 杨庆成. 卫星二次分离方案仿真研究[J]. 系统仿真学报, 2010, 22(9): 2217-2222.
Wang Q M, Meng X H, Yang Q C. Research of simulation on programs of satellite secondary separation [J]. Journal of System Simulation, 2010, 22(9): 2217-2222.
- [5] 段旭鹏, 常兴华, 张来平. 基于动态混合网格的多体分离数值模拟方法[J]. 空气动力学报, 2011, 29(4): 447-452.
Duan X P, Chang X H, Zhang L P. A CFD-and-6DOF-coupled solver for multiple moving object problems based on dynamic hybrid grids [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2011, 29(4): 447-452.
- [6] 张玉东, 纪楚群. 多体分离非定常气动特性数值模拟[J]. 空气动力学报, 2006, 24(1): 1-4.
Zhang Y D, Ji C Q. The numerical simulation of unsteady multi-body separating flows [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2006, 24(1): 1-4.