中国科学: 技术科学 2011 年 第 41 卷 第 6 期: 703 ~ 709
www.scichina.com tech.scichina.com
《中国科学》杂志社
SCIENCE CHINA PRESS

固体火箭发动机点火瞬间流固耦合综述

曹琪[①*], 李晓娜[②], 李进贤[①], 冯喜平[①]

① 西北工业大学燃烧、流动和热结构国家级重点实验室, 西安 710072;
② 中航工业第一飞机设计研究院, 西安 710089
* E-mail: caoqi1983@yeah.net

收稿日期: 2010-06-23; 接受日期: 2010-11-15

摘要 流固耦合是流体力学与固体力学交叉而产生的一门新兴力学分支, 它主要研究固体在流场作用下的各种力学行为以及固体变形或运动与流场的相互作用规律. 20世纪90年代, 美国“大力神 4”助推发动机首发试验失败后, 固体火箭发动机点火过程中的流固耦合现象逐渐被研究人员所认识, 并在实际应用中迅速发展. 本文针对流固耦合在固体火箭发动机上的应用进行了归纳和总结, 分别从点火燃气流动、药柱变形和实验研究三个方面综述了国内外的发展现状与趋势. 以此为基础, 初步探讨了我国开展固体发动机点火瞬间流固耦合研究的方法, 为固体发动机装药设计提供了一定参考.

关键词
固体发动机
点火瞬间
流固耦合

固体火箭发动机的点火过程是发动机工作过程中最复杂的一段, 也是最容易出现故障的一段. 在发动机点火过程中, 点火器首先工作生成点火燃气, 然后点火燃气在燃烧室内充填, 同时向固体推进剂表面传热; 当推进剂表面达到点火温度时, 推进剂表面被点燃, 火焰在整个推进剂表面进行传播; 点火燃气在内通道中流动, 燃烧室压强上升, 直到整个发动机处于稳定工作状态, 点火过程结束[1]. 固体火箭发动机点火过程的稳定直接影响到整个发动机的工作性能、可靠性和安全性.

固体火箭发动机点火瞬间流固耦合现象主要发生在大长径比(发动机长度/直径≥10)发动机中. 由于大长径比发动机多采用分段式装药, 且各段药柱间留有缝隙, 因此在点火燃气压力作用下, 药柱尖端处易产生变形, 而发生变形的药柱改变了燃烧室内流场边界, 减小了燃气流动通道, 导致燃烧室内压强进一步升高, 压强的快速升高又会使药柱变形加剧, 形成燃气流动、火焰传播和推进剂变形三者之间的耦合过程. 这一复杂过程, 对大中型固体发动机而言, 仅有几十分之一到几秒的时间, 但发生的概率却相对较高[2], 后果也十分严重. 因此有必要对固体发动机点火瞬间流固耦合现象进行深入研究, 以了解点火过程中的诸多物理化学现象, 了解燃气流动、推进剂变形过程和变形对燃气流动的影响, 分析点火过程中发动机发生故障的内在原因, 降低故障发生的概率, 提高固体发动机设计水平.

1 国外发展历史、现状与趋势

作为固体发动机点火瞬间流固耦合分析的前序工作, 从 20 世纪五六十年代起, 国外相关研究人员利用理论分析、数值仿真和实验研究等手段分别开展了燃气流动和药柱变形这两方面的研究工作, 取得了大量实用性结论, 并成功应用到固体发动性能预估及寿命评估上, 为后来流固耦合的研究奠定了基础.

1991 年 4 月, 美国“大力神 4”(Titan IV)改进型固

中文版发表信息: 曹琪, 李晓娜, 李进贤, 等. 固体火箭发动机点火瞬间流固耦合综述. 中国科学: 技术科学, 2011, 41: 703–709, doi: 10.1360/092010-632

体火箭助推器首发全尺寸地面静态试验发动机PQM-1 在点火阶段发生爆炸, 引起美国研究者的高度重视. 在 PQM-1 故障分析中提出了由于点火燃气压强引起后段药柱变形使气体流动受到限制, 最终导致燃烧室头部压强异常升高, 直至壳体爆破的故障模式. 美国的研究者随即开展了固体火箭发动机点火过程中装药结构完整性与瞬态流场的一体化研究工作.

1.1 点火瞬间燃气流动数值模拟研究现状

早期的点火瞬态燃气流动数学模型可分为三类: 集总参数法, $P(t)$模型; 一维准定常法, $P(x)$模型; 一维瞬态法, $P(t, x)$模型. 由于一维非定常模型可以描述大长径比发动机点火瞬态的基本特征并且计算速度较快, 所以现在仍被广泛采用, 如NASA的大型固体火箭发动机和“阿里安”系列大型固体助推器点火瞬态预示仍采用一维非定常模型.

DeSoto等人[3]建立了适用于高面喉比发动机的零维 $P(t)$模型, 研究认为点火瞬态过程中火焰传播与燃烧室压强存在耦合关系. Caveny[4]修改了$P(x)$模型, 考虑火焰传播速度建立了点火瞬态过程的准稳态模型. 较完整的分析模型由Caveny和Kuo于1976年提出[5], 该模型假设气体一维流动, 考虑各点状态随时间的变化, 仿真研究表明压强时间曲线与实验结果定性吻合较好. Han[6]采用一维非定常流动模型, 结合试验数据对可重复利用固体火箭发动机(RSRM)进行了分析. 结果表明, 在点火瞬态过程中发动机头部压强随时间变化很快, 头部燃速和侵蚀燃烧对点火瞬态过程有较大影响.

由于一维模型的局限性和流动、装药结构的复杂性, 采用一维模型计算不可能得到比较完整的结果, 因此, 多维分析是十分必要的. 二维非定常计算模型用于研究点火瞬态过程, 可以较准确地反映轴对称固体火箭发动机药柱燃气沿通道横截面的变化以及喷管潜入等因素对压强分布的影响, 很适于进行点火瞬态流固耦合分析.

Ciucci 等人[7, 8]对固体发动机燃烧室头部星孔段内点火瞬态过程进行了一系列模拟试验研究, 发展了二维轴对称有粘模型, 即用MacCormack显式预测—校正法求解全N-S方程及k–ε两方程湍流粘性模型, 并考虑气相与固体推进剂间的换热和燃烧加质等方面的影响. 计算结果与实验结果贴近, 较真实地反映了头部具有复杂药型的固体发动机点火燃气流动的整个过程. Johnston[2]利用欧拉方程对非定常轴对称发动机点火瞬态内流场进行求解, 模型考虑了热传导、辐射及药柱内部的一维非定常热传导过程, 并通过调整燃速常数来调整装药星型槽的燃面变化, 计算结果与实验吻合.

三维非定常模型能如实反映复杂药型的流场结构和点火瞬间的流固耦合现象, 从20世纪90年代起, 三维模型开始建立并迅速发展起来. Wang[9]在发动机轴对称部位采用二维轴对称模型, 翼槽、星孔等部位采用二维平面模型, 得到了准三维流动现象. 与实验结果对比分析表明, 狭窄空间内侵蚀燃烧对点火瞬态过程影响较大. Johnston[10]采用无粘三维欧拉方程, 对Titan IV发动机的点火流动过程进行了数值研究, 得到了点火瞬态过程非稳态内流场的具体景象. Kuo等人[11]在2009年采用三维模型耦合燃气流动研究了高铝推进剂对潜入喷管的侵蚀影响, 得到了铝粒子在喷管表面的沉积加速度.

采用商业软件是研究固体发动机点火瞬态内流场的发展趋势. 二维分析中, Huseman[12]考虑两种气相组分和移动边界建立了二维轴对称非定常流动模型, 并开发了IGNITE软件. 三维仿真中这种趋势更加明显, 下文将详细介绍.

1.2 药柱变形研究现状

研究药柱变形可采用以下两种方法: 1) 忽略耦合作用研究药柱变形; 2) 采用耦合分析方法研究点火动态压强下的药柱变形. 点火过程中药柱变形对固体火箭发动机的安全工作非常重要, 点火过程中药柱瞬态响应过程和静态分析存在明显差别, 因此动态分析药柱变形过程更具有实际意义.

忽略耦合作用研究药柱变形机理见诸报道的有一维模型和三维模型[13, 14]. 一维模型结合非稳态流动方程和包含粘弹性动态响应行为的结构有限元方程, 得到了星型药内孔压强振荡和装药的结构位移. 三维模型采用I-DEAS建模, NASTRAN求解药柱的粘弹性, 得到了泊松比的选取对药柱应力/应变影响较大和可压缩应力/应变分析结果大于不可压缩结果的重要结论.

点火瞬态, 作用在推进剂表面的燃气压强是不断变化的动态过程. 耦合分析点火瞬间药柱变形, 可采用在流动模型中加入变形系数矩阵的方法[15], 也可采用在每一个时间步内同时求解流动和变形的

方法[16]. 前一种方法应用于 Titan PQM-1 发动机, 原理是在环形槽部分建立二维流动模型, 在后段药柱选择关键点根据实验数据建立药柱变形系数矩阵, 通过求解压强结合系数矩阵得到药柱的变形. 1996 年, 此方法应用于 Ariane 5 固体助推器点火瞬态过程分析, 得出了当推进剂模量不低于 600 psi 时, 工作前 2 s 是安全可靠的结论. 后一种方法采用轴对称模型, 应用时间相关法计算粘性燃气的瞬态流场, 并将流场内压强分布传给结构分析软件计算药柱变形, 重建网格后再次计算, 如此反复迭代, 直到流场和结构计算均收敛为止.

1.3　流固耦合研究现状

Chang 等人[16]采用自适应结构网格有限元法求解 N-S 方程得到燃气的流动状态, 并根据药柱表面的燃气压强分布计算了药柱/绝热层/壳体的结构变形, 依据变形, 全部重新调整网格, 再次计算燃气的流动过程. 计算发现, PQM-1 是由于燃气沿药柱通道流动存在压强分布, 导致后段药柱变形, 减少了燃气流动的有效气流面积, 加速了压强分布不均匀性, 更加导致药柱变形, 如图 1 所示[17]. 其中对于低模量推进剂, 这种变形有可能使药柱产生断裂并使发动机头部压强进一步异常升高, 导致试车失败, 计算结果与 PQM-1 实测相吻合. 研究者根据此结论修改了 PQM-1 药型, 再次试车获得了成功.

流固耦合仿真软件近年来发展迅速. 2000 年美国伊利诺斯大学先进火箭仿真中心(CSAR)建立了 RSRM 固体火箭发动机的三维流固耦合模拟方法, 采用并行代码, 并研制开发了点火瞬态过程仿真软件 GEN1[18]. 该软件采用欧拉预估校正算法, Arbitrary Lagrangian-Eulerian(ALE)法处理流固耦合边界, 能够详细描述点火瞬态过程中三维燃气流动、推进剂和壳体结构响应以及它们之间的耦合等现象. GEN1 软件包含三个部分: ROCFLO, ROCSOLID 和 ROCFACE. ROCFLO 是三维 CFD 代码, 数值求解采用结构化有限体积法, 控制方程离散采用二阶 TVD 格式, 耦合边界可根据药柱变形采用自适应网格求解控制方程; ROCSOLID 为结构求解代码, 采用动态隐式 Newmark 法进行有限元非结构化离散, 这两部分代码由 FORTRAN 90 执行; ROCFACE 的作用是对流场和结构场间的网格进行匹配, 并在两代码间传递数据, 此部分由 C++程序实现. 2001 年, CSAR 推出了 GEN1 2.0 版本[19]. 从结构示意图(图 2)来看, 新版软件共分为物理模块(Rocflo, Rocburn, Rocsolid)、基础模块(Rocface, Rocpanda)和驱动模块(Driver)三部分. 其中物理模块新增加了燃烧计算程序(Rocburn), 该程序采用非线性动态燃烧模型计算推进剂的非稳态燃烧速率; 基础模块新增加了并行输出程序(Rocpanda), 该程序可实现并行计算中指定时间步结果文件的输出, 并可将结果以图像的形式显示在可视化工具上; 而驱动模块作为主程序控制所有模块的运行. 2006 年 CSAR 对软件进行了升级, 重新命名为 Rocstar[17].

2003 年 Daron 等人[20]所在的 ATK Thiokol Propulsion 实验室采用 Python 脚本语言建立了一种较为自动化的流固耦合计算流程, 并计算了大型分段式装药固体发动机药柱连接段处的流固耦合问题, 得到了不同弹性模量推进剂在点火燃气压力下的变形以及对流场的影响.

1.4　实验研究现状

流场观测实验主要集中于二维流动显著的部位, 如药柱翼槽处或台阶部位; 而药柱结构变形实验主要集中于环形槽部分.

翼槽流场实验分为点火实验和冷流试验[21, 22]. 点火实验通过记录感光二极管阵的响应历程得到火焰在翼槽中的传播过程; 冷流实验采用压缩空气驱动翼槽内流场, 通过高速摄影仪记录观察窗上粉笔

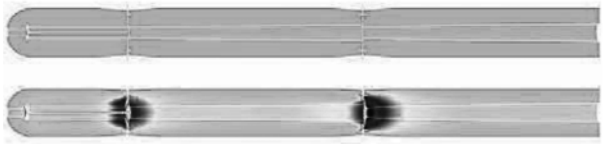

图 1　Titan IV PQM-1 点火前后流场通道对比

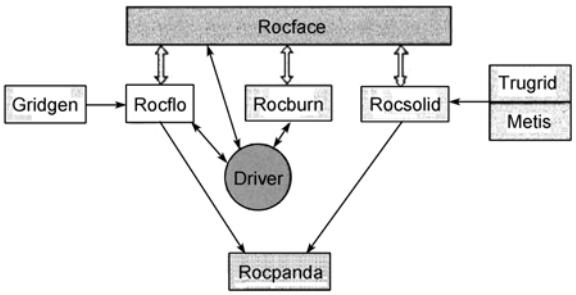

图 2　GEN1 2.0 版结构示意图

沫/煤油混合物的流动轨迹, 得到翼槽中流场的发展历程. 台阶流场实验采用台阶高度可调的实验器完成, 由实验结果可知, 台阶较高时会产生气流壅塞, 燃气越过变截面段重新附着在推进剂壁面产生二次点火(见图 3), 是造成发动机头部压强振荡的主要原因.

针对 PQM-1 的冷流实验是将点火过程中压强随时间变化的测试值作为载荷, 采用 X-射线记录环形槽的变形过程[23]. 实验显示, 药柱粘弹性模量对变形有重要影响, 流固耦合分析得出的药柱变形量大于动态分析的结果. 图 4 显示了环形槽在流固耦合分析中的变形情况.

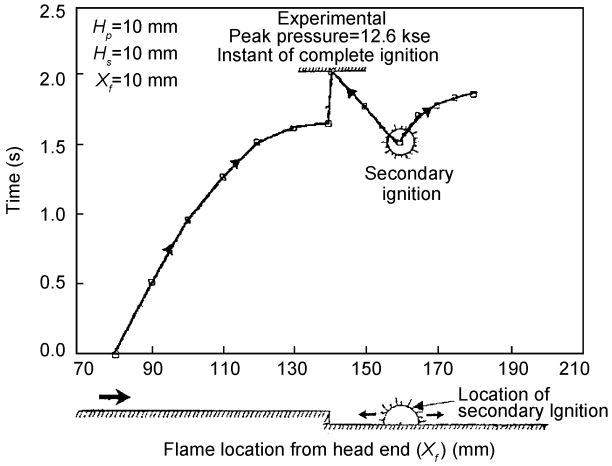

图 3　台阶结构的二次点火

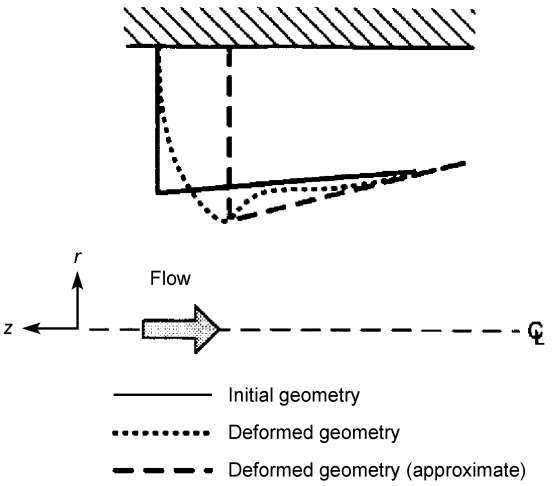

图 4　流固耦合下环形槽的变形

2　国内研究现状

国内对流固耦合的研究主要集中在航空领域的气动弹性问题, 针对气动力和飞行器结构耦合计算提出了多种方案, 并成功应用. 而固体发动机点火瞬间的流固耦合现象研究较少, 近年来, 随着计算技术的不断提高, 国内各科研单位和高校相继开展了固体发动机工作过程中的流固耦合现象研究, 限于研究手段, 仅得到了一些初步结论, 相比在燃气流动、药柱变形和实验研究等单一方面的研究成果差距较大.

2.1　燃气流动和耦合研究现状

国内对点火瞬态流动过程的研究从建立零维和一维非定常模型开始, 逐步发展起二维非定常模型, 同时利用商业软件 FLUENT 建立了轴对称模型. 在典型药型分析中, 针对大长径比发动机装药结构的不同部分建立了不同维数的模型; 针对端面燃烧装药, 研究了流场结构与装药形状的关系.

余贞勇[24]在实验基础上采用 $P(x,y,t)$模型对固体发动机点火过程内流场进行了二维非定常分析, 系统开展了潜入喷管情况下点火瞬态翼槽内燃气流动规律研究, 建立了含翼槽结构固体发动机点火段的压强估算方法. 刘君等人[25]采用 ENO 差分格式分析了固体发动机端面燃烧点火初期形成的冷喷流流场, 分析了点火喷流与主药柱形状的相互作用, 仿真结果表明, 药柱形状设计不当, 会导致燃烧室内局部压强升高, 将药柱挤碎. 钟涛等人[26]采用守恒型一维非定常模型研究了大长径比固体火箭发动机点火瞬态的压强急升和火焰传播过程, 并与实验结果进行对比, 验证了火焰传播的起止时刻.

固体火箭发动机工作过程中的流固耦合现象也日益成为人们的研究重点. 第二炮兵工程学院高双武[27]利用 MpCCI 耦合器耦合计算 FLUENT 和 ABAQUS, 对推进剂裂纹内的燃烧流动情况进行了仿真, 得到了裂纹尖端的应力场分布, 分析了裂纹尖端压强与药柱结构之间的相互作用关系, 并预测了点火升压过程中的危险时刻与装药的危险位置, 对含缺陷固体发动机质量评判提供了重要依据. 海军航空工程学院于胜春等人[28]同样借助 MpCCI, 对固体火箭发动机快速升压过程中的气流流动与药柱结构完整性进行了耦合分析, 真实反映了该过程中药柱的应力、应变情况及燃烧室的流场变化情况. 北京航空航天

大学黄宏艳等人[29]采用流固耦合的流动与换热模型, 实现了流场解算与温度场解算的耦合数值分析. 并采用此计算模型对静止的轴对称收-扩喷管进行了数值模拟, 得到的喷管壁温与试验数据吻合较好.

2.2　药柱变形与实验研究现状

基于流固耦合方法的点火瞬态仿真模型可以预示点火过程中燃烧室内压强变化与药柱变形相互作用对结构完整性的影响, 能够解释部分发动机点火瞬态过程中的异常现象. 因此国内广泛开展了药柱瞬态变形研究.

国内建立的药柱变形模型有: 八节点有限元模性、不可压粘弹性模型、分阶导数模型以及非线性粘弹性模型. 八节点有限元模型的蠕变柔量采用 Prony 级数形式表达, 适用于分析自由装填药柱. 不可压粘弹性模型是将王元有建立的近乎不可压缩的粘弹性本构关系离散成数值分析的格式得到. 分阶导数模型采用 Viogt 方法拟合推进剂松弛模量曲线, 用 Laplace 变换计算药柱圆筒段在点火冲击下的位移和应力. 非线性粘弹性模型以描述固体推进剂力学性能的朱-王-唐模型为基础, 可用于点火过程中推进剂的响应分析. 同时, 国内也采用商业软件 NASTRAN 对推进剂粘弹性进行了分析, 建立了分段加权目标函数逼近法拟合试验数据, 得到了 *Kp*, *Cs*, *Cp* 等参数在此软件中的建模方法.

国内实验研究主要集中于翼槽中燃气流动和火焰传播过程. 实验装置分为圆柱段、翼槽段和喷管段, 如图5所示; 观测手段主要采用高速摄影仪和压强传感器; 实验对象分为前翼槽和后翼槽[30]. 获得的主要结论有: 1) 推进剂初始发火点出现在离头部一定距离的位置上, 而燃烧室最大压强出现在燃气通道内某一处而不是头部; 2) 翼槽底部流速慢, 但压强明显大于翼槽外; 3) 升压梯度越高, 翼槽越宽, 火焰传播速度就越快.

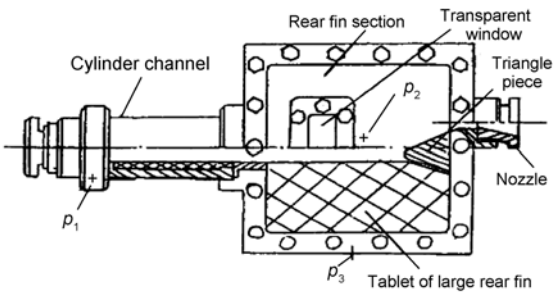

图 5　模拟实验器

3　进一步研究设想

固体火箭发动机点火瞬间流固耦合研究受到了各国的普遍重视, 但由于条件限制, 大多数研究对模型引入了修正参数进行简化, 属于趋势性研究. 作为航天大国的中国, 亦应借此时机大力开展固体发动机点火瞬间燃气流动与药柱变形耦合问题的研究, 提升我国固体发动机的设计水平. 研究中可充分利用国内外已取得的成果, 并借助 CFD, FEM 等技术的提高和高性能计算机发展的有利条件进行. 针对流固耦合实现的关键技术, 作者提出如下几点初步看法和建议.

1) 流固界面相互作用描述.

流固耦合的重要特征是两相介质间具有相互作用, 如何对这种作用进行数学描述是一个非常重要的问题. 通常情况下, 求解固体变形的力学问题使用 Lagrangian 坐标系描述, 流体质点的运动主要采用 Eulerian 坐标系描述, 而研究流固耦合问题会同时用到上述两种方法, 因此需结合这两种方法在流固接触面建立相互作用的方程. 采用任意拉格朗日欧拉法(ALE)可以解决界面节点不同的运动描述方式互相协调问题. 在 ALE 描述中, 有限单元剖分是针对独立于结构和流体运动的参考坐标系进行的, 网格点为参考点. 当指定网格速度和节点速度一致时, ALE 退化为 Lagrangian 描述; 当指定网格速度为零时, ALE 退化为 Euler 描述, 协调边界处节点运动的不同描述方式. ALE 描述目前已成为非线性连续介质力学中大变形分析的有效方法, 广泛应用于解决流固耦合问题.

2) 动网格技术.

动网格模型可以用来模拟流场形状由于边界运动而随时间改变的问题. 边界的运动形式可以是预先定义的运动, 即可以在计算前指定其速度或角速度; 也可以是预先未做定义的运动, 即边界的运动要由前一步的计算结果决定. 由于药柱在高压燃气的作用下变形, 导致流场计算域的变化, 所以必须利用动网格技术来跟踪边界的变形.

常用的网格动态更新法有网格变形光滑法(弹性压缩式)、动网格层铺法(动态铺层法)、重新划分网格法(局部网格生成法)等. 在求解流固耦合问题时, 区域边界的位移量比相邻单元的尺寸大得多, 网格单元的属性就会遭到破坏, 甚至产生负网格, 当迭代到下一时层时, 便会发散. 为此, 可采用重新划分网格的方法解决. 在边界运动过程中, 可指定网格的某一

属性作为参考, 只要有任一网格单元的该属性超出指定范围, 便对整个区域重新划分网格.

3) 界面信息传递与网格匹配技术.

流固耦合是通过流场网格点上的载荷传递给结构场的节点和结构场节点上的位移插值到流场网格点上进行数据交换实现的, 这项技术从原理上看很简单, 即流体域和固体域在边界上对应质点间满足位移协调和作用力的平衡条件即可, 但由于流场分析和结构场分析是相对独立发展的数值方法, 两种分析技术所求解的物理对象、采用的计算方法和网格形式均有很大差别, 很难在同一代码中实现. 另外, 通常情况下耦合界面上的网格并不匹配, 节点也不重合, 不能直接进行数据交换, 这就需要在两求解代码的耦合界面上采用一定的信息映射方法以实现相互间的数据交换. 因此, 耦合界面上信息传递和网格匹配技术成为联合两种异构代码进行耦合分析的关键, 这也是目前开展流固耦合分析的最大困难所在.

为实现上述目的, 主要有两种解决途径: 一是开发流固耦合程序源代码, 二是开发实现耦合的数据交换平台, 即第三方辅助软件. 前一种方法需改写流体和结构控制方程使其形式统一, 然后对控制方程直接进行求解, 如 GEN1 软件, 但这种方法需耗费大量的人力和计算机资源, 目前还无法在个人计算机上实现. 开发第三方辅助软件是实现流固耦合较简便的方法, 它在每个时间步分别计算 CFD 方程和 FEM 方程, 再通过中间数据交换平台实现流场和结构场之间的耦合, 其中比较有代表性的是德国 SCAI 开发的 MpCCI 接口软件, 其流固数学模型如图 6 所示. 流固软件在耦合区域的网格可以不匹配, 网格间数据转换通过 MpCCI 插值实现, 如图 7 所示.

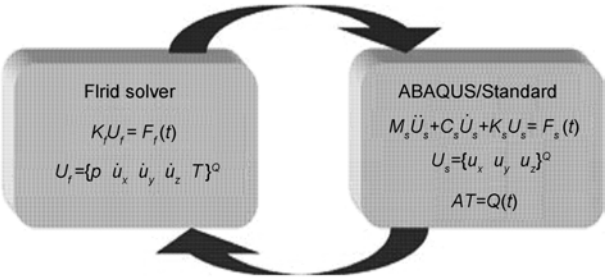

图 6 流固间数学模型

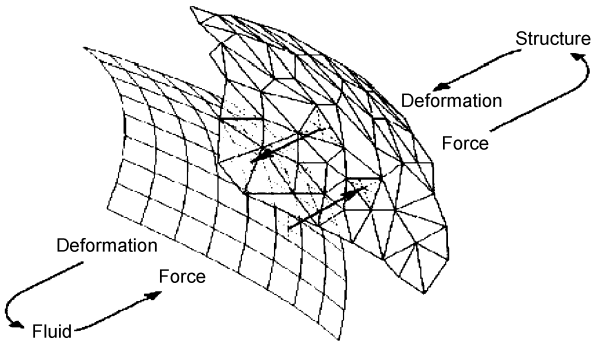

图 7 不同网格之间插值

利用流固耦合方法模拟固体火箭发动机点火瞬间的工作过程是目前国外科研机构广泛采用的手段, 它能够更加详细地获得发动机真实的工作状态. 大量研究与工程实践表明, MpCCI 软件能够很好地将流场计算软件和非线性有限元分析软件进行耦合应用, 从而更加准确地模拟发动机点火过程的实际工作状况, 综合评价点火瞬间药柱的结构完整性以及流场和结构场的相互影响过程, 为我国固体发动机设计技术取得跨越式发展打下坚实的基础.

参考文献

1 Kumar V R S, Unnikrishnan C, Menno A V, et al. Ratiocinative approach to ignition transient modeling in solid rockets. AIAA 2004-4056, 2004

2 Johnston W A. Flow-structural analysis of the Ariane-5 solid rocket motor during ignition transient. AIAA 96-0653, 1996

3 Desoto S, Friedman H A. Flame-spreading and ignition transients in solid grain propellant rocket motors. AIAA 64-126, 1964

4 Caveny L H. Extension to analysis ignition transients of segmented solid rocket boosters. NASA CR-150632, 1978

5 Caveny L H, Kuo K K. Ignition transients of large segmented solid rocket boosters. NASA CR-150162, 1976

6 Han S S. Ignition transient analysis of a solid rocket. AD N91-18985, 1991

7 Ciucci A. Numerical investigation of the flow field in the head-end star grain section of a solid rocket motor during ignition transients. Dissertation of Doctoral Degree. Alabama: Auburn University, 1991

8 Ciucci A, Foster W A, Jenkins R M. Results of an experimental investigation of the flow field in the head-end star slot section of a solid

rocket motor. AIAA 92-3048, 1992
9 Wang J C T. Modern SRM ignition transient modeling (part 5): Prospective developments in CFD simulation. AIAA 2001-3447, 2001
10 Johnston W A. A numerical procedure for the analysis of the internal flow in a solid rocket motor during the ignition transient period. AIAA 91-1655, 1991
11 Cortopassi A C, Kuo K K. Update: a subscale solid rocket motor for characterization of submerged nozzle erosion. AIAA 2009-5172, 2009
12 Huseman P. CFD analysis of SRM and SRMU ignition. AIAA 94-2182, 1994
13 Shiang W C. Dynamic analysis of solid propellant grains subjected to ignition pressurization loading. J Sound Vib, 2003, 268: 465–483
14 Loncaric S, David R G, Fawaz Z. Star-grain rocket motor–nonsteady internal ballistics. Aero Sci Tech, 2004, 8: 47–55
15 Johnston W A, Murdock J W. Flow-structural interaction inside a solid rocket during ignition transient. AIAA 94-3286, 1994
16 Chang I S, Patel N R, Yang S H. Titan IV SRMU anomaly and redesign analyses. AIAA 94-3284, 1994
17 Fiedler R, Namazifard A, Campbell M, et al. Detailed simulations of propellant slumping in the Titan IV SRMU PQM-1. AIAA 2006-4592, 2006
18 Parsons I D, Alavilli P, Namazifard A, et al. Coupled simulations of solid rocket motors. AIAA 2000-3456, 2000
19 Fiedler R, Jiao X, Namazifard A, et al. Coupled fluid-structure 3-D solid rocket motor simulations. AIAA 2001-3954, 2001
20 Daron A I, Michael P I. Automated fluid-structure interaction analysis. Report of ATK Thiokol Propulsion, Brigham City, Utah, 2003
21 Kuo K K, Kokal R A. Flame-spreading phenomena in the fin-slot region of a solid rocket motor. AIAA 94-2311, 1994
22 Jeffrey D M, Peter J F, Robert B W, et al. Internal flow field structure in a simulated fin-slot region of a rocket motor. AIAA 2005-3599, 2005
23 Steven P P, Weldon L D, Leon W C. Simulation of the pressure gradient in a segmented solid rocket motor during the ignition transient. AIAA 92-3822, 1992
24 余贞勇. 固体火箭发动机翼槽内火焰传播机理研究. 西安: 西北工业大学, 2000
25 刘君, 张为华, 刘伟. 某型号固体火箭发动机点火过程的数值模拟. 固体火箭技术, 2000, 23(4): 12–15
26 钟涛, 王中伟, 张为华. 大长径比固体火箭发动机点火瞬态过程分析. 固体火箭技术, 2005, 28(1): 20–22
27 高双武. 含缺陷固体火箭发动机点火瞬态流固耦合数值模拟. 西安: 第二炮兵工程学院, 2007
28 于胜春, 赵汝岩, 许涛, 等. 固体火箭发动机快速升压过程的流固耦合分析. 固体火箭技术, 2008, 31(3): 232–235
29 黄宏艳, 王强. 轴对称喷管内外流场与结构温度场耦合计算. 推进技术, 2008, 29(2): 194–198
30 王慧, 蹇泽群, 王华, 等. 大后翼与主流相互作用的模拟点火试验. 推进技术, 1997, 18(3): 33–36