

流固耦合数值模拟方法及其在分段式SRM的应用*

高双武, 强洪夫, 周 伟

(第二炮兵工程学院, 西安 710025)

摘要: 固体火箭发动机工作过程由于结构变形与内流场之间的流固耦合作用可能造成发动机内流场压强振荡, 导致载荷的动态受力甚至可能毁坏载荷。从耦合算法、界面数据传递、动网格算法三个方面介绍了流固耦合数值计算方法, 总结了流固耦合在分段式固体火箭发动机工作过程压强振荡方面的研究及应用进展。指出基于分离解法, 结合流场大涡模拟模型, 能较好的求解固体发动机内因流固耦合因素导致的压强振荡问题。

关键词: 固体火箭发动机; 压强振荡; 流固耦合; 大涡模拟

中图分类号: V435 **文献标志码:** A

Fluid Structure Interaction Method and Its Application in SRM with Segments

GAO Shuangwu, QIANG Hongfu, ZHOU Wei

(The Second Artillery Engineering College, Xi'an 710025, China)

Abstract: The fluid structure interaction between the propellant and the internal flow field will cause oscillation in the solid rocket motor during operation. The oscillation of structure will influence the internal blast pressure and thrust, which will bring the dynamic press on the payload and even cause payload destroy. The fluid structure interaction method was introduced with the aspect of couple method, interface data transferring and dynamic mesh method. The fluid structure interaction numerical method and the application of pressure oscillation were summarized and analyzed. Based the partitioned method, coupled the structure codes and the fluid codes including the large eddy simulation model can solve the fluid structure interaction problem properly.

Keywords: SRM; pressure oscillation; fluid structure interaction; large eddy simulation

0 引言

在固体火箭发动机工作过程中, 发动机药柱在燃烧室高温高压燃气的动态冲击作用下发生变形, 而药柱变形导致流体边界发生改变, 造成燃气流动通道变化。大型分段式固体火箭发动机装药结构复杂, 在段与段之间通常采用绝热环来控制发动机装药分段的前端燃烧区域, 燃气流经绝热环所引起的周期性涡脱落使燃烧室压强发生振荡, 燃烧室压强振荡与绝热环结构的变形振荡之间的耦合作用可能使推力产生影响, 引起载荷的动态受力, 将极大的降低发射器的性能甚至可能毁坏载荷。

采用流固耦合方法对此类耦合问题进行求解可以揭示内流场、结构、燃烧的相互影响规律, 更真实的反映发动机工作状态, 提高发动机设计水平。文中主要从流固耦合计算方法及其在分段式固体发动机工作过程方面的应用进行综述, 为相关研究提供一定的参考。

1 流固耦合方法研究

近年来, 为研究自然现象中许多流体力学与固体力学交叉问题, 逐渐形成一门新的力学分支: 流固耦合力学(fluid structure interaction mechanics)。该学科主要研究变形固体在外激励和流场共同作用下的各种力学行为以及固体变形和流场的相互作用规律。由于流固耦合计算涉及到多个物理场, 而各物理场具备不同的性质, 对其求解存在较大难度, 研究人员在这方面做了大量的工作, 包括耦合算法、界面数据传递、动网格算法等等。

1.1 耦合算法

对于流固耦合问题的求解, 比较简单的可采用解析法或半解析法, 而具有复杂边界条件的实际工程问题, 则很难给出解析解, 采用数值解法进行近似求解是目前比较有效的方法。流固耦合数值计算方法一般分为两类: 整体解法(monolithic method)和分离解法(partitioned method), 如图1所示。

* 收稿日期: 2011-03-22

基金项目: 国家973项目(973-61338)资助

作者简介: 高双武(1983-), 湖北宜昌人, 博士研究生, 研究方向: 固体火箭发动机工作过程数值模拟。

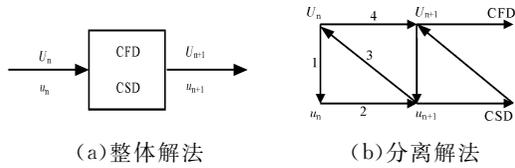


图 1 耦合方法

整体解法通过结合流场、结构方程重新形成控制方程,然后被同时求解。Michler^[1]等人指出整体解法可以保证系统能量守恒,结果更加精确。该方法必须同时处理欧拉体系下的流体方程以及拉格朗日体系下的结构方程,由于结构和流场刚度不同导致耦合矩阵通常是病态的,极大增加求解难度,目前还在研究初期多应用于简单的模型研究及验证。

为利用现有流场解算器和结构解算器,采用分离解法将其整合成流固耦合分析代码被认为是一种快速高效的方法。分离解法是结构和流场采用不同的求解器,在各自独立的网格求解,流场网格与结构边界之间通过耦合器进行数据传递。目前,已有专门的商业软件如 MPCCI 等耦合器得到有效的利用。该耦合方式便于采用现有的各种求解器求解,但由于传递数据不同时导致精度大幅降低。引入预测-校正形式的紧耦合模式^[2]使数据能够同时传递,可以有效的解决复杂的非线性问题,但由于预测-校正步的采用,增加了计算时间。其进一步的发展是将子循环与预测-校正算法结合,当流场、结构各自时间步不匹配时,通过子循环的方法,确定交换数据的时间,达到最优耦合时间步的目标。S. Piperno^[3]比较了不同预测算子对结果的影响,并对精度与稳定性进行分析。这种分区求解并通过耦合界面传递数据的方法实际类似于 Block Gauss Seidel 方法,有时候在某些强烈耦合问题会存在收敛问题而失效^[4]。近年来出现的 Block Newton 类迭代方法^[5]能够利用原有代码的同时实现强耦合的性质,由于具有较强的鲁棒性和收敛特性被认为是分离求解中最好的解法,已在一些耦合问题上得到应用^[6],但目前还处于起步阶段,无论理论还是应用都不太成熟。

1.2 界面数据传递算法

在许多流固耦合数值模拟中,耦合边界上生成完全匹配的网格较为困难,一方面通常流场网格会比结构网格更细,另外不同场的离散边界可能存在间隙。因此发展优秀的数据传递格式在流固边界上进行压强、位移等数据的传递显得较为重要。

一般认为,守恒方法必须保证能量在边界守恒。该方法通常采用一个传递矩阵在耦合边界之间传递位移和压强,但容易导致结构所受的压强产生非物理

性震荡^[7],特别是柔性结构体现最为明显。由此发展的利用两个不同的传递矩阵分别传递压强和位移具有不存在压强非物理性震荡的优点,但同时带来的是边界能量不守恒的问题。但对于迭代求解技术,这是可以忽略的,因为在非稳态计算中,如果信息传递导致的误差小于离散误差,该误差在计算中并不影响计算的稳定性和精度。R. Ahrem^[8]展示了守恒,一致两种耦合方法的精度和效率的不同。研究发现:当耦合方法基于弱形式的耦合条件时,守恒方法是最好的选择。

1.3 动网格算法

在流固耦合问题中,结构变形导致流场区域发生变化,因此一种快速、自动的网格变形技术显得非常重要。最开始由 Batina^[9]提出基于弹簧分析方法的动网格技术能处理大变形问题,该技术采用类似于椭圆型网格生成方法的迭代方法。由 Eriksson^[10]发展的无限插值方法(TFI)是代数方法的一种,其具有很高的效率和精度,但并不适合多块网格区域。针对较大的变形以及复杂的区域,采用求解拉普拉斯方程与无限插值方法相结合的方法得到了很好的应用,对复杂边界具有较好的适应性并能有效提高动网格质量。

对于界面网格移动求解可分为显式的拉格朗日方法以及隐式的欧拉方法。最近几年,欧拉方法(例如 level set methods, volume of fluid methods, phase field methods)在动边界方面因为其简单、鲁棒性较好而得到显著发展并逐渐占据统治地位,但在拓扑发生变化时可能精度较低。拉格朗日方法(例如 marker particle, front tracking methods)能提供高精度、低耗费的解决方法,但是在处理自相交问题时导致不稳定性。Xiangmin Jiao^[11]基于惠更斯原理发展了一种界面移动方法(face offsetting method, FOM),其优点在于能够显式推进表面网格。

2 流固耦合在分段式发动机工作过程数值模拟的应用

大型分段式固体火箭发动机中常采用绝热环来控制推进剂燃烧以改善推进性能,绝热环通常被粘接在推进剂的一侧来阻止该表面被点燃。当推进剂表面向后燃烧时,其在径向的燃烧速度比推进剂低,导致部分绝热环暴露在燃烧室,如 RSRM 中间段的绝热环在推进剂完全燃烧后其径向宽度仍是原始尺寸的 28%^[12],其突出燃烧室部分前后不同的压差导致绝热环弯曲,可能发生某些角度的发散振荡。由于气流的湍流性质,绝热环上的载荷通常是三维而且非常

混乱,导致绝热环的运动非常复杂。大多数实验室开展的冷流试验及数值仿真结果^[13]表明涡的脱落在绝热环处产生,形成典型的障碍涡。这种障碍造成的脱落涡显著的影响附近的流动区域^[14],能够驱动声场及燃烧的不稳定性以及增加湍流强度。研究发现不仅绝热环的几何形状^[15]非常重要,其与流动的耦合导致的动态变形亦非常重要。美国航空宇宙试验室^[16](the aerospace corporation)对发动机的声场与结构之间的耦合进行研究,强调在发动机工作过程安全分析中多物理场的耦合作用是应该考虑的。

早期求解此类耦合问题通常采用静态或者准静态形式^[17]。J. C. T. Wang^[18]等人采用在燃面上选取特殊点,利用经验公式得到位移—压强相互影响因素的简化耦合分析方法对 Titan IV 固体火箭发动机工作过程进行数值模拟,对其安全进行了评估并重新设计最终获得试车成功。进一步的研究^[19]发现:在绝热环对发动机压强振荡中的影响因素分析中采用完善的三维湍流模型进行计算是必须的。由于固体火箭发动机内流场具有结构复杂、雷诺数高等特点,无法直接用 DNS 进行仿真。而雷诺时均模拟模型又无法模拟湍流运动、振荡燃烧、声场脉动等问题,故大涡模拟(LES)就成了较好选择。最早进行 LES 计算的是气象学家 Smagorinsky^[20],他所使用的就是仍在广泛采用的 Smagorinsky 亚格子尺度模型,但由于模型中的系数是预先给定的,而在物理上这一系数与流动密切相关,同时忽略了能量由小尺度结构向大尺度结构逆向传递的过程。Germano^[21]提出的动态亚格子模型以 Smagorinsky 模型为基础,其中的未知系数是直接由可求解的大尺度量计算得到,因此模型中的系数是时间和空间的函数,这比 Smagorinsky 模型所采用的固定系数更合理。因此得到许多学者的关注,并有相当广泛的应用。

由先进火箭仿真中心(center for simulation advanced rockets)开发的 Rocfluid-MP 流场求解器,将大涡模拟技术和高级湍流燃烧模型相结合,基于 Kolmogorov 理论和拟正规近似,开发了气流方向均匀化模型以及最优 LES 公式^[22],对分段式缩比发动机以及真实发动机的工作过程进行了极为详述的描述。F. Stella^[23]等人采用 FLUENT 软件,结合 MILES 方法,研究了分段式发动机喷管空腔体积对压强振荡的影响,指出声压水平随喷管空腔体积线性增加。

为更好的对分段式发动机工作过程稳定性进行分析,将大涡模拟应用到流固耦合计算模型得到采用。图 2 所示为某模型发动机,针对绝热环为柔性

(实线)和刚性(虚线)两种情况进行数值模拟计算的内弹道压强曲线。其中柔性绝热环算例采用 MPCCI 软件耦合计算结构动力学软件 ABAQUS 和计算流体动力学软件 FLUENT 进行流固耦合计算,刚性绝热环采用 FLUENT 单独计算(此时绝热环不变形)。可以发现在考虑绝热环与内流场耦合变形作用下,压强振幅变大,振荡更为激烈。显然这种耦合因素在实际计算中有必要引起重视。

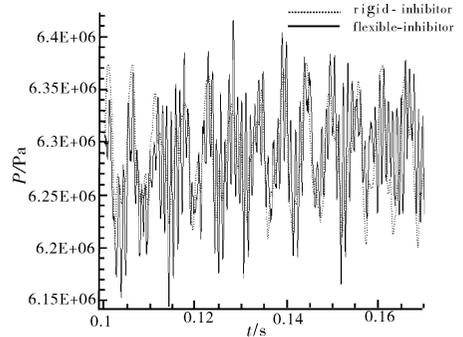


图 2 柔性/刚性绝热环对压强振荡的影响

B. Wasistho^[24]对 RSRM 中气流通过柔性绝热环的流动现象进行三维数值模拟,特别关注于点燃 100s 后接近中间分段处的连接部位,采用分离解法,流场采用动态可压缩大涡模拟,结构采用隐式有限单元法求解。椭圆型偏微分方程网格移动方法在多块结构化流场求解器中的应用使得不需要网格重构就能模拟柔性绝热环的周期性运动。计算结果对绝热环几何及材料设计具有较高的参考价值,该项研究同样介绍了制止耦合不同计算模块所出现的非物理性振荡的处理方法。其研究方法为耦合计算在大型工程计算方面的应用提供了较好的参考方案。

3 结论

文中介绍了流固耦合方法及界面传递算法,总结了流固耦合方法在分段式固体火箭发动机工作过程压强振荡方面的应用进展。指出采用基于分离解法的耦合求解方式,并且利用守恒传递数据的方式,能够方便高效的处理大型工程计算问题。将大涡模拟应用于耦合代码中的流场求解器,对固体发动机内因流固耦合导致的压强振荡现象进行研究,能够获得较好的计算结果。

参考文献:

- [1] C Michler, S J Hulshoff, E H van Brummelen, et al. A monolithic approach to fluid-structure interaction [J]. Computers and Fluids, 2004, 33(5): 839—848.
- [2] I D Parsons, P Alavilli, A Namazifard, et al. Coupled simula-

下结论:

1) 在文中计算条件下, 级间孔的半径与燃烧室半径之比(d_i/D)的合理取值范围为 $1/3 \sim 1/2$ 。

2) 不同粒径颗粒, 粒径越小, 在第一燃烧室与喷管中无颗粒区越小。

3) 不同粒径的颗粒, 在颗粒含量相同的情况下, 粒径越小对级间挡板的冲蚀范围越大, 冲蚀程度越严重。

文中所得结果与实际理论相符, 可为以后对脉冲发动机的研究提供一定参考。

参考文献:

[1] Dombrowski, Frey, Nevrincean. Solid propellant dual

pulse rocket motor loaded case and Ignition system and method of manufacture; US, 5675966 [P]. 1997, 10-14.

[2] 李江, 肖育民, 何国强, 等. 双脉冲固体火箭发动机二次点火内视研究[J]. 推进技术, 1998, 19(3): 61-64.

[3] 刘雨, 利凤祥, 李越森, 等. 多脉冲固体火箭发动机陶瓷舱盖结构分析[J]. 固体火箭技术, 2008, 31(2): 179-183.

[4] 刘玉佩. 双间歇式推力脉冲发动机[J]. 推进技术, 1988(6): 59-64.

[5] 陶文铨. 数值传热学[M]. 二版. 西安: 西安交通大学出版社, 2008.

(上接第 113 页)

tion of solid rocket motors, AIAA - 2000 - 3456 [R]. 2000.

[3] Serge Piperno. Explicit/implicit fluid/structure staggered procedures with a structure predictor and fluid subcycling for 2D inviscid aeroelastic simulations[J]. International Journal for Numerical Methods in Fluids, 1997, 25(10): 1207-1226.

[4] H G Matthies, J Steindorf. Fully coupled fluid structure interaction using weak coupling[J]. Proc. Appl. Math. Mech, 2002, 1(1): 37-38.

[5] H G Matthies, J Steindorf. Partitioned strong coupling algorithms for fluid structure interaction[J]. Computers and Structures, 2003, 81(8/11): 1277-1286.

[6] Hermann G. Matthies, Jan Steindorf. Strong coupling methods[D]. Germany: Institute of Scientific Computing Technical University Braunschweig Brunswick, 2002.

[7] Farhat C, Lesoinne M, LeTallec P. Load and motion transfer algorithms for fluid/structure interaction problems with non-matching discrete interfaces[J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 157(1/2): 95-114.

[8] R Ahrem, A Beckert, H Wendland. A new multivariate interpolation method for large-scale coupling problems in aeroelasticity[C]//Conference proceedings IFADS, Munich 2005.

[9] Batina J T. Unsteady Euler algorithm with unstructured dynamic mesh for complex-aircraft aeroelastic analysis, AIAA 1989-1189[R]. 1989.

[10] Eriksson L E. Generation of boundary-conformation grids around wing-body configurations using transfinite interpolation[J]. AIAA Journal, 1982, 20(10): 1313-1320.

[11] Xiangmin Jiao. Face offsetting: A unified approach for explicit moving interfaces[J]. Journal of Computational Physics, 2007, 220(2): 612-625.

[12] M C Whorter B B. Real time inhibitor recession measurements in two space shuttle reusable solid rocket motors, AIAA 2003-5107[R]. 2003.

[13] J Anthoine, J M Buchlin, A Hirschberg. Effect of nozzle

cavity on resonance in large SRM: Theoretical modeling[J]. Journal of Propulsion and power, 2002, 18(2): 304-311.

[14] Yildiz D, Anthoine J, Buchkin, et al. Influence of radial injected flow on the aeroelastic coupling in solid propellant boosters, AIAA-2001-2101[R]. 2001.

[15] Vetel J, Plourde F, Doan K, et al. Influence of inhibitor shape in small scale motors and cold gas set-up, AIAA-2003-4673[R]. 2003.

[16] K W Dotson, B H Sako. An investigation of propulsion-structure interaction in solid rocket motors, AIAA 2004-4183[R]. 2004.

[17] Roach R L, Gramoll K, Weaver M, et al. Fluid-structure interaction of solid rocket motor inhibitors, AIAA 1992-3677[R]. 1992.

[18] J C T Wang, S H Yang. Coupled transient flowfield and propellant deformation analysis for the titan IV 7-segment solid rocket motor, AIAA 1994-32306[R]. 1994.

[19] D R Mason, R A Morstadt, S M Cannon, et al. Pressure oscillations and structural vibrations in space shuttle RSRM and ETM-3 motors, AIAA 2004-3898[R]. 2004.

[20] Smagorinsky J S. General circulation experiments with the primitive equations - I the basic experiment [J]. Monthly Weather Review, 1963, 91(3): 99-164.

[21] Germano M, Pilmelli U. A dynamic subgrid scale eddy viscosity model[J]. Phys. Fluids A, 1991, 3(7): 1760-1765.

[22] B Wasistho, R D Moser. Turbulence modeling strategy in rocket flow, AIAA 2004-0263[R]. 2004.

[23] F Stella, F Paglia. Pressure oscillations In solid rocket motors; Effect of nozzle cavity[J]. The Journal of Aerospace Science, 2009, 88(1/2): 31-41.

[24] B Wasistho, R Fiedler, A Namazifard, et al. Numerical study of turbulent flow in SRM with protruding inhibitors, AIAA 2006-4589[R]. 2006.