

1-13-2022

Real-time Simulation Technology of Fluid-thermo-solid Coupling of Hypersonic Vehicle

Yunqin Liu

1. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China; ;

Li Ni

1. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China; ;

Luming Zhao

1. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China; ;

Jinpeng Bai

2. Key Laboratory of Aviation Science and Technology of Air Combat System Technology, Shenyang 110035, 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.

Real-time Simulation Technology of Fluid-thermo-solid Coupling of Hypersonic Vehicle

Abstract

Abstract: The solution of the coupling characteristics of fluid-thermo-solid physics in the modeling of hypersonic vehicle is an unavoidable difficulty, and the real-time simulation of fluid-thermo-solid coupling is particularly challenging. Aiming at the conflicting problem of solution accuracy and solution efficiency in fluid-thermo-solid coupling real-time simulation, a *CFD (Computational Fluid Dynamics)/CSD (Computational Structural Dynamics)-based fluid-thermo-solid coupling characteristic solution method is established, which realizes the high-precision solution of the fluid, temperature, and structural deformation field coupling. According to the multi-condition offline solution set modeling method, by accumulating a large number of offline solutions as effective support for online calculation, the contradiction between solution accuracy and solution efficiency is balanced. A virtual flight test is carried out to analyze the influence of the coupling effect on the angle of attack and net thrust of the aircraft, and compared with NASA experimental data to verify the correctness of the model.*

Keywords

hypersonic vehicle, fluid-thermo-solid physics coupling, real-time simulation, multi-condition offline solution set, virtual test flight

Authors

Yunqin Liu, Li Ni, Luming Zhao, Jinpeng Bai, Tingjun Li, and Chenguang Wang

Recommended Citation

Liu Yunqin, Li Ni, Zhao Luming, Bai Jinpeng, Li Tingjun, Wang Chenguang. Real-time Simulation Technology of Fluid-thermo-solid Coupling of Hypersonic Vehicle[J]. Journal of System Simulation, 2021, 33(12): 2820-2827.

高超声速飞行器流热固耦合实时仿真技术

刘云钦¹, 李妮¹, 赵路明¹, 白金鹏², 李婷玢², 王晨光²

(1. 北京航空航天大学, 自动化科学与电气工程学院, 北京 100191; 2. 空战系统技术航空科技重点实验室, 辽宁 沈阳 110035)

摘要: 高超声速飞行器建模中流热固物理场耦合特性求解是不可回避的难点, 流热固耦合实时仿真尤其具有挑战。针对流热固耦合实时仿真中求解精度和求解效率相互矛盾的问题, 建立了一种基于计算流体力学/计算结构力学的流热固耦合特性求解方法, 实现了流体、温度、结构形变场耦合的高精度求解。根据多工况离线解集建模方法, 通过积累大量离线解作为在线计算的有效支撑, 平衡了求解精度和求解效率的矛盾。进行了虚拟试飞试验, 分析了流热固耦合效应对飞行器攻角和净推力的影响, 并与 NASA 实验数据进行对比, 验证了模型的正确性。

关键词: 高超声速飞行器; 流热固物理场耦合; 实时仿真; 多工况离线解集; 虚拟试飞

中图分类号: TP391.9 文献标志码: A 文章编号: 1004-731X(2021)12-2820-08

DOI: 10.16182/j.issn1004731x.joss.21-FZ0838

Real-time Simulation Technology of Fluid-thermo-solid Coupling of Hypersonic Vehicle

Liu Yunqin¹, Li Ni¹, Zhao Luming¹, Bai Jinpeng², Li Tingjun², Wang Chenguang²

(1. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;

2. Key Laboratory of Aviation Science and Technology of Air Combat System Technology, Shenyang 110035, China)

Abstract: The solution of the coupling characteristics of fluid-thermo-solid physics in the modeling of hypersonic vehicle is an unavoidable difficulty, and the real-time simulation of fluid-thermo-solid coupling is particularly challenging. Aiming at the conflicting problem of solution accuracy and solution efficiency in fluid-thermo-solid coupling real-time simulation, a CFD (Computational Fluid Dynamics)/CSD (Computational Structural Dynamics)-based fluid-thermo-solid coupling characteristic solution method is established, which realizes the high-precision solution of the fluid, temperature, and structural deformation field coupling. According to the multi-condition offline solution set modeling method, by accumulating a large number of offline solutions as effective support for online calculation, the contradiction between solution accuracy and solution efficiency is balanced. A virtual flight test is carried out to analyze the influence of the coupling effect on the angle of attack and net thrust of the aircraft, and compared with NASA experimental data to verify the correctness of the model.

Keywords: hypersonic vehicle; fluid-thermo-solid physics coupling; real-time simulation; multi-condition offline solution set; virtual test flight

引言

高超声速飞行器飞行 Ma 超过 5, 气动热力学环境严酷。随着薄壁结构、轻质材料的大范围应用, 结构逐渐向使用极限逼近, 这使得流热固物理场耦

合现象变得更加突出和普遍^[1]。

复杂的高超声速多物理场耦合问题首要面临的问题是各子学科建模, 传统的近似建模方法快速高效, 但计算精度较低, 基于计算流体力学 (Computational Fluid Dynamics, CFD) 的多物理场

收稿日期: 2021-06-08 修回日期: 2021-08-18

基金项目: 国家自然科学基金(61773032)

第一作者: 刘云钦(1999-), 男, 硕士生, 研究方向为系统建模与仿真。E-mail: 2581219875@qq.com

耦合建模受到了青睐。刘佳伟^[2]设计了基于 APDL 代码的方案进行流热固多场双向耦合的仿真控制, 实现了流热固的双向耦合计算仿真。胡海峰等^[3]针对某固体火箭发动机喷管进行流热固顺序耦合, 通过试验验证了计算方法的有效性。虽然利用 CFD 仿真计算得到了精度较高的结果, 但主要关注的是子系统瞬时状态下耦合特性分析, 未形成连续动态过程仿真, 实时解算能力不足。

针对 CFD 时域求解计算量大的问题, McNamara 等^[4]将系统辨识方法引入 CFD 时域求解之中, 研究对比了 3 种时域频率和阻尼识别方法, 发现系统辨识方法可有效提高耦合计算效率。陈鑫等^[5]提出了基于本征正交分解和代理模型相结合的模型降阶方法, 加快了高超声速飞行器多场耦合建模的速度, 并且测试了降阶模型的精度, 与 CFD 方法误差可控制在 10% 以下。上述方法虽然能在一定程度上提升数值计算效率, 但对于满足实时仿真需求还有一定距离, 且主要面向气动控制模型的简化, 不能反映高超声速飞行器的复杂耦合特性。

综上所述, 针对总体设计或效能评估的全飞行过程的实时仿真, 需要有效平衡多物理场耦合模型复杂度和实时计算能力之间的矛盾, 如何在保证模型精度的情况下降低运算时间是需要深入研究的问题。本文基于 CFD 和计算结构力学(Computational Structural Dynamics, CSD)的流热固耦合特性求解方法对流热固多物理场进行高精度求解, 通过构建多工况离线解集, 利用实时插值技术获得实时工况解, 结合六自由度模型等构建实时仿真模型, 完成 X-43A 独立飞行阶段的连续动态仿真, 并与 NASA 试飞数据进行对比来验证模型的正确性。

1 实时仿真任务与整体模型

1.1 仿真任务

本文的实时仿真任务背景是 NASA 的 Hyper-X 计划于 2004 年的第 2 次试飞, 试飞的试验机代号为 X-43A。X-43A 长 3.76 m, 机体类似于一块冲浪

板, 发动机位于机体下方, 机体后方有一对垂直尾翼和一对水平尾翼控制机体姿态^[6]。

X-43A 试飞试验最关键的阶段是 X-43A 独立飞行阶段中发动机开启前到发动机关闭后几秒内, 具体包括以下几个子阶段^[7]:

- (1) 仿真初始时刻, 飞行器攻角 2.5°, 侧滑角 0°, 高度为 30 km, Ma 为 7。
- (2) 第 2.5 s, 发动机隔离段入口挡板打开。
- (3) 第 3 s, 发动机点火。
- (4) 第 10.5 s, 发动机熄火。
- (5) 第 11 s, 发动机隔离段入口挡板关闭。
- (6) 第 15 s, 仿真结束。

本文将以此关键阶段作为虚拟试验重现过程, 通过进行连续飞行仿真, 对高超声速飞行器流热固多场耦合模型的实时仿真能力进行验证。

1.2 整体模型

整体仿真模型由几何模型准备、流热固物理场耦合建模和实时仿真模型组成, 如图 1 所示。

几何模型准备部分为所有求解和仿真环节提供必要的几何网格数据, 包括 CFD 和 CSD 求解所需的计算域体网格、构建多工况离线解集所需的稀疏化表面网格以及实时仿真初始时的飞行器对象。

流热固多场耦合模型涉及气动、热、结构等多学科之间的耦合。通过基于 CFD 和 CSD 的耦合求解, 可以得到高超声速飞行器在气动力和气动热作用下的结构形变; 通过 CFD 离线数据插值可以计算飞行器结构形变后的分布式气动力。

实时仿真部分主要任务是构建完整的六自由度动力学模型, 实现高超声速飞行器仿真对象的纵向平稳控制。首先利用多工况空间实时插值技术获取实时工况解(结构形变), 然后计算飞行器结构形变后的分布式气动力并集总处理, 作为六自由度动力学模型的输入进行飞行状态解算, 再通过控制模型发出控制命令改变空气动力控制面, 最后更新状态参数并作为新一轮迭代计算的工况。由此实现高超声速飞行器连续动态过程的实时仿真。

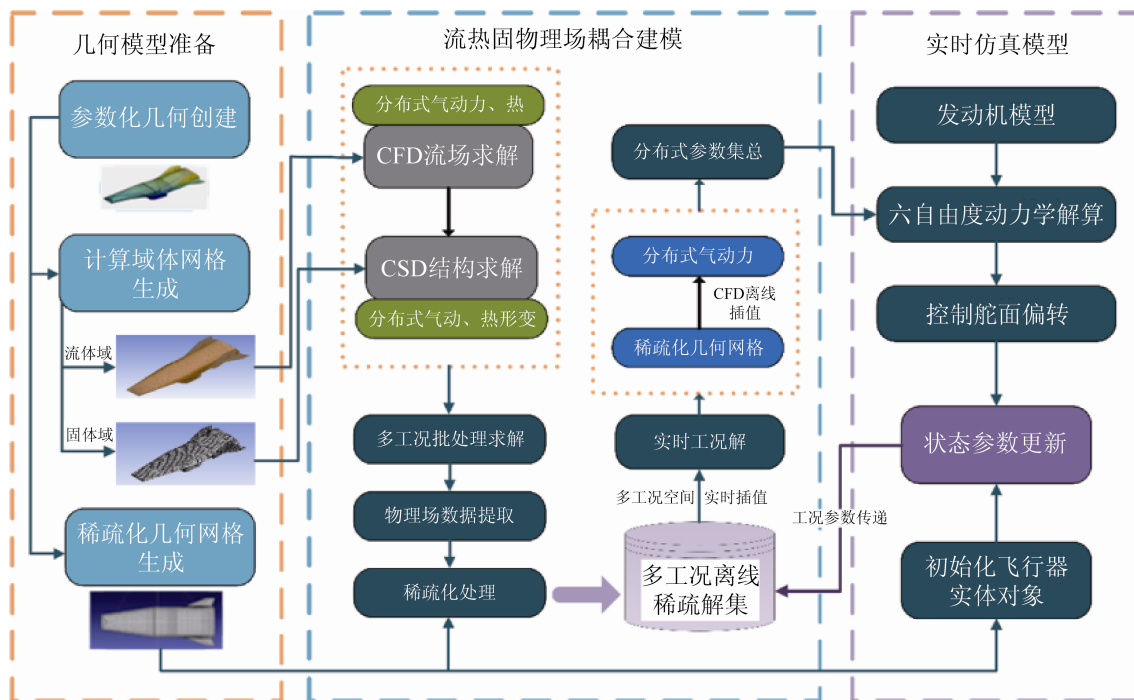


图 1 整体仿真模型
Fig. 1 Overall simulation model

2 流热固物理场耦合建模

飞行器高超声速飞行时，机体表面会承受极大的气动力与气动热载荷并导致结构变形，结构变形又反过来影响机体表面的流场与温度场^[8]。为了实现流热固物理场的双向耦合，需要利用 CFD/CSD 耦合求解气动力与气动热载荷下的结构变形，利用 CFD 离线数据插值求解结构变形后的气动力。同时通过构建多工况离线解集，利用实时插值技术获得实时工况解，以使 CFD 仿真满足实时仿真的需求。

2.1 CFD/CSD 耦合求解

通过 ANSYS Workbench 进行高超声速飞行器流热固耦合建模与解算。结构形变求解通过同时建立流体域模型和固体域模型，然后利用 Fluent 求解器求解连续方程、动量守恒方程和能量守恒方程，计算耦合面上的温度分布和气动力。将流体域网格节点上的温度和压力数据插值映射到固体域表面网格上，并作为结构场求解的边界条件。利用 Static Structural 求解器计算结构网格上的应力、形变位

移分布。

构建 X-43A 流热固耦合求解模型如图 2 所示，其中流场模块(Fluent)负责非定常流场数值求解，结构模块(Static Structural)负责稳态结构分析，两者除了共享几何外形(拥有公共边界)外，各自拥有独立的建模、设置和求解流程。

在 Fluent 中对求解参数和条件进行设置，包括设置密度求解器、Standard k-e 湍流模型、固壁边界与热边界等。迭代求解得到残差收敛曲线，如图 3 所示。收敛快速且平均收敛迭代次数在 200 次左右。

在结构模块中导入流场模块，计算得到耦合面上的压强、温度分布，作为后续计算的载荷。气动载荷和热载荷插值云图如图 4 所示。

当求解工况参数为： $H=30\ 000\ \text{m}$ ， $Ma=7.00$ ， $P=1\ 131\ \text{Pa}$ ， $T=216\ \text{K}$ ，攻角 $\alpha=0$ ，侧滑角 $\beta=0$ ，计算流场的压强和温度后导入气动载荷、热载荷到结构模块中进行计算，得到 X-43A 结构表面网格的位移云图如图 5 所示。

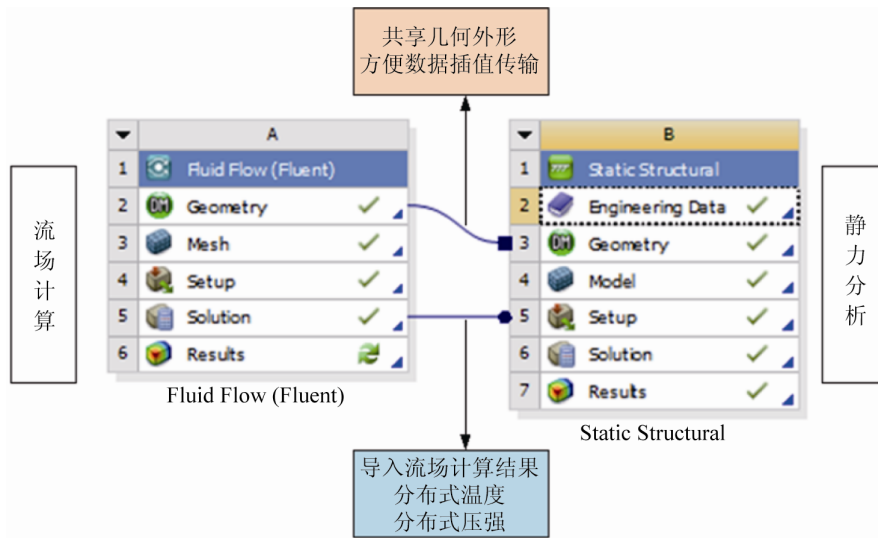


图 2 流热固耦合求解模型

Fig. 2 Fluid-thermo-solid coupling solution model

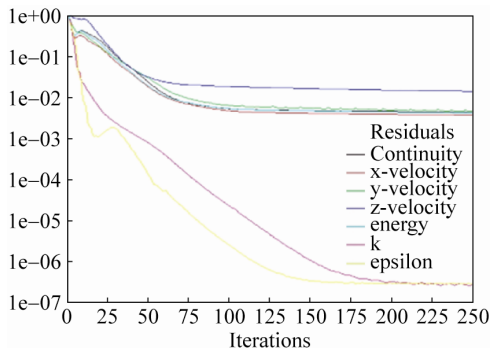
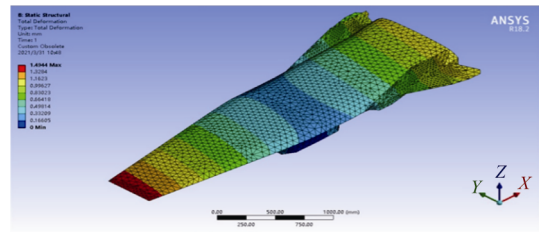
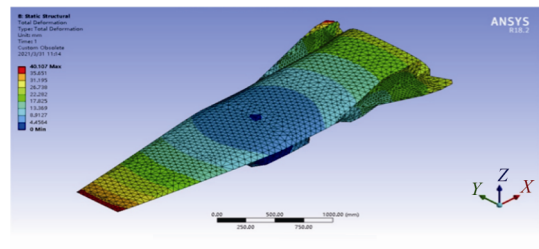


图 3 残差收敛曲线

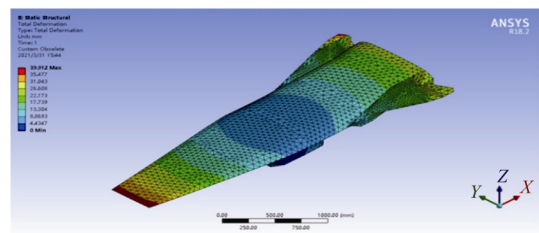
Fig. 3 Residual convergence curve



(a) 气动载荷导致的形变



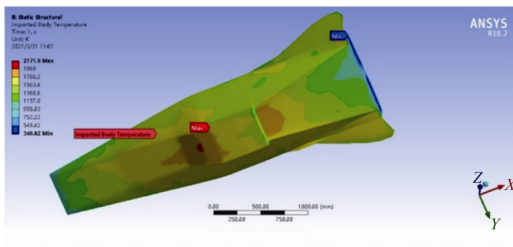
(b) 热载荷导致的形变



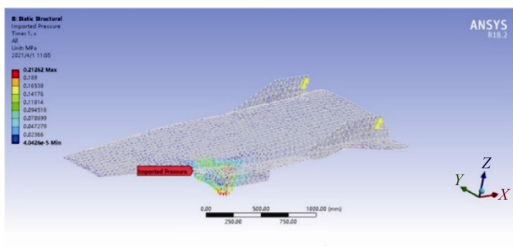
(c) 共同作用下的形变

图 5 网格位移云图

Fig. 5 Grid displacement cloud map



(a) 热载荷的导入



(b) 气动载荷的导入

图 4 载荷的导入

Fig. 4 Load import

由图 5 可以看出, 气动载荷单独作用下导致的网格节点最大位移为 1.5 mm; 热载荷单独作用下

导致的网格节点最大位移为 40 mm; 两者共同作用下导致的网格节点最大位移为 39 mm; 飞行器前缘部分形变最为剧烈, 气动加热直接导致的热形变不能忽略。

2.2 构建多工况离线解集

根据高超声速飞行器的飞行状态, 选择 3 个变量作为多工况参数, 并划分求解范围和求解间隔, 如表 1 所示, 具体为: 飞行马赫数、攻角、升降舵偏转角。

表 1 多工况参数表

Tab. 1 Multi-condition parameter table

工况参数	求解范围	求解间隔
马赫数 Ma	6.6~7.4	0.2
攻角 $\alpha(^{\circ})$	0~4	1
升降舵偏转角 $\delta(^{\circ})$	-15~15	15

为提高自动化求解效率, 通过编写 Journal 脚本的方式实现 ANSYS 中的自动化批量求解不同工况下的结构形变^[9]。求解软硬件配置如表 2 所示。不同工况下求解至收敛所需的迭代次数不同, 因此算例的求解时间不完全一致。迭代次数一般在 300~500 次左右, 算例的平均求解时间为 15 min。

表 2 软硬件配置

Tab. 2 Software and hardware configuration

项目	参数
CPU	Intel(R) Core(TM) i7-10700 2.90GHz
GPU	NVIDIA GeForce GTX 1660 6GB
RAM	16GB
Ansys Version	Ansys 18.2

由于 ANSYS 求解得到的数据包含整个三维体网格的节点形变, 而后续稀疏化处理的对象是流热固耦合交界面上的节点形变, 因此需要进行数据预处理。依次读取批处理生成的多工况求解结果中每个节点的形变位移, 提取耦合交界面对应节点的初始坐标以及形变位移。

最后通过异构插值算法将稠密网格上的形变位移映射到稀疏网格上, 实现物理场数据的稀疏化。至此多工况离线稀疏解集构建完毕, 共包括

75 组稀疏工况解。

3 实时仿真模型构建

高超声速飞行器实时仿真本质上是飞行器飞行状态和流热固物理场不断迭代更新、形成动态演化的过程。因此需要对飞行器的飞行状态迭代过程进行分析。

高超声速飞行器的状态向量 X 表示为^[10]

$$X = (v, \alpha, \beta, f, \theta, \psi, p, q, r, x_g, y_g, h) \quad (1)$$

向量参数分别为: 飞行速度 v , 攻角 α , 侧滑角 β , 滚转角 ϕ , 俯仰角 θ , 偏航角 ψ , 滚转角速率 p , 俯仰角速率 q , 偏航角速率 r , 地坐标 x_g , 地坐标 y_g , 飞行高度 h 。

通过求解六自由度动力学模型, 对飞行器飞行状态进行迭代更新, 详细求解流程如图 6 所示。在六自由度模型中, 每一次迭代都根据结构形变改变飞行器的质心位置和转动惯量大小。

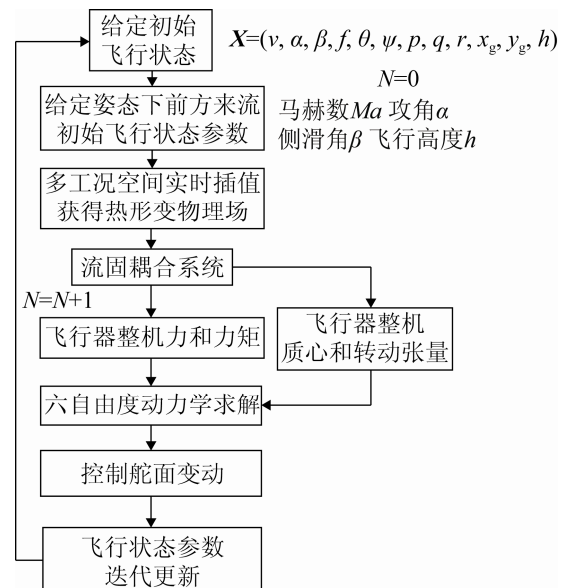


图 6 飞行状态迭代图

Fig. 6 Flight status iteration graph

在建立离线多工况解集的基础上, 给定任意工况输入, 通过多维工况空间实时插值, 获取该工况下的物理场解, 从而实现实时求解结构形变。

通过 FLANN 算法查找 k 个最近邻点作为插值工况参考点, 采用单纯形重心插值算法计算插值权

重, 在离线解集中提取参考点对应的物理场数据, 根据对应的插值权重进行计算, 即可得到给定工况下的物理解。在多次插值实验中, 插值所需时间均小于 1 ms, 满足实时性需求。

将飞行器近似为质点系, 由外部可形变的面元网格和除面元网格外的内部结构组成。每个面元网格质心位置可随形变状态变化, 内部结构的质心位置不变。根据质点系的质心和转动惯量计算公式, 即可对结构形变后的几何网格质心与转动惯量进行更新。

利用 CFD 数据离线插值可以计算结构形变后面元网格所受的分布式气动力, 为了实现飞行器的状态迭代, 需要将分布式参数集中化, 获得机体坐标系下作用于飞行器重心的合力和合力矩。基于空间任意力系简化方法, 求得合力和合力矩。遍历每个面元, 求解合力在体轴和气流轴上的表达。

每一步仿真过程中, 飞行器可以视为刚体。根据刚体运动学和动力学原理, 可以构建飞行器六自由度动力学方程^[11], 输入重力、发动机推力与推力矩、集总气动力与气动力矩后, 采用四阶龙格库塔法即可求解每步飞行状态。

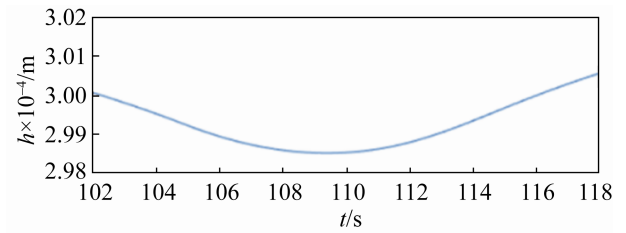
为实现平稳的虚拟试飞, 通过 PID 控制器对升降舵偏转角进行调节, 实现对攻角的控制。当实时攻角偏离期望攻角时, PID 控制器均能通过对升降舵的操作, 在短时间内使飞行器到达期望攻角, 稳态误差几乎为 0, 控制效果非常稳定。

4 X-43A 虚拟试飞试验

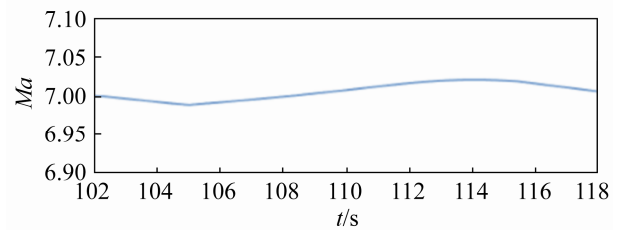
基于构建的实时仿真流程, 进行 X-43A 的虚拟试飞试验, 在 30 000 m 高空进行飞行仿真。试飞过程共仿真 20 s, 其中在第 5 s 开启发动机, 第 15 s 关闭发动机, 根据超燃冲压发动机一维管流模型来计算发动机推力^[12]。在仿真过程中, 单步仿真平均用时 95 ms, 快速性较好, 满足实时仿真的要求。

对虚拟试飞数据进行分析, 得到飞行过程中高度、马赫数的变化曲线如图 7 所示。从图中可以看

出, 在仿真过程中, 马赫数和飞行高度变化幅度小, 飞行状态保持稳定, 符合 X-43A 的巡航要求。



(a) 高度随时间的变化



(b) 马赫数随时间的变化

图 7 高度、马赫数变化曲线

Fig. 7 Altitude, Mach number change curve

在相同的发动机参数设置、有无耦合的情况下进行飞行仿真, 得到攻角和净推力的仿真结果与 NASA 试飞数据^[13]对比如图 8, 9 所示。

从图 8, 9 中可以看出:

在攻角计算方面, 发动机开启以及关闭时刻, 攻角变化都较为剧烈, 控制器通过控制升降舵偏转角使攻角稳定在期望值 2.5°附近。流热固耦合效应导致攻角的变化幅度更大, 振幅波动更剧烈。

在净推力计算方面, 流热固耦合效应显著降低了飞行器整机的净推力值, 主要原因为: 流热固耦合效应会使飞行器发生比较大的几何形变, 增加了整体的迎风面积, 导致波阻增加, 净推力减小。

流热固耦合情况下得出的虚拟试飞数据(攻角、净推力)与 NASA 试飞数据较为吻合, 说明流热固多物理场耦合比较接近高超声速飞行器实际飞行的工作环境, 不考虑耦合时与实际飞行状态有较大的误差。说明在设计 and 仿真过程中流热固耦合效应对高超声速飞行器的飞行状态影响是不可忽略的, 也进一步验证了流热固双向耦合模型的正确性。

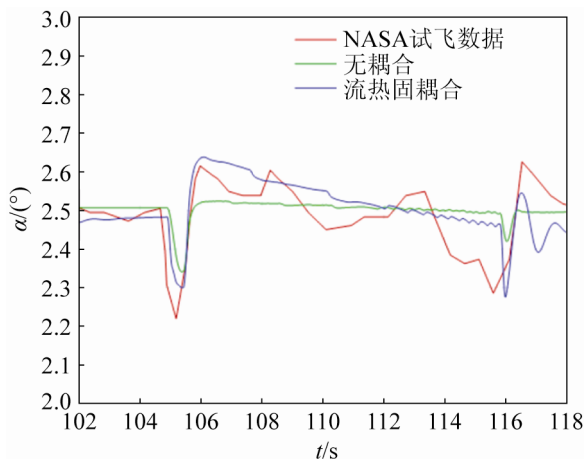


图8 攻角变化对比图

Fig. 8 Comparison chart of angle of attack

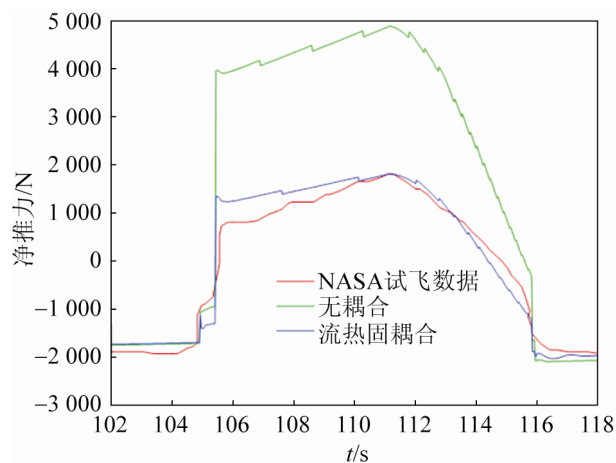


图9 静推力变化对比图

Fig. 9 Comparison chart of static thrust changes

5 结论

本文以 X-43A 试验机为对象, 建立了一种基于 CFD/CSD 的流热固耦合特性求解方法, 高精度求解出飞行器在气动力载荷和气动热载荷下的结构形变, 其中热形变远大于气动形变, 热形变最大值为厘米量级。

根据多工况离线解集建模方法, 通过积累 75 组离线解作为在线计算的有效支撑, 解决了求解精度和求解效率相互矛盾的问题。根据实时仿真动力学模型, 实现了高超声速飞行器连续动态过程的实时仿真。分析了流热固耦合效应对飞行器攻角和净推力的影响: 会导致攻角的变化幅度更大、振幅波

动更剧烈, 会使飞行器整机的净推力值显著降低。

最后与 NASA 实验数据进行对比, 发现在设计和仿真过程中流热固耦合效应对高超声速飞行器的飞行状态影响是不可忽略的, 验证了流热固双向耦合模型的正确性, 实时仿真方案可行。

参考文献:

- [1] 徐世南, 吴催生. 高超声速飞行器热力环境数值仿真研究综述[J]. 飞航导弹, 2019(7): 26-30.
Xu Shinan, Wu Cuisheng. A Review of the Numerical Simulation of Thermal Environment of Hypersonic Vehicles[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2019(7): 26-30.
- [2] 刘佳伟. 高超声速飞行器热结构流体-结构-热多场耦合计算仿真[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2016.
Liu Jiawei. Fluid Structure Thermal Multi Field Coupling Simulation of Hypersonic Vehicle Thermal Structure[D]. Changsha: University of Defense Science and Technology, 2016.
- [3] 胡海峰, 鲍福廷, 王艺杰, 等. 喷管分离流流动-热-结构顺序耦合数值模拟及试验研究[J]. 宇航学报, 2011, 32(7): 1534-1541.
Hu Haifeng, Bao Futing, Wang Yijie, et al. Numerical Simulation and Experimental Study of Flow Thermal Structure Sequence Coupling of Nozzle Separation Flow[J]. Journal of Astronautics, 2011, 32(7): 1534-1541.
- [4] Mcnamara J, Friedmann P. Aeroelastic and Aerothermoelastic Analysis of Hypersonic Vehicles: Current Status and Future Trends[C]//14th AIAA/AHI Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Canberra, Australia: AIAA, 2006.
- [5] 陈鑫, 刘莉, 岳振江. 基于代理模型的高超声速气动热模型降阶研究[J]. 北京理工大学学报, 2016, 36(4): 340-347.
Chen Xin, Liu Li, Yue Zhenjiang. Research on Order Reduction of Hypersonic Aerothermal Model based on Surrogate Model[J]. Journal of Beijing University of Technology, 2016, 36(4): 340-347.
- [6] Baumann E, Pahle J W, Davis M C, et al. X-43A Flush Air data Sensing System Flight-Test Results[J]. Journal of Spacecraft & Rockets (S0022-4650), 2010, 47(1): 48-61.
- [7] Bahm C, Baumann E, Martinet J, et al. The X-43A Hyper-X Mach 7 Flight 2 Guidance, Navigation, and

- Control Overview and Flight Test Results[C]// AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Capua, Italy: AIAA, 2005.
- [8] Culler A J. Coupled Fluid-Thermal-Structural Modeling and Analysis of Hypersonic Flight Vehicle Structures[D]. Columbus: Ohio State University, 2010.
- [9] 鲍晨莹, 于滢, 田超, 等. 基于 Fluent 的高超声速飞行器多工况仿真[J]. 中国体视学与图像分析, 2019, 25(3): 181-190.
Bao Chenying, Yu Han, Tian Chao, et al. Simulation of Hypersonic Vehicle Under Multi Working Conditions Based on Fluent[J]. Chinese Stereology and Image Analysis, 2019, 25(3): 181-190.
- [10] 田超. 高超声速飞行器虚拟样机关键技术研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2014.
Tian Chao. Research on Key Technologies of Hypersonic Vehicle Virtual Prototype[D]. Beijing: Beihang University, 2014.
- [11] 张希彬, 张振兴. 面向控制的高超声速飞行器六自由度建模与分析[J]. 信息与控制, 2019, 48(6): 700-706.
Zhang Xibin, Zhang Zhenxing. Six Degree of Freedom Modeling and Analysis of Control Oriented Hypersonic Vehicle[J]. Information and Control, 2019, 48(6): 700-706.
- [12] Birzer C, Doolan C J. Quasi-One-Dimensional Model of Hydrogen-Fueled Scramjet Combustors[J]. Journal of Propulsion and Power (S0748-4658), 2009, 25(6): 1220-1225.
- [13] Cockrell C E, Engelund W C, Bittner R D, et al. Integrated Aeropropulsive Computational Fluid Dynamics Methodology for the Hyper-X Flight Experiment[J]. Journal of Spacecraft and Rockets (S0022-4650), 2001, 38(6): 836-843.