

基于察/打一体无人机平台的导弹发射模拟

许晓平, 周 洲, 范锐军, 王军利

(西北工业大学 无人机特种技术国防科技重点实验室, 陕西 西安 710072)

摘 要:为研究机载导弹发射过程中载机、导弹之间存在的气动干扰特性和导弹运动规律,采用计算流体力学方法对导弹发射过程进行了数值模拟。结合刚体六自由度运动方程,将运动嵌套网格技术应用用于机载导弹发射问题中,通过求解三维非定常 Euler 方程得到流场信息。应用此方法成功模拟了基于察/打一体无人机平台的导弹发射过程,获得了详细的导弹运动速度、运动轨迹和受力情况等丰富的流场信息。算例表明:运动嵌套网格技术处理具有复杂外形、较大相对位移运动问题的能力,发动机推力的影响,载机、导弹之间的气动干扰影响较小。采用计算流体力学方法和运动嵌套网格技术可为研究导弹发射过程提供参考和依据。

关键词:数值模拟;导弹发射;运动嵌套网格;非定常;气动干扰

DOI:10.3969/j.issn.1009-3516.2010.05.003

中图分类号: V211 **文献标识码:** A **文章编号:** 1009-3516(2010)05-0011-05

察/打一体无人机(Reconnaissance and Strike Integrated Unmanned Aerial Vehicle, R/S UAV),主要用于战场实时侦查、攻击任务,其具备的目标实时监控,即时打击能力大大减少了地面人员的伤亡,极大地提升了作战效率,并且具有长航时、隐蔽性强的优势。

作为武器的发射平台,察/打一体无人机在执行攻击任务过程中出现的多体分离问题,如炸弹的投放,导弹的发射等,除了满足武器安全投送的要求,还要确保武器能克服机弹干扰,有效地工作,精确击中目标。因此,研究武器投送过程中的机弹气动干扰力,并对弹体轨迹进行分析、预测,对其安全分离和精确发射有着十分重要的意义。

目前在处理多体分离类非定常气动干扰问题时,比较成熟的 CFD 方法包括非结构动网格与运动嵌套网格 2 类。非结构网格以其在复杂外形的处理与自适应能力上的优越性,近十年来得到了日益广泛的应用。而 Batina 提出的网格变形方法与 Formaggia 的网格重构思想的引入,奠定了非结构动网格方法应用于包含运动边界绕流问题的基础^[1]。然而在处理具有较大相对位移的运动问题时,非结构网格的变形与重构能力表现较差,而且在处理粘性效应较为显著的流动问题时,非结构网格本身的缺陷更加突出。运动嵌套网格的优点是对于复杂几何组合体,可以分别生成高质量的网格,减轻了网格生成难度,并且考虑了流场的非定常效应,适用于运动幅度较大的相对运动^[2-3]。

1 数值方法

1.1 控制方程求解

流动控制方程选取三维非定常 Euler 方程,空间离散采用格心格式的有限体积法,时间离散采用 Jameson^[4]提出的双时间方法推进^[5]。

* 收稿日期:2009-10-28

基金项目:国防预研基金资助项目(9140A25010106HK03)

作者简介:许晓平(1981-),男,陕西宝鸡人,博士生,主要从事飞行器气动设计、计算流体力学、空气动力学研究;

E-mail: xuran_npu@163.com

周 洲(1966-),女,湖南长沙人,教授,博士生导师,主要从事无人机总体、气动布局设计研究。

1.2 运动嵌套网格技术

嵌套网格方法主要包括2部分内容:一是如何将计算域划分为多个有重叠部分的子域,二是确定各个子域之间的流场信息传递方法。

本文以导弹发射为例,整套网格系统包括2部分:机体网格与弹体网格。载机与挂架、滑轨所在的机体网格是静止的,固联于导弹的弹体网格随导弹一起运动,流场计算在机体网格与弹体网格中分别进行,当载机流场计算出一个收敛解后,通过插值求出重叠区外边界节点上的值,以此作为导弹的远场边界,求解导弹流场,用绕导弹流场的值再插值重叠区内边界的值,以此作为载机流场的附加边界。因此,流场计算由3大部分反复迭代完成:机体流场计算、重叠区边界上的插值和导弹流场计算^[6-7]。

在导弹发射非定常流动计算过程中,网格之间的流场信息交换在每一时间站位都要进行,而网格系统中的子域网格间的相对位置在不断变化,导致网格间的重叠区随时间不断变化,因而网格间的人工洞边界和内外边界的插值单元的搜寻在每一时间站位都要进行。所以动态嵌套网格中的洞边界建立方法和插值单元搜寻方法的计算效率显得尤为重要。本文采取了文献[8]中应用和发展的一种快速确定洞边界的 Hole Map 方法和基于 Inverse Map 贡献单元的搜索方法以提高计算效率。

2 算例分析

2.1 程序验证

为了验证文中非定常计算方法的可靠性,对绕翼型 $\frac{1}{4}$ 弦长处做俯仰震荡运动的 NACA0012 翼型的粘性绕流进行了数值模拟。计算网格为 C 型网格,网格节点数为 297×97 。计算状态为: $Ma = 0.6$, $Re = 4.8 \times 10^6$, $\alpha = 4.86^\circ + 2.44^\circ \sin\left(2\pi\kappa \frac{t}{L_{ref}}\right)$, 减缩频率 $\kappa = 0.01547$, L_{ref} 为参考长度。图 1 给出了翼型瞬间升力系数 C_L 与瞬间力矩系数 C_M 随瞬间迎角的变化规律与实验值^[9] 的比较。可以看出,数值模拟结果充分反映了非定常流动的迟滞现象,与实验结果吻合较好,因此该数值方法的可靠性较高。

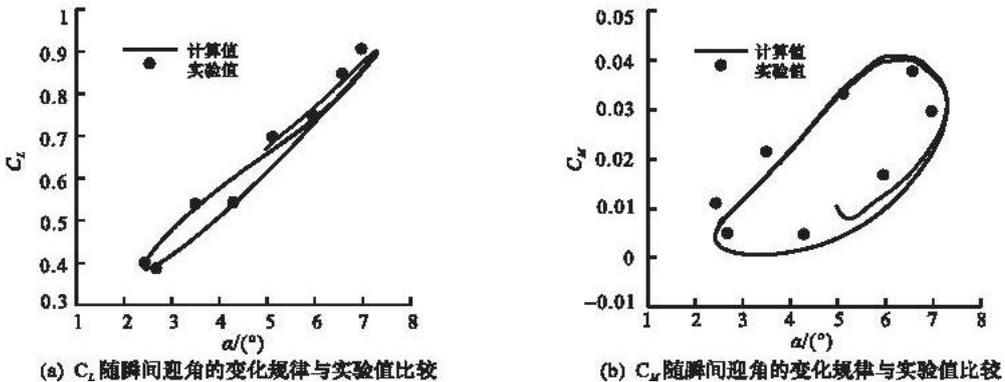


图1 非定常方法计算结果与实验值比较

Fig. 1 Comparison of unsteady method with experiment

2.2 导弹发射模拟

2.2.1 计算坐标系说明

导弹运动方程包含3个旋转运动和3个平移运动,是1个六自由度方程。为了求解方便,本文采用2个坐标系来描述载机及导弹的运动状态。

惯性坐标系:定义为固定不变与载机相固联的参考坐标系,符合右手螺旋法则,不平移且不旋转,主要描述导弹空间位置。定义如下:原点为载机质心, X 向与载机运动方向相同, Y 向垂直载机对称面指向机翼右侧, Z 向垂直向下。

弹体坐标系:与导弹固联,随弹体一起运动,主要描述导弹姿态。定义如下:原点为导弹质心, X 向与自由来流方向平行并指向头部, Z 向在导弹的纵向对称面内,垂直于 X 轴并指向下, Y 向与 X 、 Z 轴构成右手直

角坐标系。

惯性坐标系与弹体坐标系之间通过欧拉角进行转换,具体转换过程参见文献[10]。

2.2.2 计算网格

图2为载机、挂架、滑轨、导弹表面网格示意图及导弹嵌套网格边界示意图,弹体网格采用O-H拓扑结构,使得在重叠边界附近的2套网格具有相近的网格几何单元,从而保证了良好的插值性能。

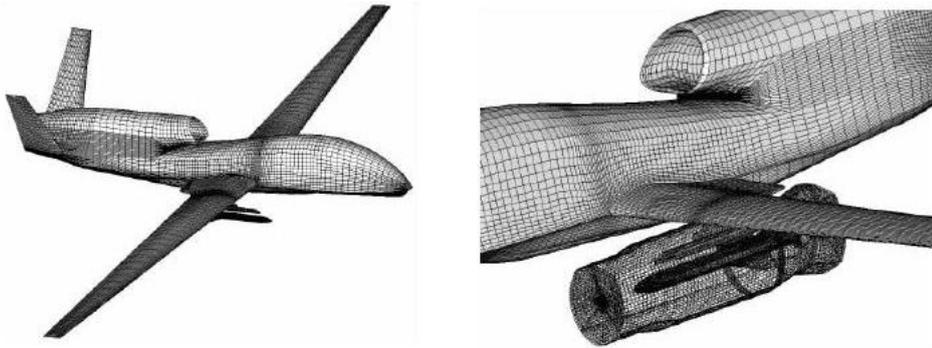


图2 载机、挂架、导弹表面网格及导弹嵌套网格边界示意图

Fig.2 Mesh view for the wing - store configuration

2.2.3 计算结果

计算状态,自由来流马赫数 $Ma = 0.60$,载机迎角 $\alpha = 0^\circ$,侧滑角 $\beta = 0^\circ$,导弹安装角 -2° 。由于导弹发射后很快会有操纵面运动,而本文侧重于计算方法研究,因此模拟发射物理时间取 0.35 s 。导弹发射后,会在滑轨滑行一段距离,然后脱离滑轨,本文取滑行时间为 0.2 s 。导弹滑行阶段近似处理为一自由度运动,滑行结束后为六自由度运动。

2.2.3.1 导弹线性、角位移

图3为导弹质心轨迹随时间变化曲线。导弹在发射后,初始阶段受滑轨限制,只在 X 向存在位移;相对于发动机推力,导弹所受气动力为小量,因此滑行结束后,在发动机推力与重力共同作用下,导弹有小幅向下运动趋势;横侧向基本没有位移。

图4为导弹质心角位移随时间变化曲线。导弹在发射后,滑行阶段不存在角位移。滑行结束后,导弹俯仰角绝对值线性增大,偏航角、滚转角绝对值有小幅增加,导弹表现为低头、内偏、内滚趋势。

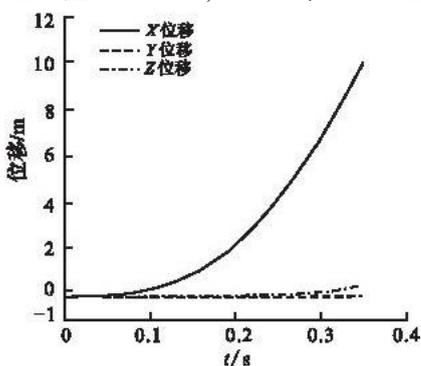


图3 导弹质心轨迹随时间变化曲线

Fig.3 Trajectory center - of - gravity locations

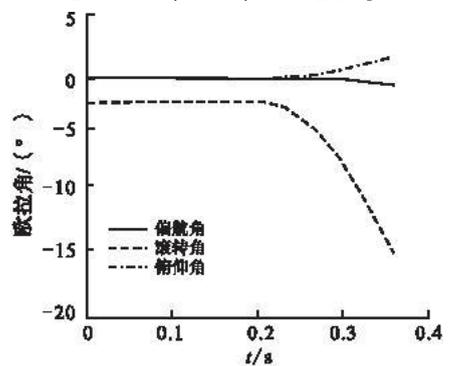


图4 导弹质心角位移随时间变化曲线

Fig.4 Trajectory angular orientations

2.2.3.2 导弹线性、角速度

图5为弹体质心线速度随时间变化曲线。由于发动机推力的影响,速度 V_x 基本呈线性增加趋势;导弹在脱离滑轨后,由于重力的影响,速度 V_y 小幅渐增,横侧向速度 V_z 基本保持为0。

图6为弹体质心角速度随时间变化曲线。由于发动机推力始终垂直于导弹尾截面,当导弹脱离滑轨后,在重力的作用下,导弹俯仰角速度急剧增加。

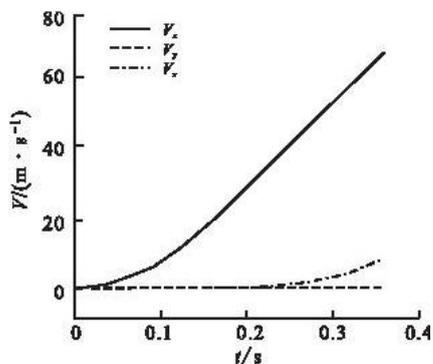


图5 导弹质心线速度角速度随时间变化曲线

Fig. 5 Trajectory linear velocities

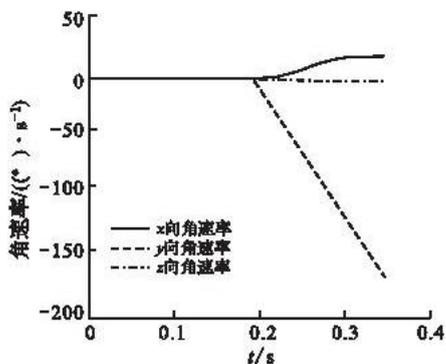


图6 导弹质心角速度随时间变化曲线

Fig. 6 Trajectory angular rates

2.2.3.3 机弹气动干扰分析

图7-8为投放过程中载机与导弹升力系数与阻力系数变化示意图。可以看出,在导弹发射过程中,载机升阻力变化不明显;滑轨滑行阶段导弹升阻力变化较小,随着弹体脱离滑轨,导弹负迎角增加,气动特性表现为升力系数减小,阻力系数增加趋势。

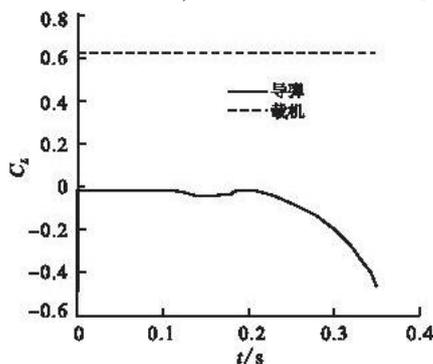


图7 载机、导弹升力特性变化曲线

Fig. 7 The variation of lift coefficients

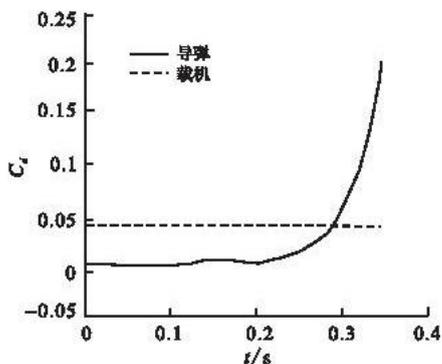


图8 载机、导弹阻力特性变化曲线

Fig. 8 The variation of drag coefficients

2.2.3.4 导弹空间轨迹

图9为载机投放导弹典型时刻空间姿态与轨迹示意图。以驾驶员视角、右侧机翼发射导弹进行分析,导弹于导轨滑行阶段保持前向运动;滑行结束后弹体有内偏、内滚运动趋势。

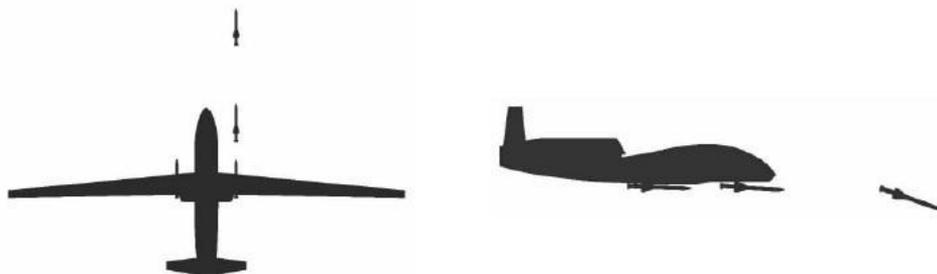


图9 航弹运行姿态与轨迹

Fig. 9 Running trajectory of the separated body

3 结束语

本文应用运动嵌套网格技术,将流体力学方程与刚体六自由度运动方程耦合求解,数值模拟了基于察/打一无人机平台的导弹发射过程。数值模拟结果表明,运动嵌套网格方法适用于处理复杂构形及具有较

大运动幅度的多体分离问题,具有较高的工程实用价值。

参考文献:

- [1] 郭正. 包含运动边界的多体非定常流场数值模拟方法研究[D]. 长沙:国防科学技术大学,2002.
GUO Zheng. Numerical Simulation Technique Research for Unsteady Multi-body Flowfield Involving Moving Boundaries [D]. Changsha: National University of Defence Technology, 2002. (in Chinese)
- [2] Robert L, Meakin. Computations of the Unsteady Flow about A Generic Wing/Pylon/Finned-store Configuration [R]. AIAA 92-4568.
- [3] Coleman Larry A, Jolly Bruce A, Chesser B L. Numerical Simulation of A Store Separation Event from An F-15E Aircraft [R]. AIAA 96-3385.
- [4] Jameson A. Time Dependent Calculation Using Multigrid with Applications to Unsteady Flows Past Airfoils and Wings [R]. AIAA 91-1596.
- [5] 宋文萍, 杨永, 乔志德. 用双时间推进法求解非定常 N-S 方程的有关问题讨论[J]. 西北工业大学学报, 2000, 18(3):433-437.
SONG Wenping, YANG Yong, QIAO Zhide. On the Solution of Unsteady Navier-Stokes Equations Using Dual-time Stepping Method [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2000, 18(3):433-437. (in Chinese)
- [6] Lijewski Lawrence E, Suhs Norman E. Time-accurate Computational Fluid Dynamics Approach to Transonic Store Separation Trajectory Prediction[J]. Journal of Aircraft, 1994, 31(4):886-891.
- [7] Erhan Tarhan, Mehmet S. Kavsaoglu Parallel Overset-grid Euler Solution of Generic Wing Pylon and Finned Store [J]. Journal of Aircraft, 2005, 42(5):1337-1339.
- [8] 韩中华. 旋翼绕流的高效数值计算方法及主动流动控制研究[D]. 西安:西北工业大学,2007.
HAN Zhonghua. Efficient Method for Simulation of Viscous Flows Past Helicopter Rotors and Active Flow Control [D], Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2007. (in Chinese)
- [9] Landon R. NACA 0012 Oscillatory and Transient Pitching [R]. Compendium of Unsteady Aerodynamic Measurements, AGARD Rept 702, 1982.
- [10] Murman Scott M, Aftosmis Michael J, Berger Marsha J. Simulations of 6-DOF Motion with A Cartesian Method [R]. AIAA 2003-1246.

(编辑:田新华)

Numerical Simulation of Missile Launching from the R/S UAV

XU Xiao-ping, ZHOU Zhou, FAN Rui-jun, WANG Jun-li

(National Key Laboratory of Science and Technology on UAV, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The thesis simulates the missile launch process by the method of the computational fluid dynamics (CFD), in order to study the aerodynamic interference and the rules of missile movement. A moving chimera grid approach is used coupled with an unsteady Euler flow solver, and a 6-DOF model is fully integrated into the CFD solution procedure to determine the body dynamics. And the paper presents the results obtained for a time-accurate missile launching from the R/S UAV by the developed numerical methods. Major trends of the separation are captured. As a result, the application shows the validity of moving chimera grid method, the use of the method of the CFD and the technology of moving chimera grid give a reference and gist to the study of the process of missile launch. The computation result shows that the effect of aerodynamic interference due to the thrust is negligible.

Key words: numerical simulation; missile launch; moving chimera grid; unsteady; aerodynamic interference