



CSTAM 2012-B03-0110

**导弹机载发射分离姿态控制与分离轨迹
数值模拟**

王晓鹏

上海机电工程研究所

第七届全国流体力学学术会议

2012年11月12—14日 广西·桂林

导弹机载发射分离姿态控制与分离轨迹数值模拟

王晓鹏¹⁾

(上海机电工程研究所, 上海 201109)

摘要 将基于 N-S 方程求解的流动数值模拟与控制律和求解导弹运动方程相结合, 进行静不稳定导弹导轨发射和弹射发射后分离轨迹的数值模拟。采用双时间步法求解 N-S 方程, 在时间离散上采用 LU-SGS 方法, 对流项采用 Roe 通量差分裂格式离散, 粘性项采用中心格式离散。湍流模型采用 S-A 一方程模型。采用非结构重叠网格, 载机网格、弹体网格和舵面网格通过重叠插值交换流场信息。导弹姿态控制律设计中, 俯仰和偏航通道采用复合稳定控制, 滚动回路采用变结构控制。结果表明: 在无控条件下, 静不稳定导弹在弹射发射离机后姿态迅速发散, 在导轨发射离机后快速滚转, 俯仰和偏航姿态发生明显变化, 均不利于导弹与载机的安全分离; 施加姿态控制后, 无论是弹射发射还是导轨发射, 导弹离开载机过程中的姿态均比较稳定, 提高了导弹发射安全性。

关键词 空空导弹; 机弹分离; 姿态控制; 数值模拟

引言

空空导弹发射后, 在离开载机的过程中载机会对导弹产生强的气动干扰, 影响到导弹的分离姿态和分离轨迹, 可能导致导弹与载机或其他外挂物发生碰撞, 因而希望导弹在发射后快速离开载机, 而且在离开载机的过程中不允许导弹姿态变化过快, 防止导弹与载机、发射架或其他外挂物碰撞, 确保载机安全, 而且导弹在发射离开载机后应稳定可控, 满足发射精度要求, 以形成有效战斗力。

空空导弹目前常用的有导轨式发射和弹射式发射两种发射方式。导轨发射的主要特征是导弹在发射架上发动机点火, 在发动机推力和导轨约束下, 导弹向前滑动直至脱离导轨。弹射发射的主要特征是导弹被载机上的发射装置施加的弹射力推离载机并达到安全距离后, 导弹发动机点火, 完成整个发射过程。采用导轨发射时, 由于导弹在发射架上发动机就已点火, 导弹向前滑动至脱离导轨时导弹一般都具有较大的速度, 因而对静稳定导弹不进行姿态控制一般就可以实现安全发射。

与导轨发射相比, 弹射发射能有效减弱或消除导弹发动机高温高压气流对载机和发射架的腐蚀、冲刷以及对载机发动机工作状态和性能的不利影响, 但发射装置结构复杂, 而且对导弹姿态控制的要求有所提高。

随着对导弹机动性等性能要求的提高, 导弹设计已经由传统的静稳定扩展到静不稳定, 这种放宽静稳定性的设计对采用导轨发射和弹射发射的空空导弹的姿态控制均提出了高的要求。本文结合姿态控制律, 进行导弹导轨发射和弹射发射分离姿态和分离轨迹的数值模拟。

1 数值方法

导弹为具有正常式气动布局的静不稳定或接近中立稳定的空空导弹, 从机翼中部挂点的发射架上滑射或从机腹下的挂架上弹射。

导弹发射后机弹分离过程数值模拟的基本思路为: 生成初始网格, 包括载机网格与包裹导弹弹体、舵面的子网格; 对背景网格以及多套子网格进行自动挖洞操作, 构建网格间的重叠关系, 建立计算过程中的插值数据结构; 采用流场求解器进行计算, 获得导弹上的气动力和力矩; 求解导弹六自由度运动方程, 得到下一个时刻导弹的动态特性; 通过控制律模块计算下一时刻的舵偏角; 对导弹网格进行调整和移动, 包括导弹弹身的运动、导弹舵的旋转以及舵随着弹身的运动。重复上述过程, 直到数值模拟结束。

1.1 控制方程、湍流模型

控制方程为守恒型非定常 N-S 方程, 湍流模型采用 S-A 一方程模型^[1]。方程的定常求

1) Email: wang_x_p@sina.com

解, 在时间离散上采用 LU-SGS 方法^[2]。无粘通量离散使用 Roe 通量差分裂格式^[3], 限制器采用 Venkat^[4], 粘性项使用中心格式离散。

1.2 计算网格

计算采用非结构重叠网格。计算网格包括载机网格、弹体网格和舵面网格, 当导弹以不同的姿态处于载机流场中不同位置以及舵面偏转时, 弹体网格和舵面网格会与载机网格形成不同的重叠关系。载机网格、弹体网格和舵面网格通过重叠插值交换流场信息。

1.3 导弹运动方程

导弹运动方程采用六自由度动力学方程及运动学方程。由导弹在载机流场中的当前位置和姿态, 求解流动方程, 获得作用在导弹上的气动力和力矩, 采用四阶 Runge-Kutta 算法求解导弹动力学和运动学方程, 获得下一时刻导弹的角速度、姿态角以及相对于载机的速度和位移。

1.4 姿态控制

如果在导弹发射后离开载机的过程中不进行控制, 即无控, 那么导弹舵面不偏转, 导弹在重力和气动力及力矩的作用下做平动和绕质心的转动; 如果要控制导弹与载机分离过程中的姿态, 就要通过应用姿态控制律使导弹舵面适时偏转, 此时导弹还会受到舵面产生的控制力和力矩的作用, 正是在控制力矩作用下, 导弹姿态实时调整。

导弹姿态控制律设计中, 无论采用弹射发射还是导轨发射, 姿态控制律的结构是相同的。俯仰和偏航通道采用复合稳定控制, 滚动回路采用变结构控制, 抑制三通道间的耦合干扰和控制弹体姿态。导弹采用数字式稳定控制系统, 进行自适应调参, 由导弹角速度和相对于载机的姿态等确定舵面偏转角, 从而施加姿态控制。

2 数值方法验证

通过与试验结果的对比, 检验上述数值方法的准确性和有效性。仅对无控条件下的外挂物弹射投放进行数值方法的验证, 采用了美国空军试验室带尾翼炸弹从机翼弹射投放的 CTS 试验状态作为算例^[5]。在 0.5s 内俯仰力矩、滚

转力矩以及俯仰角和滚转角的计算值和试验值符合很好, 偏航力矩从 0.25s 开始与试验值产生偏差, 随着时间延续, 舵偏角的计算值和试验值的偏差逐渐累积, 至 0.5s 时相对偏差达到约 10%。通过计算结果与试验结果的对比, 发现两者总体上比较吻合, 表明数值方法是有效的, 可用于导弹发射分离轨迹的计算研究。

3 结果与分析

计算无控和有控条件下导弹的分离轨迹, 通过对比确定加入姿态控制律对导弹分离轨迹和分离姿态的影响。

3.1 导轨发射机弹分离

图 1 给出了导弹在典型状态下从载机导轨发射后的分离轨迹和姿态。图中 D_x 、 D_y 和 D_z 分别表示导弹相对于载机的轴向位移、侧向位移和垂向位移, θ 、 ψ 和 γ 分别表示导弹相对于载机的俯仰角、偏航角和滚转角。

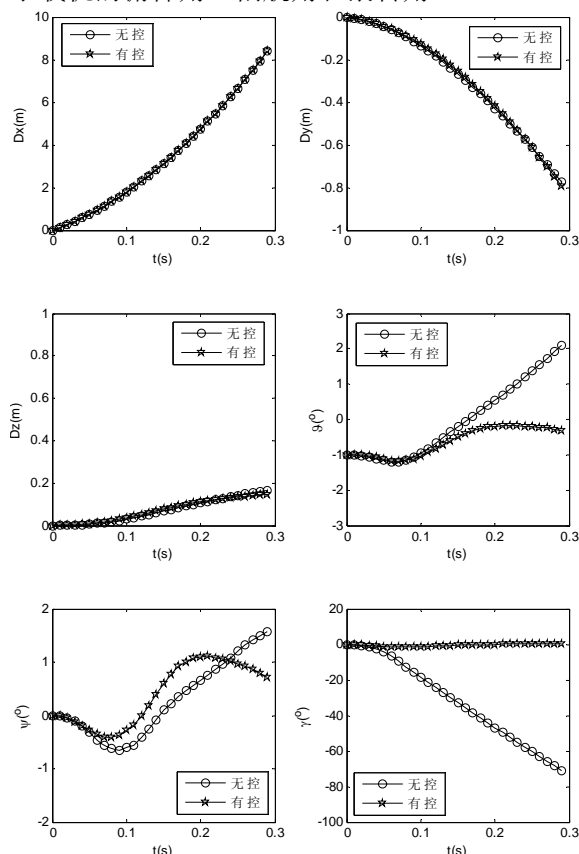


图 1 导轨发射后导弹相对于载机的轨迹和姿态

由图可见, 在无控条件下, 导弹的滚转姿态快速发散, 导弹俯仰和偏航姿态也随之增大。在离开载机 0.3s 时, 导弹的滚转角超过 70

°, 导弹距离载机的轴向位移、侧向位移和垂向位移分别达到约 8m、0.8 m 和 0.2m。由导弹姿态的发展趋势判断, 导弹离开载机 0.3s 以后导弹的滚转姿态会快速发散, 俯仰和偏航姿态角会更大。可见, 在载机气动干扰下静不稳定或接近中立稳定的导弹的姿态会失稳, 可能导致导弹姿态失控甚至发射失败。引入姿态控制后导弹的分离轨迹与无控状态相比变化不大, 而对姿态的控制效果则比较明显, 导弹的姿态变化呈快速收敛趋势, 尤其是导弹滚转姿态比较稳定, 有利于导弹从载机的安全发射。

3.2 弹射发射机弹分离

图 2 给出了导弹在典型状态下从载机弹射发射后的分离轨迹和姿态。

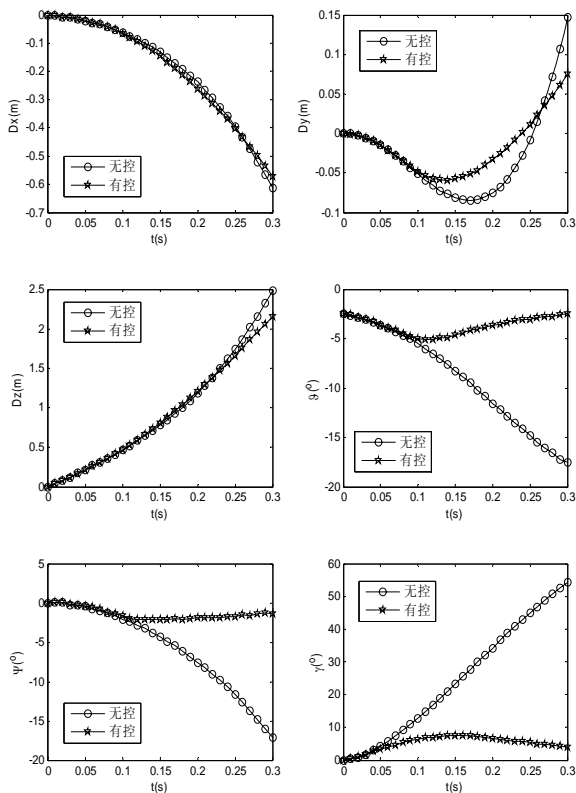


图 2 导弹弹射后导弹相对于载机的轨迹和姿态

由图可见, 在无控条件下, 导弹的姿态具有快速发散的趋势。在离开载机 0.3s 时, 导弹的滚转角超过 50°, 俯仰角接近-18°, 偏航角约-17°, 导弹距离载机的垂向距离约 2.5m, 在这种情况下不满足导弹发动机点火条件。由导弹姿态的发展趋势判断, 导弹离开载机 0.3s 以

后导弹姿态角可能会更大。可见, 在载机气动干扰下静不稳定导弹的姿态会失稳, 姿态角逐渐增加直至导弹姿态失控。

引入姿态控制后导弹的分离轨迹与无控状态相比变化不大, 垂向位移由无控状态的 2.5m 减小到 2.2m, 而姿态角的变化则非常明显, 在离开载机 0.3s 内, 导弹姿态比较稳定, 导弹的滚转角、俯仰角和偏航角分别不超过 8°、-5.5° 和-3°, 不会发生导弹与载机或外挂物碰撞的情况; 在离开载机 0.3s 时, 导弹相对于载机的姿态良好, 导弹的滚转角、俯仰角和偏航角分别约为 4°、-2.5° 和-2°, 导弹稳定可控。

与无控状态相比, 引入控制律后舵面会适时偏转, 产生消除导弹低头和偏航的控制力矩, 从而使静不稳定导弹在载机干扰流场中的姿态也能得到有效控制, 使导弹发动机点火时, 导弹相对于载机的姿态能确保导弹发动机点火工作不威胁载机安全。

4 结 论

相对于静稳定的导弹, 采取放宽静稳定性设计措施的导弹, 分离过程中姿态更容易发散, 如果不采取适当的姿态控制, 导弹在离开载机后可能失控, 从而威胁载机安全。在采取有效的姿态控制后, 无论对导轨发射还是弹射发射, 与无控状态相比, 导弹分离轨迹都基本保持不变, 而分离姿态会比较稳定, 有利于导弹在发射后快速安全地脱离载机和形成良好战斗力。

参考文献

- 1 Spalart P R, Allmaras S R. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows. AIAA92-0439
- 2 Yoon S, Jameson A. Lower-Upper Symmetric-Gauss-Seidel method for the Euler and Navier-Stokes equations. AIAA 87-0600
- 3 Roe P L. Approximate Riemann Solvers, Parameter Vectors, and Difference Schemes, J. Comput. Phys. 43(2), 1981
- 4 Venkatakrishnan V. On the accuracy of limiters and convergence to steady state solutions. AIAA93-0880
- 5 Heim E R. CFD wing/pylon/finned store mutual interference wind tunnel experiment. AEDC-TSR-91-P4, 1991

ATTITUDE CONTROL AND NUMERICAL SIMULATION ON STORE SEPARATION FOR AIR-TO-AIR MISSILE LAUNCHED FROM AIRCRAFT

WANG Xiaopeng

(Shanghai Electro-Mechanical Engineering Institute, No.3888 Yuanjiang Road, Shanghai 200233, China)

Abstract Several separations for statically unstable air-to-air missile rail-launched and ejected from aircraft were numerically simulated, by combination of flow simulation based on N-S equations solver with 6-DOF motion equations of missile and attitude control law. Dual-time method, LU-SGS time stepping scheme, Roe's scheme of flux difference splitting for convection terms and central scheme for viscosity terms were adopted in solving N-S equations. S-A turbulent model and unstructured overlapping grid technique were used. Flow field information was exchanged through interpolation among grids around aircraft, missile body and rudders. Compounding stability control was used for both pitch and yaw channels, and variable structure control was used for roll channel in attitude control law design. The computational results show that the attitudes of statically unstable missile by ejection launch from aircraft are divergent quickly, and the attitudes of statically unstable missile by rail launch change rapidly or significantly during the separation, if no control strategy is adopted. While attitude control is introduced, the attitudes of statically unstable missile by ejected and rail-launched from aircraft are steady during the separation, and launch security of missile is greatly improved.

Key words air-to-air missile, store separation, attitude control, numerical simulation