

基于伴随理论导弹制导精度的 Matlab 仿真分析

柴栋栋¹, 宋仁银², 王吉顺³

(1. 中国航天科技集团公司 六院 101 所, 北京 100074; 2. 宁德师范学院 物理与电气工程系, 福建 宁德 352100;

3. 中核集团兰州铀浓缩有限公司, 兰州 730065)

摘要:利用 Matlab 的数值计算功能结合伴随技术的优点, 给出了评估制导系统精度的一种便捷方法。采用了基于伴随方法的制导精度分析体系, 极大地减少了计算机的工作时间, 同时考虑了目标的机动和导引部件的指向误差等因素, 为提高导弹的制导精度提供了依据。

关键词:导弹制导; 伴随方法; 仿真评估

中图分类号: TN911.7

文献标识码: A

文章编号: 1006-0707(2012)01-0038-03

从 20 世纪 80 年代末的海湾战争到近期的北约对利比亚的空袭都表明, 现代战争是一场高技术兵器的较量。谁掌握了先进的军事技术在战争的胜负中起到了决定性的作用, 所以进行先进武器的研究称为各个军事大国夺取世界话语权的重要手段。我国一向奉行独立自主的外交政策, 在军事领域一贯以防御为主, 为了保证自己的国土安全, 同样需要提高军事技术水平。从二战末期开始, 导弹逐渐开始称为战争的主导武器, 其具有高精度、大杀伤力等优点。

在需求的牵引下, 导弹的制导问题成为研究的热点问题^[1-4]。本文就是在这样的背景下, 利用 Matlab 和伴随理论, 针对导弹的制导精度进行了深入研究, 给出了评估制导系统精度的一种便捷方法。

1 导弹制导及伴随理论

导弹末制导采用自导引制导, 由弹上导引头感受目标辐射或反射能量, 自动形成制导指令, 控制导弹飞向目标, 也称为寻的制导。其特点是: 机动、灵活, 接近目标时精度高, 但弹上装置复杂, 作用距离短。

寻的制导按接收能量的性质分为光电和雷达制导 2 种方式, 按接收能量的方式分为主动、半主动和被动 3 种方式。

转入末制导阶段, 弹上设备测量出视线等信息, 根据弹目相对运动关系得出目标相对运动状态信息, 按照要求的导引方法得出相应的制导控制指令, 控制导弹飞向目标。

目前, 所应用的导引方法分为追踪导引方法、平行接近导引方法和比例导引方法。其中平行接近导引方法较为常用。

伴随系统是在遵循一定规则的前提下对制导系统的状态方程进行变换得到的。对于线性时变系统, 可以由它的状态方程按照如下规则得到其伴随系统^[5]:

系统 Σ 的伴随系统为 Σ' , 在 t 时刻给系统 Σ 加入脉冲输入, 其在 t_f 时刻的输出等于其伴随系统 Σ' 在 0 时刻加入脉冲输入, 在 $t_f - t$ 时刻的输入。

系统 Σ : 输入 $\delta(t - t_i)$, 如果需要得到 t_f 时刻的输出, 则需要进行多次仿真计算;

伴随系统 Σ' : 输入 $\delta(t)$, 只需要仿真一次, 观察不同的 $t_f - t_i$ 时刻的输出即可。

对于多输入、单输出的系统, 不同的输入到输出之间, 存在不同的脉冲响应函数, 各输入引起的输出叠加在一起无法分离, 考察某一输入对输出的影响, 需要将其其他输入置为零, 分别进行仿真。而对于伴随系统, 由于将原来系统的输入输出关系逆转, 可以分离出不同的输出, 因此只需仿真一次, 即可得到不同的输入所确定的相应的输出。

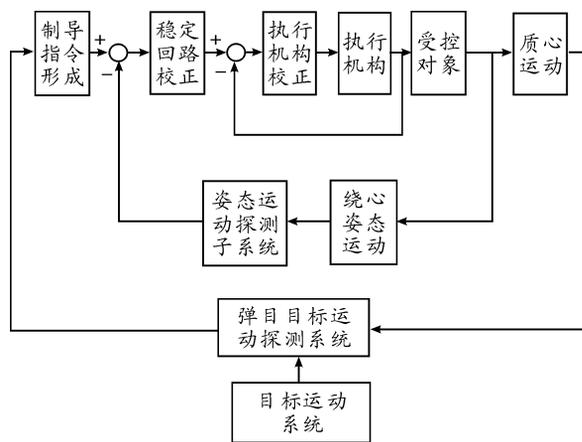


图1 寻的制导回路

考察不同时刻施加的阶跃输入引起的系统响应, 伴随系统也只需仿真一次, 取不同时刻的输出即可得到; 原系统需要对不同的输入施加时刻分别进行仿真。

2 仿真模型的建立

2.1 末制导系统线性时变模型的建立与仿真分析

仿真模型中采用比例导引律, 具体制导律的公式为

$$a_c = NV_c \dot{q}$$

其中: N 为有效导航比; V_c 为接近速度,可视为常值; \dot{q} 为视线转率。

考虑导弹的弹体动态,公式为

$$a_m = \frac{1}{T_s + 1} a_c$$

其中: T 为弹体时间常数; a_m 为导弹在视线法向方向上的加速度。

导弹和目标在视线法向方向的运动学方程为

$$\ddot{q} = -\frac{2\dot{R}}{R}\dot{q} + \frac{1}{R}a_t - \frac{1}{R}a_m$$

其中: a_t 和 a_m 分别是目标加速度和导弹加速度在视线法向上的分量; R 代表目标与导弹之间的相对距离。

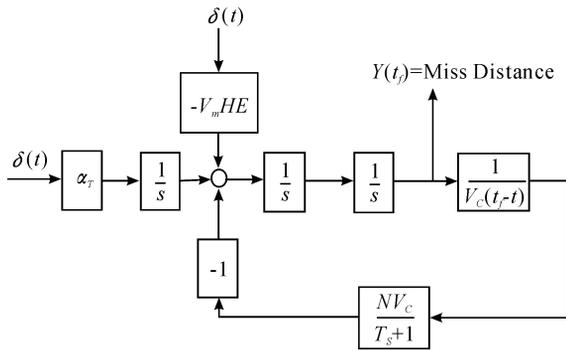


图2 线性化末制导系统

2.2 伴随系统模型的建立与仿真分析

为了表明针对一个具有确定输入的系统伴随理论的实际效用,考虑图2所示的线性化制导回路。按照建立伴随模型的原则,获得如图3所示的伴随模型。

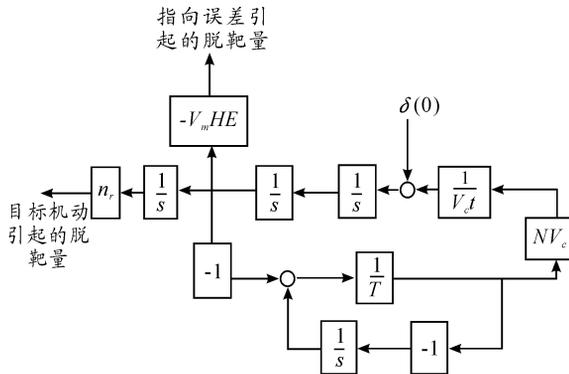


图3 伴随系统方框图

3 仿真算例

本文采用 Matlab/Simulink 设计仿真软件,对前述理论进行研究,仿真中所采用的系统参数如表1所示。

由第1组仿真结果可以看出,伴随着目标机动的增大,导弹的脱靶量也随之上升,可见目标的机动能力对导弹的制导精度有着重要的影响。

取指向误差分别为15,20,30时的情况,如图7,8所示。

表1 伴随系统参数

符号	参数含义	数值
N	比例导引系数	4
V_c	导弹速度	1 500 m/s
R_0	弹目间的初始距离	15 km
T	导弹动态常数	1 s
R_m	制导盲区	150 m

第2组仿真结果表明,作用由噪声引起指向误差越大造成的导弹的脱靶量影响越大。为了保证导弹制导系统的性能,应当尽量提高导头的性能。

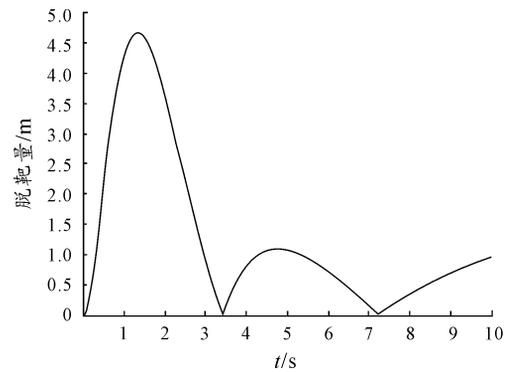


图4 3G阶跃目标机动时的脱靶量信息

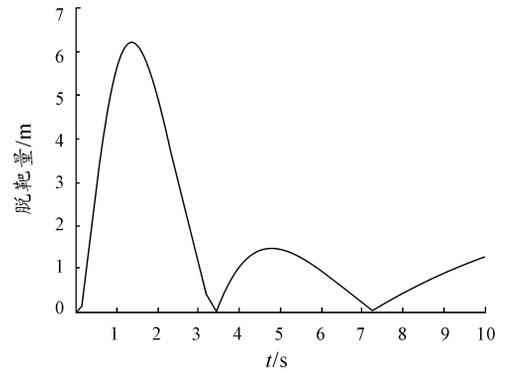


图5 4G阶跃目标机动时的脱靶量信息

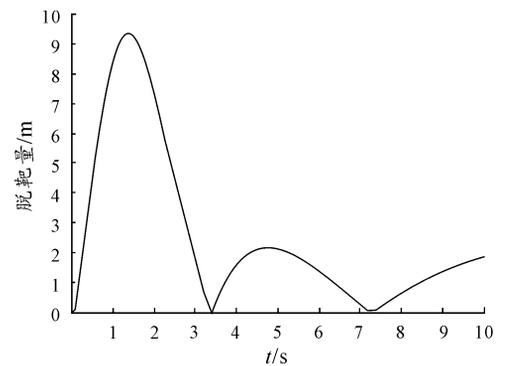


图6 6G阶跃目标机动时的脱靶量信息

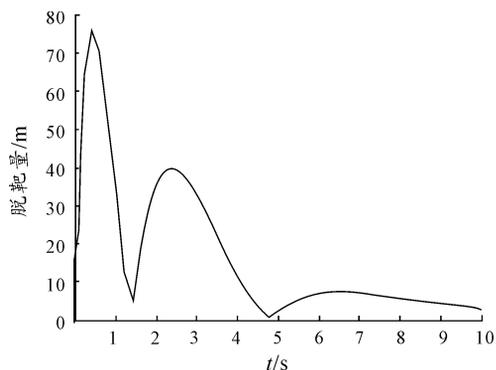


图7 15度指向误差时的脱靶量信息

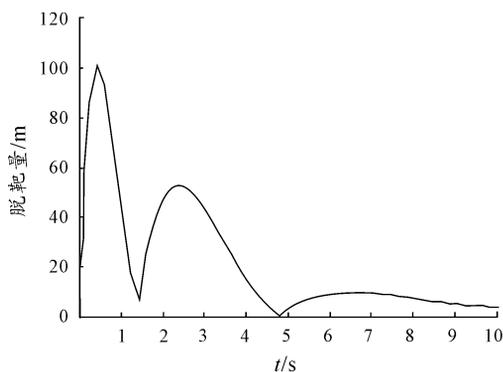


图8 20度指向误差时的脱靶量信息

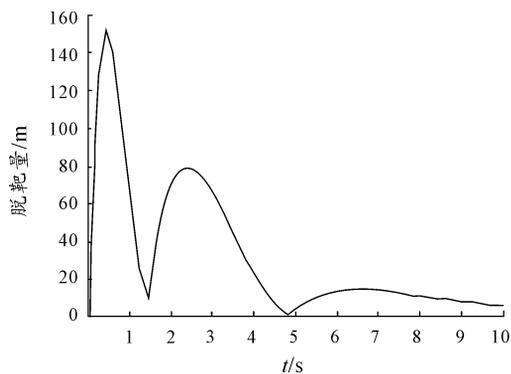


图9 30度指向误差时的脱靶量信息

4 结束语

本文利用 Matlab/Simulink 对影响导弹制导系统的精度的因素进行了计算机辅助研究。由于软件的图形化编程方式极大地减少了工作量,并且界面友好、可视性强,软件的画图功能强大,便于根据仿真结果以便对系统的性能进行分析。

参考文献:

- [1] Babuk R. Switched Bias Proportional Navigation for Homing Guidance Against Highly Maneuvering Targets [J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 1994, 17(6): 1357 - 1363.
- [2] Hsu L. Smooth Sliding Control of Uncertain Systems Based on a Predication Error [J]. International Journal of Robust and Non-linear Control, 1997, 7(4): 353 - 372.
- [3] Zhou Di, Mu Chun-di, XU Wen-li. Adaptive Sliding Mode Guidance of a Homing Missile [J]. Journal of Guidance Control, and Dynamics, 1999, 22(4): 589 - 594.
- [4] Zhou Di, Mu Chundi, Ling Qiang, et al. Optimal Sliding-Mode Guidance of a Homing Missile [C] // Decision and Control Proceedings of the 38th IEEE Conference. [S. l.]: [s. n.], 1999: 7 - 10.
- [5] 韩松臣. 导弹武器系统效能分析的随机理论方法 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2001.
- [6] Kaynak O, Rudas I J. Application of Computational Intelligence Methodologies in Sliding Mode Control. [C] // Proceedings of IFAC 14th Triennial World Congress. Beijing: [s. n.], 1999, 9: 347 - 352.
- [7] Moon J, Kim K, Kim Y. Design of Missile Guidance Law via Variable Structure Control [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2001, 24(4): 659 - 664.
- [8] 张志涌. 精通 Matlab 6 [M]. 5 版. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2003.

(责任编辑 陈松)