

基于 Matlab 和 Simulink 的导弹弹道仿真与应用*

刘云南,董满才,陈战旗,李文博

(63870 部队,陕西华阴 714200)

摘要:导弹仿真对试验鉴定的意义重大,文中基于试验应用的目的而开展了导弹仿真的研究。应用 Matlab 软件中的 Simulink 和 Aerospace blockset 建立了比例导引律下导弹的 6D 仿真程序,给出了建立该程序所需要的力学和制导控制模型。介绍了建立模型的关键步骤以及各模块的详细建立方法、公式等。给出了该模型在试验中的应用建议并结合实例直观的演示了导弹飞行过程,仿真结果说明了程序连接的正确性。

关键词: Matlab; 导弹仿真; 三通道仿真; 鉴定试验

中图分类号: TJ761.3 文献标志码: A

Model Building and Application of Missile Simulation Based on Matlab and Simulink

LIU Yunnan, DONG Mancai, CHEN Zhanqi, LI Wenbo

(No. 63870 Unit, Shaanxi Huayin 714200, China)

Abstract: Missile simulation is very important for missile's experimental verification. A research was conducted based on a purpose of experimental verification. In this paper, a kind of six degree of freedom simulation for proportional navigation missile based on Matlab Simulink and Aerospace blockset was constructed, models of control system and aerodynamics were advanced. The key process and detailed methods were introduced, and formulae were given. Some pieces of advice were given for its application in verification. At last, the quantitative results and pictures of a kind of missile simulation were given through an example. The result of simulation shows the program and link are correct.

Keywords: Matlab; missile simulation; three-channel ballistic simulation; qualification test

0 引言

导弹试验目前面临小子样与大信息量的矛盾,迫切需要增加试验手段或验前信息来增大信息量,仿真将作为一种必备的获取导弹系统信息的手段。但一般在研制阶段应用较广泛,在试验鉴定阶段应用较少。鉴于这种现实情况,很有必要大力开展导弹仿真在导弹试验鉴定领域的应用研究。Matlab 软件随着版本的不断更新,功能日益强大,已经具备了建立较准确的导弹数字模型的基础。文中基于 Matlab simulink 和 Aerospace blockset 这两部分内容设计了有较高近似度的导弹 6 自由度仿真程序。该仿真程序可以在试验领域得到广泛应用,包括:可以为试验条件设计提供依据,为故障诊断提供一种手段,并可以为半实物仿真模型的建立提供依据和分析工具等。

1 导弹 6D 仿真程序的组成及功能

1.1 仿真系统的组成

本仿真系统由几部分组成,分别是:弹目相对运动模型、导引头模型、比例导引模型、三通道自动驾驶仪模型、导弹 6D 运动学和动力学模型(包括导弹气动模型)、6D 动画演示、弹目相遇程序中止判断模块。可以实现自动比例导引及三通道控制导弹的仿真计算。其仿真模型图如图 1 所示。

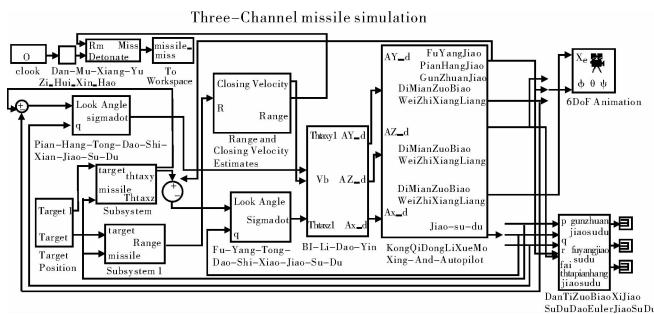


图 1 导弹 6D 仿真 Simulink 系统组成图

* 收稿日期: 2010-08-19

作者简介:刘云南(1979-),男,河北唐山人,工程师,硕士,研究方向:制导武器试验鉴定及试验总体设计。

1.2 仿真坐标系

Matlab Aerospace blockset 中的坐标系 (欧美坐标系) 和国内教材中常用的坐标系有较大差异。下面是 Aerospace blockset 中弹体坐标系的介绍。

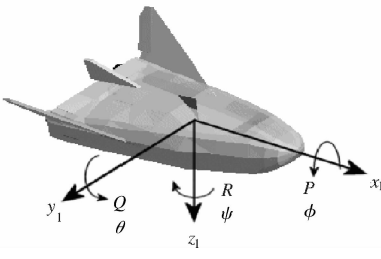


图 2 以飞机为例的弹体坐标系示意图

其中弹体坐标系中的 x_1 、 y_1 、 z_1 以及 3 个围绕坐标轴的角度 P (或 Φ , 滚转角)、 Q (或 Θ , 俯仰角)、 R (或 Ψ , 偏航角) 如图 2 所示。

1.3 导引系统模型

1.3.1 比例导引关系模型

本仿真系统采用比例导引法作为导引律。公式为：

$$a_{\text{demanded}} = \lambda V_c \dot{\theta}_l$$

其中： a_{demanded} 为弹体所需要的转动加速度； λ 为导引系数

(取大于 2 的实数值)； V_c 为相对速度； θ_l ：视场角速度。

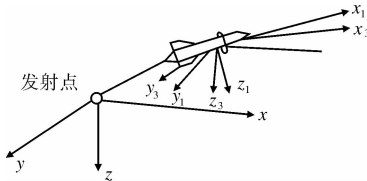


图 3 地面坐标系、弹体坐标及速度坐标系示意图

1.4 自动驾驶仪系统模型

本仿真程序中采用了现代常规导弹控制中普遍采用的三回路自动驾驶仪模型。其模型图如图 6 所示。

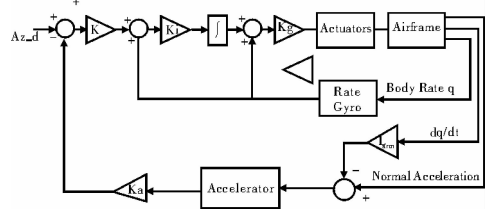


图 6 三回路自动驾驶仪控制模型图

1.5 欧拉角 6D 动力及运动学模型

仿真模型编制中采用了 Aerospace blockset 中的 6DoF (Euler Angles) 模块。该模块集成了 6 自由度的质点平移动力学、质点平移运动学、质心转动动力学和质心转动运动学方程组。可以方便的建立导弹的空气力学模型。

对 Matlab 所使用的速度坐标系和弹体坐标系之间的转换矩阵重新进行了计算，得到速度坐标到弹体坐标的转换矩阵为：

$$\begin{bmatrix} \cos\alpha\cos\beta & -\sin\beta\cos\alpha & -\sin\alpha \\ \sin\beta & \cos\beta & 0 \\ \sin\alpha\cos\beta & -\sin\alpha\sin\beta & \cos\alpha \end{bmatrix}$$

其中： α 为攻角 (或叫迎角)， β 为侧滑角。

1.6 力及力矩计算模型

1.6.1 气动力及力矩计算

阻力、侧向力和升力分别为^[1]：

$$X = 0.5 \rho V_m^2 s C_x (Ma, \alpha)$$

$$Y = 0.5 \rho V_m^2 s C_y (Ma, \beta)$$

$$Z = 0.5 \rho V_m^2 s C_z (Ma, \alpha)$$

滚转力矩、俯仰力矩和偏航力矩分别为^[1]：

$$M_x = 0.5 \rho V_m^2 s b_A M_x (Ma, \alpha)$$

$$M_y = 0.5 \rho V_m^2 s b_A M_y (Ma, \alpha)$$

$$M_z = 0.5 \rho V_m^2 s b_A M_z (Ma, \beta)$$

1.6.2 控制力及力矩模型

把舵面的控制力折合到速度坐标系各轴上得到的控制力及力矩为：

控制力在速度坐标系 3 个轴上的分量分别为^[1]：

$$F_x = 0.5 \rho V_m^2 s C_{\delta_x} \delta_x$$

$$F_y = 0.5 \rho V_m^2 s C_{\delta_y} \delta_y$$

$$F_z = 0.5 \rho V_m^2 s C_{\delta_z} \delta_z$$

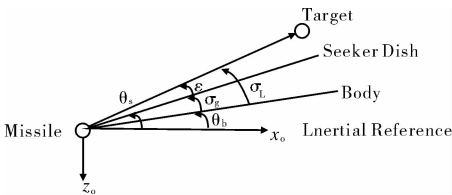
控制力矩分别为^[1]：

$$M_{xk} = 0.5 \rho V_m^2 s b_A M_{\delta_x} \delta_x$$

$$M_{yk} = 0.5 \rho V_m^2 s b_A M_{\delta_y} \delta_y$$

$$M_{zk} = 0.5 \rho V_m^2 s b_A M_{\delta_z} \delta_z$$

图 4 俯仰通道比例导引关系图



1.3.2 导引头模型

导引头模型由跟踪回路和稳定回路组成的闭环控制系统组成，其结构图如图 5 所示。其中的参数 $tors$ 是跟踪回路时间常数，它的取值要考虑最大反应时间以及保持噪声传导在可接受的水平，取两者之间的折中值。稳定回路弥补弹体的旋转，增益值 K_s 是稳定回路的交叉频率，可以设置的尽量的高，但要受稳定速度陀螺带宽极限的限制。

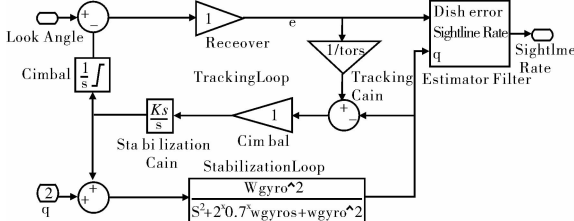


图 5 导弹仿真程序中的导引头 Simulink 原图

2 仿真模型的应用

2.1 应用范围

该仿真程序的应用主要有以下几个方面:

1)可以用于分析各种随机因素及试验条件对导弹精度的影响,并根据这些影响发现各种因素对导弹精度影响的固有特性。

2)可以用于飞行试验前试验可行性及试验条件的设定。在各种类型的导弹试验设计中,由于试验条件较多,需要根据试验要达成的目的来合理设计试验的条件组合,这些试验条件包括射程、目标类型、目标速度及导弹发射条件等。

3)可以用于对导弹的故障原因分析、定位和复现。导弹试验中经常发生故障,由于导弹组成复杂,准确定位故障是比较困难的,利用该仿真模型可以方便的模拟及分析导弹的各种故障情况。

2.2 应用实例

为了直观的演示该程序的运行结果并检验其正确性,这里以某型导弹为模型,选取加推力偏心和激光光斑晃动两种情况,加载初始条件,运行该程序,得到了一些定量结果,下面详细叙述。

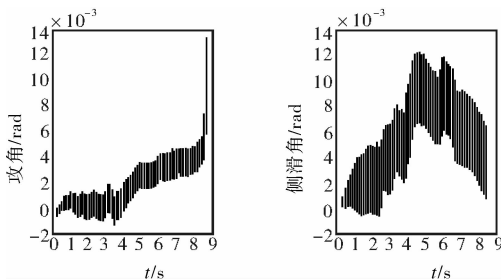
2.2.1 加推力偏心情况下的导弹飞行仿真

文中以某型导弹仿真为例,采用某型导弹的气动力参数和推力参数,加推力偏心这一随机条件,设定导弹和目标的初始条件为:导弹初始位置(900, 200, -500),静止目标的位置(2500, 200, -330)。得到的平均仿真结果为:飞行时间 8.363s,脱靶量 0.687m。



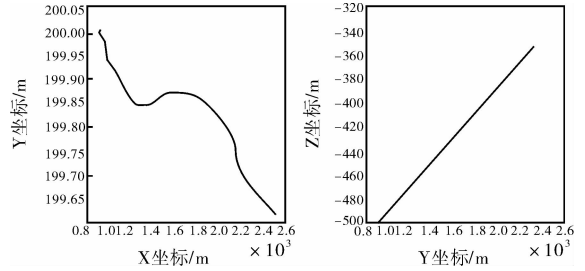
(a)导弹开始飞行阶段 (b)导弹飞行末端

图7 仿真程序运行示意图



(a)攻角 (b)侧滑角

图8 一次仿真得到攻角和侧滑角值



(a)x-y (b)x-z

图9 一次仿真得到的 x-y 曲线和 x-z 曲线

通过对试验结果和实际的弹道数据的对比分析可以判定该仿真程序结构及连接是正确的。

2.2.2 再加激光光斑晃动情况下的导弹仿真

在前例的基础上再加激光光斑的晃动,设定激光光斑的随机晃动的 (y, z) 坐标分别服从标准正态分布 $N(0, 1)$,加入仿真运行参数,仿真程序运行 10 次可以得到的仿真结果为:仿真时间 8.37s,平均脱靶量 1.78m。可以看出光斑晃动显著增大了脱靶量。

3 小结

文中基于 Matlab 和 Simulink 建立了导弹三通道仿真程序。应用本方法建立的导弹三通道仿真模型具有以下优点:可以简明快捷的建立各种类型导弹的模型,减少了编程的工作量;模块化设计思想,便于用户修改系统的任何部分;计算精度高;结果输出采用可视化方式,可以方便直观的观察弹体的姿态调整及飞行过程。

实例表明,仿真模型较好的模拟了导弹的飞行过程并在加推力偏心及激光光斑晃动的情况下得出了脱靶量值,其结果和实际情况相吻合,验证了仿真连接的正确性和模型的可用性。

在加载准确导弹数字模型的情况下,该程序可以应用于导弹试验鉴定领域的精度影响因素分析、试验条件组合设计以及故障定位诊断等方面。

参考文献:

- [1] 梁晓庚,王伯荣,余志峰,等. 空空导弹制导控制系统设计[M]. 北京:国防工业出版社,2006.
- [2] 张志涌. 精通 Matlab 6.5 版[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2003.
- [3] 杨艳明,唐胜景. 基于 Simulink 的子导弹全弹道仿真[J]. 系统仿真学报,2006,18(6):1442-1444.
- [4] 刘兴堂. 导弹制导控制系统分析、设计与仿真[M]. 西安:西北工业大学出版社,2006.
- [5] 韩子鹏. 弹箭外弹道学[M]. 北京:北京理工大学出版社,2008.
- [6] 杨军,杨晨,段朝阳,等. 现代导弹制导控制系统设计[M]. 北京:航空工业出版社,2005.
- [7] 孟秀云. 导弹制导与控制系统原理[M]. 北京:北京理工大学出版社,2003.
- [8] 宋振铎. 反坦克制导兵器论证与试验[M]. 北京:国防工业出版社,2003.