

doi: 10.7690/bgzd.2025.10.015

## 基于 Matlab 的空射型反舰导弹弹道仿真

余永俊, 时子房, 卢美升, 司永洁, 陈局非  
(国营长虹机械厂技术与科研部, 广西 桂林 541003)

**摘要:** 针对空射型反舰导弹弹道形式多样、控制律复杂等特点, 从反舰导弹低空巡航弹道的角度出发, 研究该弹道在不同飞行阶段的弹道设计及弹道仿真实现。对空射型反舰导弹的常用弹道类型、特点及技术性能进行了分析。利用 Matlab/Simulink 建立了反舰导弹纵向运动弹道仿真模型。针对低空巡航弹道在方案飞行段的设计, 采用 PID 控制实现导弹的姿态及高度稳定控制; 在末制导导引段, 采用过重力补偿比例导引法实现导弹的末端跃升俯冲攻击。仿真实例验证结果表明: 该设计方法可较好地实现预设弹道, 为空射型反舰导弹的弹道设计、分析提供一定的借鉴和参考价值。

**关键词:** Matlab/Simulink; 反舰导弹; 弹道仿真; PID 控制

**中图分类号:** TJ765.4 **文献标志码:** A

## Trajectory Simulation of Air-launched Anti-ship Missile Based on Matlab

Yu Yongjun, Shi Zifang, Lu Meisheng, Si Yongjie, Chen Jufei  
(Technology and Scientific Research Department of State-owned Changhong  
Machinery Factory, Guilin 541003, China)

**Abstract:** According to the characteristics of various trajectory forms and complex control law of air-launched anti-ship missile, the trajectory design and simulation realization of the trajectory in different flight stages are studied from the perspective of low-altitude cruise trajectory of anti-ship missile. The common trajectory types, characteristics and technical performance of air-launched anti-ship missile are analyzed. The simulation model of longitudinal motion trajectory of anti-ship missile is established by using Matlab/Simulink. According to the design of low altitude cruise trajectory in the flight phase, the PID control is used to realize the attitude and altitude stability control of the missile; in the terminal guidance phase, the over-gravity compensation proportional guidance method is used to realize the terminal jump and dive attack of the missile. The simulation results show that the design method can realize the preset trajectory well, and provide a reference for the trajectory design and analysis of air-launched anti-ship missile.

**Keywords:** Matlab/Simulink; anti-ship missile; trajectory simulation; PID control

### 0 引言

空射型反舰导弹是现代海战中打击水面舰艇的主要武器, 发展至今已历经四代变革, 具有命中精度高、速度快、威力大、低空突防、攻击弹道形式多样等特点<sup>[1-3]</sup>。在导弹研制过程中, 弹道仿真是很重要的技术基础<sup>[4]</sup>, 可以验证弹道设计的准确性, 有利于缩短研制周期, 降低研制经费。在靶试战训时, 建立导弹的模型与仿真对反舰导弹作战效能评估<sup>[5]</sup>、作战模拟、战法运用和作战理论研究具有重要的指导作用<sup>[6]</sup>, 其高度逼真的模拟效果受到军方的广泛使用<sup>[7]</sup>。而空射型反舰导弹通常采用“自控+自导”的控制模式, 其弹道形式复杂多样, 因此研究反舰导弹的弹道设计及仿真具有重要实际意义。

笔者针对空射型反舰导弹弹道特点, 分析了反舰导弹常用弹道类型, 并以某低空巡航弹道的角度

出发, 利用 Matlab/Simulink 搭建了反舰导弹纵向运动弹道仿真模型, 然后着重介绍了反舰导弹在方案飞行段及导引段的弹道设计, 最后通过弹道仿真验证设计方法准确性, 为反舰导弹的弹道设计、分析及战术研究提供一定的借鉴。

### 1 空射型反舰导弹弹道分析

目前世界各国列装的空射型反舰导弹大部分是巡航导弹, 其弹道特点基本都包括发射降高段或发射爬高段、中段定高巡航段、末制导搜索自导命中段<sup>[8]</sup>。从纵向弹道的角度出发, 根据空射型反舰导弹的弹道巡航高度, 可大致将弹道分为 3 类, 如图 1 所示。

1) 掠海巡航弹道(弹道①), 巡航高度一般为 2~50 m, 有亚音速、超音速及亚超音速结合型, 射程为 10~1 000 km, 末端弹道一般采用机动搜索

收稿日期: 2024-10-10; 修回日期: 2024-11-19

第一作者: 余永俊(1995—), 男, 广西人, 硕士。

并实施跃升俯冲攻击。

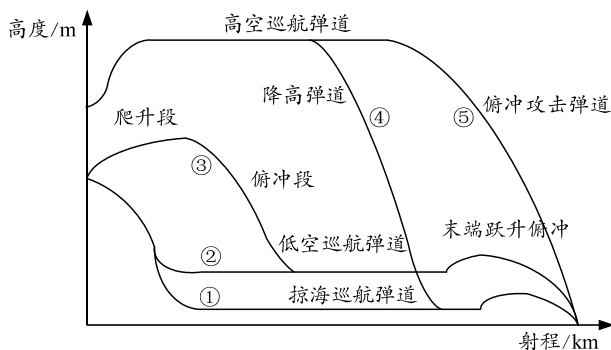


图 1 常见空射型反舰导弹弹道

2) 低空巡航弹道(弹道②③), 巡航高度一般为五十米到几千米, 有亚音速及亚超音速结合型, 射程一般为十几千米到几十千米, 末制导一般采用跃升俯冲攻击。

3) 高空巡航弹道(弹道④⑤), 这是中远程超音速反舰导弹的常用弹道, 前段巡航高度为 10~30 km, 距离目标 50~70 km 时降高到 5~30 m 的高度, 掠海接敌跃升攻击或直接高空俯冲攻击, 高空巡航弹道射程一般为 200~600 km。

根据对空射型反舰导弹典型弹道分析, 笔者以

低空巡航弹道③为例进行弹道仿真研究, 可见爬升段、俯冲段及定高巡航段为方案飞行弹道, 即导弹以指定俯仰角爬升、指定俯仰角俯冲, 指定高度进行定高巡航控制, 导弹按预定的飞行方案飞行。而末制导段为导引弹道, 即导弹捕获到目标后按照某种导引方法将导弹导向目标, 完成对目标的攻击。

### 2 弹道仿真模型

笔者主要研究导弹的纵向运动, 所谓纵向运动是指导弹在铅垂平面内的运动, 是由导弹质心在飞行平面内(或对称平面  $oxy$ ) 的平移运动和绕  $oz$  轴的转动运动所组成。需建立导弹在做纵向运动的大气参数模型、目标运动模型、导引头模型、制导律模型、自动驾驶仪模型、舵机模型、弹体动力学/运动学模型等, 模型总体框架原理如图 2 所示。

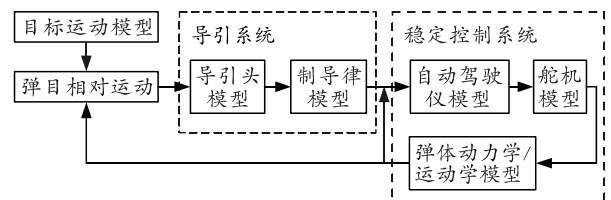


图 2 模型总体框架原理

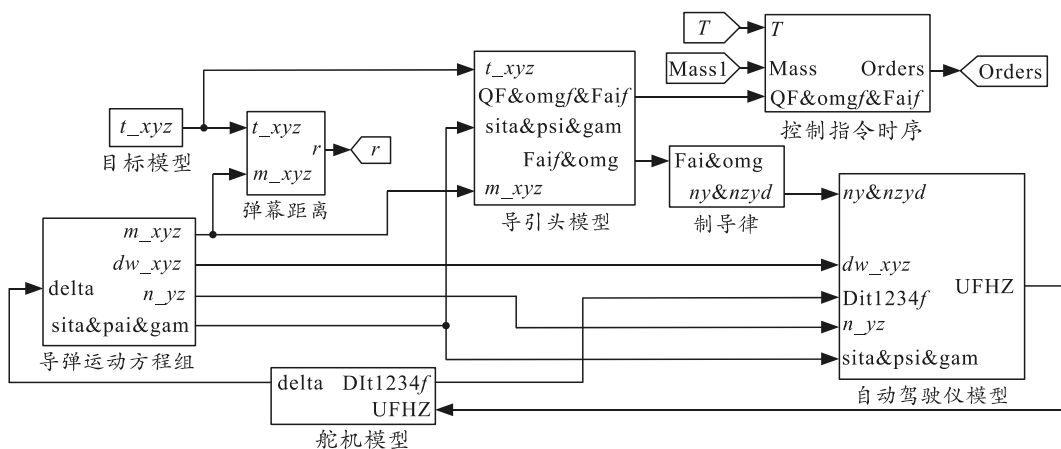


图 3 Matlab/Simulink 弹道仿真模型

图 3 中, 导引头模型的作用是依据弹目间的相对位置关系解算出导弹在做纵向运动过程中的弹目视线高低角、体视线角及视线角速率等, 并送到制导律模型按照一定导引律生成制导指令, 自动驾驶仪根据弹体动力学/运动学模型解算的姿态角信号、线加信号、角加信号及制导指令按照一定的控制规律来形成舵机控制指令, 控制导弹的姿态角和飞行过程, 直至导弹命中目标。依据仿真模型总体框架, 利用 Matlab/Simulink 建立反舰导弹弹道仿真模型如图 3 所示, 具体建模过程可参见相关专业书籍及论文<sup>[9-12]</sup>, 笔者主要介绍空射型反舰巡航导弹在方

案飞行弹道及导引弹道中的弹道设计及仿真。

### 3 飞行弹道设计

#### 3.1 方案飞行弹道

##### 3.1.1 姿态稳定控制设计

典型反舰低空巡航导弹在弹道初段采用姿态稳定控制, 在弹道的纵向平面内, 导弹的爬升及俯冲段采用指定俯仰角方案飞行。如果给出俯仰角的变化规律为  $\vartheta_*(t)$ , 则理想的控制关系如下:

$$\varepsilon = \vartheta_*(t) - \vartheta(t) = 0. \tag{1}$$

为了实现该控制规律, 可通过设计 PID 控制器

实现导弹的姿态稳定控制，而采用 PID 控制导弹姿态稳定控制系统原理如图 4 所示。

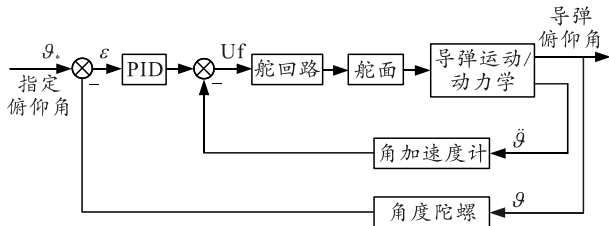


图 4 导弹姿态稳定控制原理结构

由图 4 可知，通过引入角加速度构成导弹控制系统内回路，可增大导弹角运动阻尼比，从而改善系统动态性能，提高系统稳定性。通过引入角度反馈，并合理设计 PID 控制器参数构成控制增稳系统，可实现导弹的姿态稳定控制，使导弹按照指定俯仰角方案飞行。

### 3.1.2 高度稳定控制设计

在导弹做定高巡航时，需直接测量导弹的飞行高度，一般使用高度差传感器如气压式高度表、无线电高度表等测高仪器，根据高度差信息来直接控制导弹的飞行姿态，以实现飞行高度的闭环稳定控制。如果给出高度的变化规律为  $h^*(t)$ ，则理想的控制关系：

$$\varepsilon = h^*(t) - h(t) = 0. \quad (2)$$

为了实现该控制规律，依然可采用 PID 控制实现导弹的高度稳定控制，其控制原理如图 5 所示。

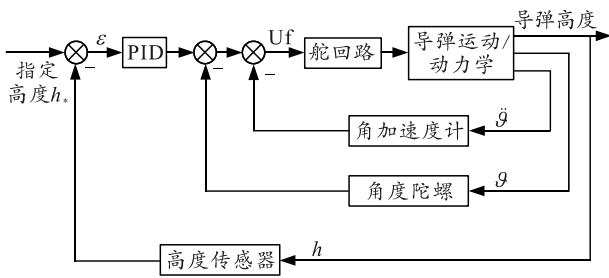


图 5 高度稳定控制原理结构

由图 5 可知，控制规律主要是在俯仰角稳定回路的基础上构成，为使导弹较快地下滑，并平稳的转入平飞，通常采用指数形式的给定高度如下式：

$$h_* = \begin{cases} h_1 & t < t_1 \\ (h_1 - h_2)e^{-K(t-t_1)} + h_2 & t_1 < t < t_2 \\ h_2 & t \geq t_2 \end{cases} \quad (3)$$

式中： $h_1$  为下滑段起点高度； $h_2$  为导弹平飞巡航高度； $t_1$ 、 $t_2$  为给定指令时间； $K$  为控制常数。

### 3.2 导引弹道

当导弹定高巡航接近目标，导引头接收到目标

反射能量时，导弹开始捕获到目标并自动形成制导指令，导弹进入末制导控制并按比例导引律控制导弹飞向目标。比例导引法的弹目相对位置几何关系如图 6 所示。

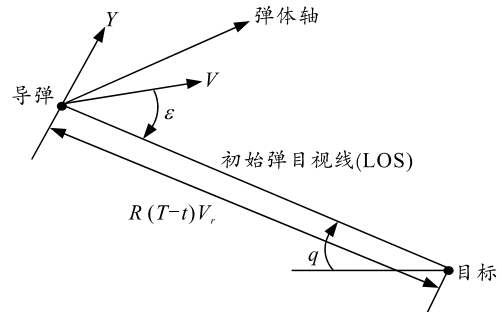


图 6 比例导引法弹目相对位置关系

图 6 中， $Y$  为与初始弹目视线垂直的方向； $R$  为导弹与目标的相对距离； $q$  为弹目视线高低角； $V$  为导弹速度； $V_r$  为导弹与目标之间沿初始弹目视线方向的相对速度，对于静止目标有  $V_r = V$ ； $\varepsilon$  为导弹初始瞄准误差； $T-t$  为剩余飞行时间。

而比例导引所要实现的弹目运动学关系如式：

$$\dot{\sigma} = K \cdot \dot{q}. \quad (4)$$

式中： $\dot{\sigma}$  为导弹弹道转弯角速度； $K$  为比例导引系数； $\dot{q}$  为弹目视线角速率。

由于比例导引制导律给出的制导指令为法向过载控制指令，因此可推导出导弹的需用法向过载的导引关系：

$$n = \frac{a}{g} = \frac{\dot{\sigma}V}{57.3g} = \frac{KV\dot{q}}{57.3g}. \quad (5)$$

由于纯比例导引法弹道前段较弯曲，弹道后段较为平直，落角较小。因此，为提高导弹的落角，让导弹进行跃升俯冲攻击，可设计过重补比例导引律，其过载形式的表达：

$$n = \frac{KV\dot{q}}{57.3g} + c. \quad (6)$$

比例导引系数  $K$  通常取 2~6。而  $c$  为重力补偿系数，当  $c > 1$  时，为过重力补偿。过重补比例导引律通过在比例导引回路中加入过重力补偿信号，使弹道在初段向上抬起，再利用闭环比例导引制导律的作用使弹道回拉，从而提高导弹落角。

## 4 仿真结果

设置导弹的发射相对高度为 2 200 m，发射纵向距离为 32 km，发射速度为 0.8 Ma，发射俯仰角 0，攻击静止目标，进行全数字弹道仿真，得到相关弹道仿真曲线如图 7—10。

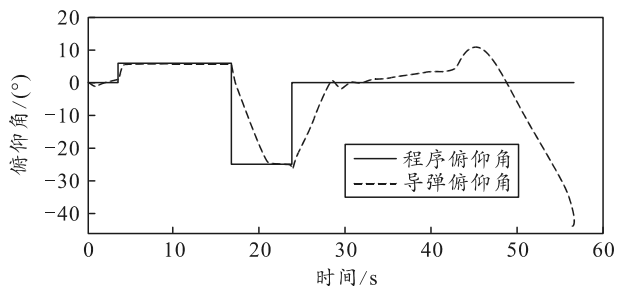


图 7 俯仰角曲线

由图 7 俯仰角曲线可知：导弹俯仰角在爬升及俯冲段基本跟随了程序俯仰角曲线，实现以  $6^\circ$  俯仰角爬升， $-25^\circ$  俯仰角俯冲，在俯仰角  $6^\circ$  过渡到  $-25^\circ$  阶段，调节时间约 4 s 达到  $\pm 5\%$  的误差带，快速性较好，且曲线基本无超调，无稳态误差，实现了导弹以程序俯仰角飞行的姿态稳定控制。

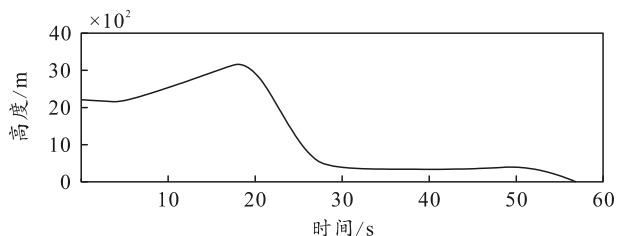


图 8 高度变化曲线

由图 8 高度曲线可知：导弹在俯冲到指定高度后开始进行俯冲攻击，较快地下滑并转入平飞进行定高巡航，实现了导弹的高度稳定控制。在末制导段，导弹断开高度控制，以过重力比例导引法形成过载控制信号实现了导弹的跃升俯冲攻击。

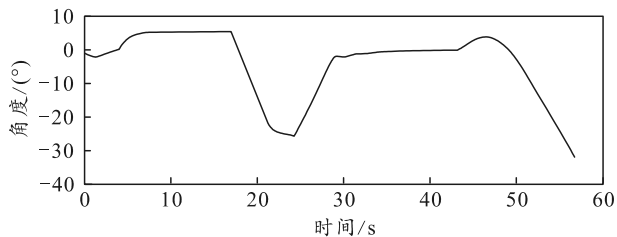


图 9 弹道倾角曲线

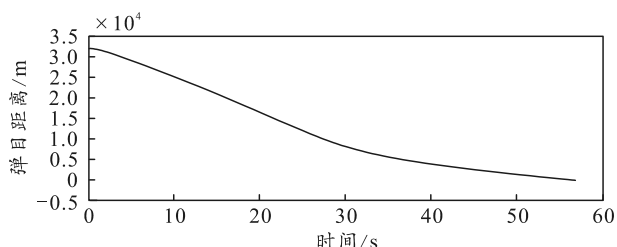


图 10 弹目距离曲线

由图 9、10 可知：导弹落地时刻，弹目距离基本为 0，实现了导弹对目标的攻击，且命中时刻弹道倾角约  $-32.25^\circ$ ，符合技战术指标的要求。

综上，采用 PID 控制方法实现了导弹发射初段以固定俯仰角爬升及俯冲、中段的俯冲转为定高巡航，采用过重力比例导引法形成过载信号实现了导弹末制导的跃升俯冲攻击，整个弹道符合空射型反舰导弹低空巡航弹道的特性。

## 5 结束语

仿真实验验证了该设计方法准确性，证明该弹道仿真模型可对反舰导弹的弹道设计、部队的战术战法研究提供一定的参考。

## 参考文献：

- [1] 朱宇光, 张兴有. 智能化反舰导弹突击群协同作战方法及效率[J]. 兵工自动化, 2022, 41(8): 1-4, 19.
- [2] 刘永, 杨健, 朱剑, 等. 反舰导弹制导技术发展综述[J]. 计算机仿真, 2016, 33(2): 10-16.
- [3] 沈培志, 高健, 王培源. 反舰导弹巡航高度决策研究[J]. 舰船电子工程, 2018, 38(11): 35-37, 47.
- [4] 张建强, 杨红梅, 张乐. 反舰导弹攻防对抗仿真系统研究[J]. 军械工程学院学报, 2014(2): 53-56.
- [5] 肖阳, 吕卫民, 江式伟. 某型反舰导弹作战效能评估及仿真分析[J]. 兵工自动化, 2017, 36(1): 83-87.
- [6] 张宇. 基于战法推演的反舰导弹建模方法[J]. 指挥控制与仿真, 2019, 41(1): 26-30.
- [7] 郑国杰, 邓桂龙, 郭宜忠, 等. 弹道导弹预警作战仿真系统军事总体设计关键问题研究[J]. 兵工自动化, 2011, 30(5): 4-6, 10.
- [8] 孔德宇, 韩亮. 空射型反舰弹道导弹飞行弹道的仿真实现[J]. 计算机仿真, 2005(z1): 234-237.
- [9] 孙志朋, 龚光红. 空射型反舰导弹虚拟飞行建模仿真[J]. 系统仿真学报, 2017, 29(10): 2567-2573.
- [10] 林涛, 张伟, 冷颖. 反舰导弹仿真建模研究[J]. 海军航空工程学院学报, 2001, 16(4): 411-414.
- [11] 马培蓓, 吴进华, 纪军, 等. 某型反舰导弹全弹道数字仿真建模方法研究[J]. 计算机仿真, 2004, 21(2): 11-14, 17.
- [12] 顾浩, 康凤举, 韩亮, 等. 典型反舰导弹运动建模与仿真技术[J]. 系统仿真学报, 2006, 18(8): 2067-2069, 2077.