

doi: 10.7690/bgzdh.2014.08.007

一种基于法向过载的反舰导弹机动识别方法

沈永福¹, 漆岗平²

(1. 海军军训器材研究所三室, 北京 102308; 2. 中国人民解放军 91960 部队, 广东 汕头 515074)

摘要: 针对反舰导弹在突防段利用机动弹道干扰防空导弹作战决策的问题, 提出一种基于法向过载的目标机动识别方法。对机动突防策略特点及其对防空导弹作战决策的影响进行分析, 从识别参数的选取、法向过载的计算方法、判别门限的设定、机动过程中法向过载的变化规律 4 个方面得到机动识别的结论, 并在积累一定时间的观测数据后, 通过计算验证目标是否进行弹道机动的交变机动。仿真结果证明, 该方法有较强的针对性和实用参考价值。

关键词: 法向过载; 机动识别; 反舰导弹

中图分类号: TJ391; TJ761.1⁺4 **文献标志码:** A

A Method for Maneuvering Recognition of Antiship Missile Based on Normal Acceleration

Shen Yongfu¹, Qi Gangping²

(1. No. 3 Lab, Naval Training Equipment Institute, Beijing 102308, China;
2. No. 91960 Unit of PLA, Shantou 515074, China)

Abstract: According to the problem of the anti-ship missile using mobile trajectory during the penetration phase to disturb the operation decision of the antiaircraft missile, a method for maneuvering target recognition based on normal acceleration is proposed. The characteristics of the maneuver penetration tactic of the anti-ship missile and its influence on the operation decision of the antiaircraft missile are analyzed, and the conclusion of maneuvering recognition is drawn from 4 aspects - the choose of recognition parameters, the calculation of vertical overload, the enactment of distinguishing boundary, and the varying rule of the normal acceleration during the maneuvering course. When the data has been accumulated for some time, whether the target has an alternating maneuver could be validated by computation. Simulation results show that the method has strong pertinence and practical reference value.

Keywords: normal acceleration; maneuvering recognition; anti-ship missile

0 引言

近年来, 反导型导弹在完善体系、增大射程、提高抗饱和攻击能力等方面有了明显进步, 促使攻击型导弹进一步改进其突防策略。这些突防策略的制定和应用, 针对防空作战过程中的各个环节展开, 通过干扰其作用机理或影响其作用效果, 达到降低整个对空防御系统作战效能的目的。其中, 一种广泛应用的突防策略就是在导弹飞行末段采用机动弹道^[1-3], 其对防空系统的相关环节可产生以下作用:

1) 干扰对空搜索雷达的建航滤波, 增大滤波误差; 2) 干扰跟踪雷达的滤波和跟踪, 降低跟踪预测精度甚至失去跟踪; 3) 干扰防空武器的作战决策, 使其难以做出正确、及时的决策; 4) 增加防空导弹的制导误差, 增大脱靶量。

对此, 文献[3-4]对舰炮系统在拦截机动目标时的建模、检测、跟踪等处理进行了研究。笔者主要针对舰空导弹对反舰导弹的拦截, 探讨在舰空导弹武器系统作战决策过程中, 如何对机动目标进行判断、识别, 以便后续决策能采取措施, 降低目标机动带来的影响。鉴于反舰导弹以加速或减速引起的

切向机动对防空导弹武器的发射决策及杀伤概率影响很小^[5], 笔者仅对目标飞行的法向机动进行研究。

1 反舰导弹机动突防策略分析

当前反舰导弹的机动突防策略具有以下特点:

1) 机动类型。

目前, 反舰导弹机动突防主要类型有:

① 末端跃升俯冲攻击: 主要针对舰炮系统采取的机动措施。导弹接近目标一定距离后, 在近程火炮的有效拦截区段, 迅速爬升到一定高度, 然后以较大的俯冲角攻击目标。这种攻击样式会造成火控系统的预测误差急剧增大, 从而导致防御系统毁伤概率的大幅度降低。典型范例如“白蛉”、“捕鲸叉” Block 1A 等^[2]。但该策略的有效性究竟如何, 看法不一, “鱼叉”从 Block 1B 型起取消了原来的跃起俯冲攻击模式。

② 水平面蛇形机动: 主要针对舰空导弹武器系统采取的机动措施。导弹发射并进入自导段后, 在预装订好的机动开始时刻到来时, 以弹目连线为中心轴进行蛇形飞行, 主要体现为航向角和航路捷径的反复变化。典型范例如“白蛉”。

收稿日期: 2014-03-19; 修回日期: 2014-04-11

作者简介: 沈永福(1974—), 男, 浙江人, 硕士, 工程师, 从事飞行器控制理论与应用、模拟仿真研究。

以上 2 种机动策略的弹道示意如图 1 所示,其中垂直平面内进行了跃升俯冲机动,水平面内进行了水平蛇形机动。根据机动运动过程中航路角、航路捷径等主要参数的理论变化规律,可以将反舰导弹的末端机动运动归结为“交变机动”。而飞机类目标除了“交变机动”,还大量采用“单方向机动”,如上仰机动、俯冲机动等。

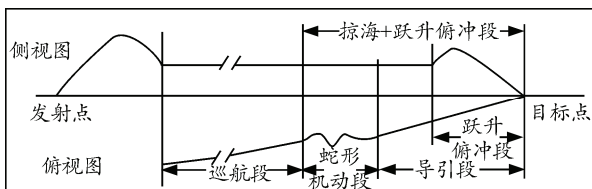


图 1 反舰导弹机动弹道示意图

另外,文献[6]中提到反舰导弹的机动类型还包括摆式机动、螺旋机动(或称滚筒式机动)等非平面机动,但同时也指出,目前世界上还没有能够实现非平面机动的反舰导弹。

2) 起止范围。

① 跃起俯冲机动主要用于破坏舰炮系统的拦截,一般从距目标 1~2 km 内开始跃起;② 水平蛇形机动应用于舰载对空雷达的视距范围内,主要基于以下考虑:

反舰导弹的弹道机动需要牺牲航程为代价,而从防空的角度看,如果不考虑多平台协同防空作战,只有在本舰对空雷达探测到反舰导弹来袭后才会启动作战程序;因此,反舰导弹过早进行弹道机动并无意义。而反舰导弹在巡航段普遍采用的超低空巡航策略,使舰载对空雷达对这类目标的探测主要受视距的影响,一般在二十几公里内;水平蛇形机动的结束距离应能使反舰导弹有足够的时间纠正机动带来的弹道控制偏差。具体应用时还可根据对方防空武器的作战区域调整弹道机动的起止距离。

3) 机动幅度。

亚音速反舰导弹的机动能力较小,一般在 5g 内,而超音速反舰导弹的机动能力较强,能付出 10g 左右的法向过载^[5],实际作战中采用机动突防策略的大都为超音速反舰导弹。跃起俯冲机动的高度一般为几十米。水平蛇形机动的幅度一般不大,可能只有数百米^[7-8],在实际作战使用和工程设计中,机动周期数一般为整数^[9],考虑机动的起止距离、过载大小、飞行速度等,2 个周期的情况较多见^[7-8]。

2 弹道机动对舰空导弹作战决策的影响

舰空导弹的作战决策一般分为拦截可行性判

断、威判排序、目标分配等步骤^[10],反舰导弹目标的机动突防策略对该决策过程带来的影响主要体现在:传统的目标筛选方法是根据舰空导弹武器系统的杀伤区,判断目标的航路捷径或航向角,如果位于杀伤区内,则加入拦截队列。这种方法对于直线飞行目标是合适的,但采用机动突防策略的目标,其航路捷径和航向角都会在较大范围内变化。

这种变化规律对于舰空导弹尤其是以保护本舰为使命的末端防空导弹来说,在决策是否将目标作为拦截对象时面临困难,而这类目标一般都是超音速导弹,如果等目标转入直线飞行段再做出决策,往往已来不及拦截。而在威判排序的过程中,常用方法是根据目标到达时间、航路捷径等因素进行威胁值计算,但导弹弹道机动导致的航路捷径来回变化会使得利用传统方法得到的威胁值来回跳变,导致目标队列的排序也不稳定,在确定目标拦截顺序时难以决策。可见,在防空导弹武器系统的作战决策过程中,对这类机动目标进行识别,对于后续采取针对性的措施并做出准确、及时的决策极为关键。

3 机动识别方法

3.1 机动识别参数的选取

从理论上讲,对目前这种采用水平蛇形机动的目标,可以利用其航路正负交替的规律及时完成机动识别,但由于雷达测量的目标位置误差总是存在,从航路捷径的计算公式可以看出:这种误差会导致该规律在实际中很难使用,即便是零航路直线来袭的目标,利用雷达提供的位置参数计算得到的航路捷径也存在正负波动。

因此,应另外寻找更合适的法向机动识别依据。众所周知,在通常的观察和测量目标运动参数时,直接得到的是目标位置参量,但这一切是飞行器运动学的最后结果,动力才是运动的源泉,目标机动都是在力的作用下而产生的结果。由牛顿第二定律可知,力是主因,加速度是结果,虽然无法知道目标为机动所施加的力,但应知道力作用下对目标所产生的第一机动要素是加速度。加速度积分是速度、速度积分才是位置。由此可知,通常人们所观察到的目标机动是位置上的变化,它远滞后于目标法向加速度的变化。因此对目标机动类型识别时,应该将目标“法向加速度”这一重要的运动参量提取出来,作为机动识别的直接依据,进而根据其变化规律,才能得到更为准确的机动识别结果。

3.2 法向过载计算方法

为方便计算目标的法向过载，引入如图 2 的目标动态航迹坐标系 $T_{\xi\eta\zeta}$ ，其中：原点 T 在目标质心上； T_η 轴在目标速度上与 \mathbf{v} 同向； T_ζ 轴在过目标速度 \mathbf{v} 的铅垂平面内垂直 T_η 轴，向上为正； T_ξ 轴过目标质心，垂直于 $T_{\eta\zeta}$ 平面的轴，指向 \mathbf{v} 的右方为正。

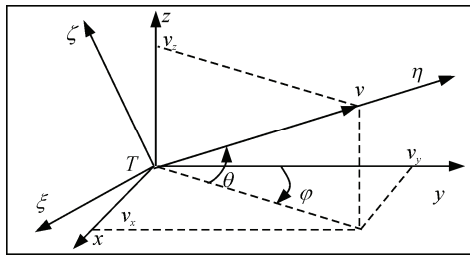


图 2 目标速度参数及目标动态航迹坐标系示意图

根据雷达提供的目标速度分量 (v_x, v_y, v_z) ，可以得到目标 T 的合成速度 v 、轨迹倾角 θ 、航向角 φ 。

$$v = \sqrt{v_x^2 + v_y^2 + v_z^2} \quad (1)$$

$$\theta = \sin^{-1}(v_z / v) \quad (2)$$

$$\varphi = \text{tg}^{-1}(v_x / v_y) \quad (3)$$

$$v_\zeta = v_x \cos \varphi - v_y \sin \varphi \quad (4)$$

$$v_\eta = (v_x \sin \varphi + v_y \cos \varphi) \cos \theta + v_z \sin \theta \quad (5)$$

$$v_\xi = -(v_x \sin \varphi + v_y \cos \varphi) \sin \theta + v_z \cos \theta \quad (6)$$

可以推出：

$$\Delta v_\xi = \Delta v_x \cos \varphi - \Delta v_y \sin \varphi \quad (7)$$

$$\Delta v_\zeta = -(\Delta v_x \sin \varphi + \Delta v_y \cos \varphi) \sin \theta + \Delta v_z \cos \theta \quad (8)$$

其中由 $\Delta v_\zeta / \Delta t$ (t 为时间)，即可得高低方向的法向加速度；由 $\Delta v_\xi / \Delta t$ 可得方位方向的法向加速度。

3.3 判别门限的选取

由于雷达的测量误差及目标飞行中的扰动，即便是直线运动的目标，目标的航迹参数不可能是一条直线，法向加速度参数也不是一直保持为 0，而是在一定范围内波动；因此，进行法向机动识别时必须给法向加速度的波动设定一个限定范围，认为加速度参量围绕零线波动不超出限定范围的就是“直线飞行”。只有当法向加速度“穿越”该波动门限时，才认为目标进行了法向机动。

限定范围的选取可考虑如下情况：

1) 亚音速反舰导弹的过载能力较小 ($5g$ 以下)，除了跃起俯冲外一般不采取其他形式的机动突防措施，而跃起俯冲主要是针对舰炮系统的；

2) 超音速反舰导弹过载能力较强 ($10 \sim 15g$)，

进行机动突防时往往会付出尽可能大的法向过载，以求尽快改变其运动状方向，增加敌方防空作战系统跟踪和处理的难度；

3) 即便主要用于反导的舰空导弹，其目标特性应覆盖飞机目标，而飞机目标的机动能力一般在 ($2 \sim 5$) g 左右。

因此，舰空导弹作战决策过程中用于判定目标机动的限定范围可取为 $\pm 10 \text{ m/s}^2$ 。该门限值还与所用舰空雷达的测量精度、滤波方法等都有关，具体使用时应综合这些因素进行大量的仿真计算、最终确定一个较为合理的值。

3.4 机动过程中法向过载的变化规律

利用前面的方法，可以计算出目标法向机动过载何时超出门限，但由于各种扰动、以及测量、计算误差因素的存在，仍可能会有目标没有进行机动突防但法向过载会超出门限的情况，另外，有时还需要判断目标的机动类型 (单方向机动还是交变机动)；因此，可根据目标机动过程中法向过载的变化规律作进一步判定。

以蛇形机动为例，根据文献[6-7]的分析，目标在蛇形机动过程中的过载变化符合一定的规律，根据理论模型得到法向机动过载变化曲线如图 3。

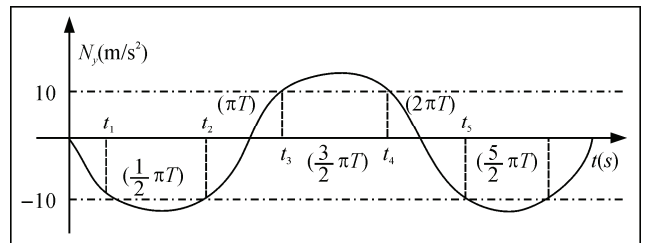


图 3 蛇形机动过程中的法向过载变化

从图中可见，目标在水平面内的法向过载符合从 $0 \rightarrow$ 最大值 (正向或负向) $\rightarrow 0$ 的基本规律，由此可以得到：

设门限值为 $\pm 10 \text{ m/s}^2$ ；定义记录变 $c(i), i=1, 2, \dots, n$ ，在每个计算周期，如果法向过载的值穿出 $+10 \text{ m/s}^2$ ，则 $c(i)=1$ ，如果穿出 -10 m/s^2 ，则 $c(i)=-1$ ；

对当前时刻最近的最多 4 次穿出门限的记录变量求和：

$$D = c(k) + c(k-1) + c(k-2) + c(k-3) \quad (9)$$

那么，从发生第 3 次穿出门限时起，在此后的机动过程中任何时刻， D 都符合 $|D| \leq 1$ 。

依据以上结论，在积累一定时间的观测数据后，即可对目标是否进行弹道机动以及是不是交变机动做出准确的判断。

4 仿真验证及结论

基于外场试验和仿真实验的结果，可以得到以下结论：

- 1) 直线飞行靶标的法向过载曲线虽然有波动，但没有穿出门限的情况，因此不会被判为机动目标；
- 2) 对于由蛇形机动模拟目标航迹计算得到的法向过载曲线，在机动识别过程中，在判定 2 次穿越门限时，有可能 $|D|=2$ ，但在观察到第 3 次穿出门限情况时开始符合 $|D|\leq 1$ 这一规律，这时能够确定该目标在进行蛇形机动，事实上，这一过程符合实际，因为在蛇形机动的第一阶段，目标的确是向着一个方向进行侧向机动的，在该阶段里，法向过载从 $0\rightarrow$ 最大值 (正向或负向) $\rightarrow 0$ ，在此过程中 $|D|=2$ ，只有在向弹体施加相反方向的法向机动过载、目标开始向另一方向进行侧向运动，目标的航迹才能称为“蛇形机动”，符合 $|D|\leq 1$ 的规律。

实际应用中，考虑到误差因素的存在及目标进行“单向机动”的情况，还可以对文中所述判别方法进一步优化。

(上接第 22 页)

表 3 舵系统主要参数

| 名称 | 参数 |
|------------------|---------------------|
| 工作电压/V | 航电 28 |
| 舵机通道数 | 6 路 |
| 余度通道数 | 6 路 |
| 舵机电气行程/mm | ± 40 |
| 电机最高额定转速/(r/min) | 9 400 |
| 位置控制精度/mm | ± 0.5 |
| 系统频响/Hz | ≥ 3 (10%额定电气行) |
| 幅值衰减/dB | < -3 |
| 故障瞬态/% | < 5 |

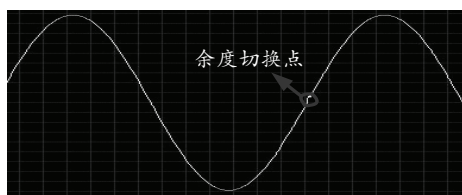


图 4 余度切换(模拟霍尔故障)时波形

图 4 为模拟电机霍尔故障时系统余度切换波形图。可以看出：在系统出现霍尔故障时，系统检测到故障后并进行了余度切换，舵机运动输出波形连续，没有明显抖动和毛刺现象出现。图中每格为 80 ms，切换时间约 16 ms，故障瞬态为

$$\frac{16}{5 \times 100} \times 100\% = 3.2\%$$

参考文献：

- [1] Zarchan P. Proportional navigation and weaving targets[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics. 1995, 18(3): 974-969.
- [2] 武志东, 毕兰金, 顾文锦. 确定性误差条件下反舰导弹末段蛇形机动突防效果分析[J]. 战术导弹技术, 2010(6): 68-71.
- [3] 刘家祺, 欧阳中辉, 孟蕾, 等. 舰空导弹拦截机动目标弹道仿真[J]. 兵工自动化, 2013, 32(2): 4-7.
- [4] 徐国亮, 邓雅娟. 机动目标建模及机动检测算法[J]. 情报指挥控制系统与仿真技术, 2005, 27(4): 81-83.
- [5] 孙治国. 舰载反舰导弹变加速机动作战效能分析[D]. 西安: 西北工业大学, 2007: 35-40.
- [6] 顾文锦, 赵红超. 超声速反舰导弹末端非平面机动研究[J]. 飞行力学, 2003, 21(3): 36-40.
- [7] 张翼飞. 反舰导弹末端机动弹道设计及弹道仿真[J]. 计算机仿真, 2005, 22(2): 19-22.
- [8] 顾雪峰, 刘高峰, 王华楠. 反舰导弹末端机动模型及仿真研究[J]. 舰船电子工程, 2008, 28(3): 112-115.
- [9] 崔静. 导弹机动突防理论及应用研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2001: 41-58.
- [10] 王晓红, 沈永福. 防空导弹目标分配优化方法研究[J]. 火箭与制导学报, 2012, 32(4): 49-52.

满足技术要求。

6 结论

笔者介绍了一种多通道的完全电气双余度的舵系统设计方案，并对主要模块的余度设计进行了说明，对故障监测方法进行了分析。通过电气双余度方式，增加了系统的任务可靠性和系统可靠性，并通过系统在实际切换时的波形验证了系统在余度切换时的系统无扰动性。目前，该设计已在某型无人直升机上得到实际验证。

参考文献：

- [1] 王慧娟, 王道波. 一种无人机用小型双余度电动伺服舵机的设计[J]. 微电机, 2010(3): 24-25.
- [2] 章家保, 贾宏光, 宣明. 基于 DSP 的全数字化电动舵机控制器的设计与研究[J]. 中国空间科学学会空间机电与空间光学专业委员会 2008 年学术年会, 2008: 171-173.
- [3] 程江婷. 双余度电作动器的闭环控制系统研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2000.
- [4] 邵清, 苍松. 双余度数字舵机系统研究与设计[J]. 微电机, 2008(6): 37-38.
- [5] 陈婧, 王道波, 沈娟, 等. 无人驾驶旋翼机桨盘伺服舵机[J]. 兵工自动化, 2013, 32(5): 68-70.