

弹道导弹助推段动态 RCS 特征仿真

彭鹏¹, 童创明^{1,2}, 孙佳佳¹, 李丹¹, 李智伟³

(1.空军工程大学防空反导学院,陕西西安,710051;2.毫米波国家重点实验室,江苏南京,210096;
3.75150部队,湖南衡阳,421131)

摘要 根据弹道导弹在助推段的运动特性进行弹道仿真。采用准静态法结合矩量法仿真导弹在助推段的动态 RCS,通过与导弹静态全角度单站 RCS 的计算结果对比得到每一采样时刻导弹姿态的变化,采用 N 点截图的方法获取动态 RCS 的均值方差联合分布提取弹道导弹在助推段的动态 RCS 特征,由此分析导弹在助推段的轨道特性,作为助推段导弹目标识别的依据。

关键词 弹道导弹;助推段;雷达散射截面;准静态矩量法

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2013.05.011

中图分类号 TN011 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2013)05-0044-04

A Simulating Study of BMs Dynamic RCS Characteristics in Flight Boost Phase

PENG Peng¹, TONG Chuang-ming^{1,2}, SUN Jia-jia¹, LI Dan¹, LI Zhiwei³

(1. Air and Missile Defense College, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China; 2. State Key Lab. of Millimeter Waves, Nanjing 210096, China; 3. Unit 75150 HengYang 421131, Hunan, China)

Abstract: RCS of ballistic missile in the boost phase is the key information to missile early warning. In this paper, the trajectory simulation in the boost phase is built up based on the missile dynamic characteristics. A quasi-static method in conjunction with the method of moment is adopted to calculate dynamic RCS of missile in the boost phase. The missile attitude variations are obtained compared with the static RCS results of all incident angles. Finally, the original data is processed by using N point reduction method to get the joint distribution of mean value and variance of dynamic RCS, through which the trajectory characteristics are shown.

Key words: ballistic missile; boost phase; radar cross section; quasi-static methods of moment

在反导过程中,选用远程预警雷达进行导弹助推段早期探测预警可以及早激活防御系统。远程预警雷达主要通过获取弹道导弹的 RCS 特征和早期轨道特性作为识别依据,并为后期高分辨雷达提供引导信息^[1]。雷达散射截面(RCS)反映了远距离上目标对雷达的可见度。弹道导弹属于非合作目标,难以通过测量获取其 RCS,因此计算机仿真变得越来越重要。静态雷达目标 RCS 的仿真已经有相对

成熟的方法,而导弹动态 RCS 更能反映其运动特性,这对于分辨率较低的远程预警雷达是很重要的特征。本文首先仿真了导弹在助推段弹道,在此基础上采用传统矩量法结合准静态法仿真导弹的动态 RCS,并通过对动态 RCS 序列进行处理提取助推段导弹运动特征。这比以往通过建立静态 RCS 数据库进行插值来求解动态散射特性的方法要更灵活更准确^[2-3]。

收稿日期: 2013-05-24

基金项目: 毫米波国家重点实验室基金资助项目(K201201);陕西省自然科学研究计划资助项目(2011JM8025)

作者简介: 彭鹏(1990—),男,江西新余人,硕士生,主要从事目标与环境电磁散射特性研究。

E-mail: pengpengbell@ sina. com

1 准静态矩量法

准静态法是一种计算动态目标 RCS 的有效方法,Michaeli 最早提出该方法并与高频近似方法结合计算光学区雷达目标的动态散射特性^[4-5],对于 HF 波段和 P 波段,弹道导弹电尺寸相对较小,一般处于谐振区,导弹上各处耦合作用很强,高频近似方法失效,因此需要采用数值算法。

矩量法(Methods of Moment, MoM)是一种严格基于 Maxwell 方程积分形式的电磁场精确数值计算方法,其精确考虑了产生场的源之间的相互作用,而且计算过程中只需对未知源区离散而不会引入场在空间传播的数值色散,常作为衡量其它数值算法精度的标准。矩量法的基本原理是根据惠更斯等效原理在目标表面建立电场积分方程,并将目标表面剖分成 N 个三角面元,用电流基函数将积分方程在目标表面离散成矩阵方程^[6]:

$$\sum_{n=1}^N \mathbf{Z}_{m,n} \mathbf{I}_n = \mathbf{V}_m^i, m=1,2,\dots,N \quad (1)$$

阻抗矩阵 $\mathbf{Z}_{m,n}$ 直接包含各单元之间的复杂相互作用并自动满足辐射边界条件,通过解矩阵方程得到目标表面电流分布,以此来计算散射特性。采用准静态矩量法计算动态目标 RCS 的步骤是:① 导入目标剖分模型并填充阻抗矩阵;② 计算每一时刻的雷达视线矢量并进行坐标转换到目标坐标系中,计算目标的雷达视线矢量角用来填充电压矩阵;③ 采用快速算法解矩阵方程,更新每一时刻电流分布;④ 将每一时刻电流矩阵代入远场公式计算远区场和 RCS。这样目标每一观察时刻的动态 RCS 就被准静态地求取。

2 助推段动态 RCS 特征仿真

2.1 坐标系定义及坐标转换

为了方便地描述弹道导弹在助推段的运动特性及其与雷达视线之间的关系,定义以下参考坐标系,见图 1。

1)地心直角坐标系。坐标原点位于地球中心 O_e , Z 轴沿地球自转轴指向北极, X 轴为起始天文子午面与地球赤道平面的交线,且指向外方向, Y 轴在赤道平面内垂直于 X 轴并且与 Z 轴、 X 轴构成右手直角坐标系。

2)发射坐标系。坐标原点位于导弹发射点 o_g , $o_g z$ 轴取过发射点过地心的垂线, $o_g y$ 轴指向瞄准方向, $o_g x$ 轴与 $o_g z$ 、 $o_g y$ 轴构成右手直角坐标系。

3)弹体坐标系。坐标原点 O 位于导弹质心, Z 轴与弹体纵对称轴一致,指向弹头方向, X 、 Y 轴与 Z 轴垂直,并相互构成右手直角坐标系。

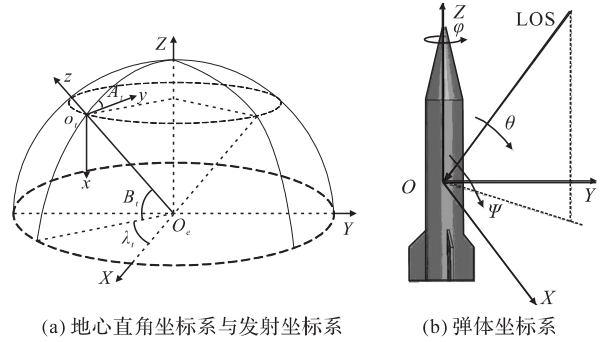


图 1 坐标系示意图

Fig.1 Set of coordinate system

定义地心坐标系是为了描述空间各目标点的相对位置。雷达部署位置及导弹发射点通常由经纬度坐标及离地面海拔高度给出,在地心直角坐标系中定义经度角 λ 为目标点所在子午面与起始子午面构成的二面角,纬度角 B_i 是目标点与地心的连线与赤道平面的夹角,通过投影获得它们在地心坐标系中的坐标。导弹发射后助推段的运动过程是通过程序控制的,一般在发射坐标系中描述, $y_o_g z$ 平面称为射击平面,发射面与子午面的夹角 A_i 定义为瞄准方位角。发射坐标系与地心大地直角坐标系间的转换关系可写为:

$$\begin{bmatrix} x_s \\ y_s \\ z_s \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} d_{11} & d_{12} & d_{13} \\ d_{21} & d_{22} & d_{23} \\ d_{31} & d_{32} & d_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中 $[x_0, y_0, z_0]^T$ 为发射点 o_g 在地心大地直角坐标系各轴上投影的坐标,坐标转换过程也是投影的过程,转换矩阵中各元素为:

$$\begin{cases} d_{11} = \sin A_i \sin B_i \cos \lambda \\ d_{12} = -\cos A_i \sin B_i \cos \lambda \\ d_{13} = \cos B_i \cos \lambda \\ d_{21} = -\sin A_i \sin B_i \sin \lambda \\ d_{22} = \cos A_i \sin \lambda \sin B_i \\ d_{23} = -\cos B_i \sin \lambda \\ d_{31} = -\sin A_i \cos B_i \\ d_{32} = \cos A_i \cos B_i \\ d_{33} = -\sin B_i \end{cases} \quad (3)$$

定义弹体坐标系是为了描述导弹的飞行姿态,该坐标系是固连于弹体上随导弹一起运动的。导弹姿态相对雷达视线(LOS)的运动可以转化为雷达视线在弹体坐标系中的变化。图 1(b)中导弹在弹体坐标系中分别绕 X 、 Y 、 Z 轴转动,角度分别为 θ 、 ψ 、 φ ,相当于给雷达视线矢量依次乘以旋转矩阵^[7]:

$$\mathbf{R}_x = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \theta & \sin \theta \\ 0 & -\sin \theta & \cos \theta \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$\mathbf{R}_y = \begin{bmatrix} \cos \psi & 0 & -\sin \psi \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \psi & 0 & \cos \psi \end{bmatrix} \quad (5)$$

$$\mathbf{R}_z = \begin{bmatrix} \cos \varphi & \sin \varphi & 0 \\ -\sin \varphi & \cos \varphi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (6)$$

通常在发射坐标系中仿真助推段弹道轨迹,通过上述坐标转换得到地心直角坐标系中的弹道轨迹,雷达视线矢量由地心坐标系下雷达和目标的位置获得。乘以旋转矩阵可以转换到弹体坐标系中计算雷达视线角。

2.2 助推段弹道仿真

弹道导弹在助推段的飞行大体分为2个阶段:垂直上升段和程序转弯段。导弹在飞行程序控制下做有动力爬升。导弹运动状态取决于飞行程序和导弹性能参数。影响导弹助推段运动状态的基本性能参数有^[8]:质量比 μ 、地面重推比 ν 、地面比推力 P_{bo} 、真空比推力 P_{bz} 。燃料耗尽时的质量比为 μ_k ,燃料持续时间 $t_k = \nu P_{bo} (1 - \mu_k)$, μ 和 t 的关系为:

$$\mu = 1 - (1 - \mu_k)t/t_k \quad (7)$$

助推段轨迹的仿真在发射坐标系下进行。一般为节省能量,导弹始终在发射平面内飞行,飞行程序是关于弹道倾角 θ 和 μ 的函数,典型的飞行程序为:

$$\begin{cases} \theta = 90^\circ, & 1 \geq \mu \geq 0.95 \\ \theta = 4 \left(\frac{\pi}{2} - \theta \right) (\mu - 0.45)^2 + \theta, & 0.95 > \mu > 0.45 \\ \theta = \theta, & 0.45 \geq \mu \end{cases} \quad (8)$$

导弹在助推段满足运动微分方程:

$$\frac{dV}{dt} = \frac{m'}{m} u_e - g \sin \theta - \frac{X}{m} - \frac{S_a p}{m} \quad (9)$$

式中: X 为阻力系数; u_e 为真空条件下发动机有效喷气速度且 $u_e = g_0 P_{bz}$,经过积分、代换、消去解得导弹的运动速度为^[8]:

$$V(\mu) = -g_0 P_{bz} \ln \mu - g_0 \nu P_{bo} \int_1^\mu \sin \theta d\mu \quad (10)$$

所求速度对时间积分可得到每一时刻导弹在发射坐标系中位置坐标,注意导弹始终在发射平面内飞行,所以 x 坐标始终为0。再经过式(2)坐标转换就可以得到地心直角坐标系下助推段轨迹。

2.3 RCS 特征提取

目标 RCS 对应着不同的雷达视线角,因此原始动态 RCS 序列结合静态 RCS 可以得出雷达视线角变化,由此可以分析目标的运动特征。同时,目标的动态 RCS 构成随机过程,通过时间积累求其统计

特性可以获得更强的目标识别特征,常用的统计特性包括均值、方差等。均值描述了导弹 RCS 在一个时间段内的统计平均值,其定义为:

$$\bar{x} = \frac{1}{N} \sum_{k=1}^N x_k \quad (11)$$

方差则反映了样本值与数学期望的偏离程度,其定义为:

$$s^2 = \frac{1}{N} \sum_{k=1}^N (x_k - \bar{x})^2 \quad (12)$$

为了更好地提取导弹助推段的目標识别特征,这里采用 N 点截图的方法^[9]对原始数据进行处理, N 为选定整数,将原始 RCS 时间序列划分为每 N 点的数据子集,分别计算均值与方差,从而得到导弹助推段动态 RCS 的均值方差联合分布,分析得到导弹助推段的轨道特性作为目标识别特征。

3 仿真分析

远程无翼弹道导弹选择圆顶锥柱体结合体模型,导弹总长 11.2 m,其中柱体部分长 8 m,半径 0.8 m,锥体半圆顶部分半径 0.1 m。选取导弹发射点位置为西经 90°北纬 85°地面高度为 0 m,雷达部署位置为东经 90°北纬 85°地面高度 2 km(不考虑地球曲率对雷达视线的遮挡),地球半径取 6371 km,导弹性能参数 $\mu_k = 0.2$ 、 $P_{bz} = 288 \text{ kg}/(\text{kg} \cdot \text{s}^{-1})$ 、 $P_{bo} = 300 \text{ kg}/(\text{kg} \cdot \text{s}^{-1})$ 、 $\theta_k = 60^\circ$,在此场景中仿真得到发射坐标系下发射平面中助推段导弹的飞行轨迹并通过坐标转换得到地心直角坐标系下导弹的飞行轨迹,见图 2。

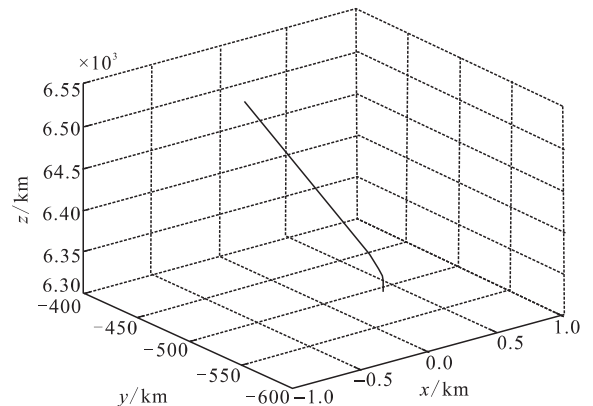


图 2 助推段弹道轨迹仿真

Fig. 2 Trajectory simulation of the boost phase

选择观测采样时间间隔为 0.1 s,采用准静态能量法计算弹道导弹在助推段的动态 RCS 见图 3,图 4 给出了采用传统方法计算的导弹静态全角度单站 RCS。通过对比可以得到每一时刻的雷达视线角,开始时导弹处于垂直上升段,导弹的雷达视线角接

近 90° 且变化缓慢。26 s 以后导弹进入程序转弯段,在该阶段导弹相对雷达的视线角变化剧烈,且变化趋势是先减小再增大。可以根据此特征对导弹进行识别。

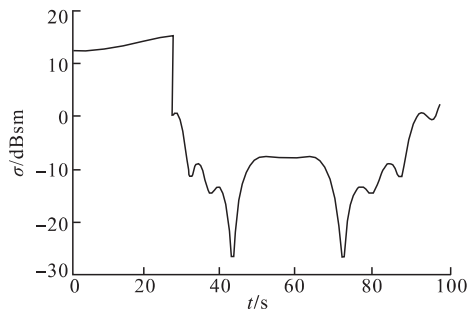


图3 导弹助推段动态 RCS

Fig. 3 Dynamic RCS of missile in the boost phase

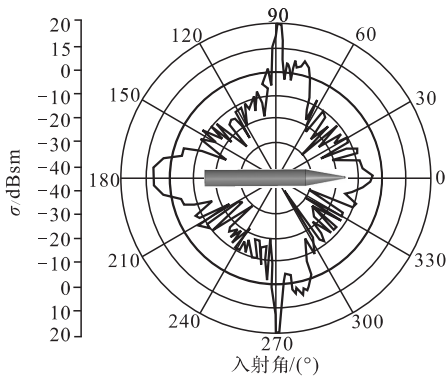


图4 导弹静态全角度 RCS

Fig. 4 Static RCS of all incident angles

通过 N 点截图的方法,获得动态 RCS 序列的均值方差联合分布,见图 5。可以明显看出垂直上升段 RCS 的均值较大而方差变化不大对于地面部署雷达这时目标特性是最明显的。程序转弯段导弹的姿态变化较大,尤其是刚进入转弯段时,导弹按照程序向预设弹道倾角偏转,导弹姿态变化剧烈,此时 RCS 序列的方差及均值变化也较大。

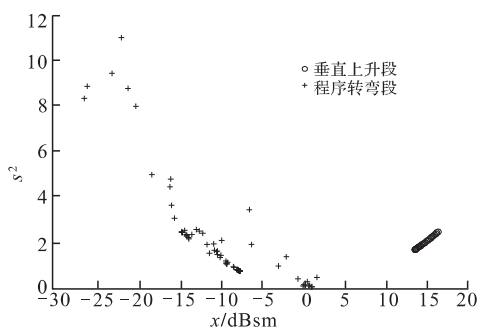


图5 动态 RCS 均值方差联合分布图

Fig. 5 Joint distribution of mean value and variance

4 结语

本文对弹道导弹在助推段的动态 RCS 特征进行了仿真。提出一种谐振区雷达目标动态 RCS 的仿真方法,并系统地建立了助推段弹道导弹目标仿真模型,提取了导弹的动态 RCS 特征并以此分析了导弹在助推段的轨道特性和姿态角变化规律。

参考文献(References):

- [1] 周万幸. 弹道导弹雷达目标识别技术[M]. 北京: 电子工业出版社, 2011.
ZHOU Wanxing. BMD radar target recognition technology[M]. Beijing: Publishing house of electronics industry, 2011. (in Chinese)
- [2] 张居凤, 冯德军, 王雪松, 等. 雷达目标动态 RCS 仿真研究[J]. 系统仿真学报, 2005, 17(4): 834-837.
ZHANG Jufeng, FENG Dejun, WANG Xuesong, et al. Ssimulation of dynamic RCS data of radar targets [J]. Journal of system simulation, 2005, 17(4): 834-837. (in Chinese)
- [3] 苏东林, 曾国奇, 刘焱, 等. 运动目标 RCS 特性分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2006, 32(12): 1413-1417.
SU Donglin, ZENG Guoqi, LIU Yan, et al. RCS study of moving radar targets[J]. Journal of Beijing university of an aeronautics and astronautics, 2006, 32(12): 1413-1417. (in Chinese)
- [4] Michaeli A. Equivalent edge currents for arbitrary aspects of observation [J]. IEEE trans AP, 1984, 33(3): 252-258.
- [5] Michaeli A. Elimination of infinities in equivalent edge currents part II: physical optical components [J]. IEEE trans AP, 1986, 34(8): 1034-1037.
- [6] Harrington R F. Field computation by moment methods [M]. New York: IEEE press, 1993.
- [7] Victor C Chen. The micro-Doppler in radar [M]. London: Artech house, 2011.
- [8] 张毅, 杨辉耀, 李俊莉. 弹道导弹弹道学 [M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1999.
ZHANG Yi, YANG Huiyao, LI Junli. Missile ballistics [M]. Changsha: National university of defense technology press, 1999. (in Chinese)
- [9] Thomas Foster. Application of pattern recognition techniques for early warning radar (EWR) discrimination technical report [R]. ADA298895, 1995.

(编辑: 田新华)