

# 地基雷达探测方位对目标识别的影响研究

彭 灏<sup>1</sup> 周 滨<sup>2</sup>

1 中国国防科技信息中心, 北京 100036

2 总装备部装甲兵工程学院, 北京 100072



**摘 要** 导弹防御系统的地基 X 波段雷达和海基 X 波段雷达是进行目标识别的主要传感器, 它们只有在探测到目标以后才能通过记录目标的相关特性, 进行目标识别。由于雷达探测的方向不同, 探测到的目标散射截面也不同, 因此, 在导弹突防过程中, 可通过调整弹头的飞行姿态, 改变雷达探测方位, 从而最大限度地减小目标散射截面, 最终影响雷达识别目标的效果。

**关键词** 雷达; 探测距离; 方位角; 导弹防御

**中图分类号:** V443<sup>+</sup>. 2 **文献标识码:** A

**文章编号:** 1006-3242(2007)06-0086-04

## Study on the Azimuth of Radar Detection Influencing on Target Discrimination

Peng Hao<sup>1</sup> Zhou Bin<sup>2</sup>

1. China Defense Science and Technology Information Center Beijing 100036, China

2. Armored Force Engineering Academy, Beijing 100072, China

**Abstract** Terrestrial-based and sea-based X-band radars of missile defense system are the prime sensors of target identification. They can memorize the related targets signature so as to discriminate them after the radar detecting the targets. Because of the difference of azimuth of radar detection, the RCS of targets are different during the missile breaking through defense, the attitude of warhead can be controlled to make the azimuth of radar detection keep some angle and make RCS of target minimum, so as to affect the radar identification.

**Key words** Radar; Detection distance; Azimuth; Missile defense

当导弹进入助推段飞行时, 早期预警卫星或者预警雷达探测到导弹发射, 然后进行跟踪, 直至发动机关机。通过关机参数测量, 计算导弹弹道, 并将相关信息传送给天基跟踪监视卫星和地基雷达, 进行进一步跟踪和识别。当洲际弹道导弹进入中段飞行以后, 导弹离地面的高度一般在 250km 以上, 由于此高度没有空气阻力, 轻诱饵和重弹头将以同样的速度飞行。当目标开始再入大气层时, 由于空气的

阻力, 轻诱饵很快被过滤出来。但是这时拦截器只有有限的拦截高度, 并且又因为拦截器利用红外传感器探测目标和寻的, 当传感器处于大气层中时, 由于大气阻力作用, 传感器敏感器件无法冷却, 红外传感器的探测性能受到影响, 因此, 弹道导弹防御系统必须在目标再入大气层之前, 将弹头从其它威胁目标中识别出来。

X 波段雷达能够中段目标 (弹头和诱饵) 的

收稿日期: 2006-12-28

**作者简介:** 彭 灏 (1973—), 男, 湖北随州人, 工程师, 博士生, 研究方向为导弹突防; 周 滨 (1977—), 男, 吉林敦化人, 硕士, 主要研究方向武器系统与运用工程。

运动情况进行详细的测量和记录(如是否摇摆或者旋转),也包括目标结构的详细情况、目标速度、和目标雷达散射截面等物理特性。通过长时间的跟踪, X波段雷达能够产生关于目标的两维或者三维目标图像对目标进行识别。中段目标雷达散射截面是雷达观察目标外观尺寸的一种测量,与目标的物理尺寸、目标表面反射和吸收雷达波的强弱、目标的形状有关,除此之外,目标散射截面还和雷达频率及探测方位有关。本文通过探讨雷达探测方位与雷达散射截面之间的关系,来分析雷达探测方位对目标识别的影响。

## 1 雷达探测原理

对雷达而言,搜索一定区域是为了探测目标,雷达探测目标的方程为:

$$R_D = \left[ \frac{P_{av} A_t \sigma}{4\pi N_f k_B T_0 L_s (S/N) \Omega_s} \right]^{\frac{1}{4}} \quad (1)$$

这里,  $R_D$  为探测距离,  $P_{av}$  为雷达的平均功率,  $A$  为雷达天线的面积,  $t$  为搜索时间(扫描搜索区域的时间),  $\sigma$  为目标的雷达散射截面,  $N_f$  为系统噪声量,  $k_B$  为常数 ( $k_B = 1.38 \times 10^{-23} \text{ J/K}$ ),  $T_0$  为参考温度 ( $T_0 = 290\text{K}$ ),  $L_s$  为雷达系统损失,  $S/N$  为雷达探测所需要的信噪比,  $\Omega_s$  为雷达角搜索面积。

雷达信噪比 ( $S/N$ ) 由 2 个因素决定: 系统的探测概率 ( $P_D$ ) 和系统能够接受的虚假警报的概率 ( $P_{FA}$ )。希望的探测概率越高和虚假警报概率越低, 那么系统的信噪比越高。因此, 对某一探测概率和虚假警报概率的雷达, 方程 (1) 给出了雷达探测目标的距离 ( $R_D$ ), 与雷达固有属性 ( $P_{av}$ ,  $A$ ,  $N_f$  和  $L_s$ ) 和目标雷达散射截面 ( $\sigma$ ) 之间的关系。

$$\sigma = \left| \sqrt{\pi} b \left\{ 1 - \frac{\sin[2k_0 b(1 - \sin\alpha)]}{k_0 b \cos^2 \alpha} \right\}^{1/2} + 2\sqrt{\pi} a \left[ \frac{\sin(\frac{\pi}{n})}{n} \right] \left[ \cos \frac{\pi}{n} - \cos \frac{2\alpha}{n} \right]^{-1} \exp(2ik_0 l) \right|^2 \quad (2)$$

②当雷达入射方向与弹头轴线成  $\theta$  角, 且  $0 < \theta \leq \alpha$  时, 有

$$\sigma = \left| \sqrt{\pi} b \exp \left\{ 2k_0 [(h-1+b)\cos\theta - b] \right\} - \frac{\sin(\frac{\pi}{n})}{n \sqrt{\frac{k_0}{2}}} \sqrt{\frac{a}{2} \csc\theta} \left[ \left( \cos \frac{\pi}{n} - 1 \right)^{-1} - \left( \cos \frac{\pi}{n} - \cos \frac{2\alpha+2\theta}{n} \right)^{-1} \right] \cdot \exp \left[ i \frac{\pi}{n} + 2k_0 (h-a\tan\theta)\cos\theta \right] \right|^2$$

方程 (1) 表示, 在雷达自身的性能参数一定的情况下, 决定探测距离大小的主要因素是雷达搜索面积和目标的雷达散射截面。雷达的搜索面积可以通过预警卫星和预警雷达进行精确定位, 使雷达搜索面积尽可能缩小。因此, 影响雷达探测距离的最主要因素就是目标的散射截面。由于雷达只有探测到目标, 才能通过长时间跟踪目标, 来识别目标。雷达散射截面越大, 目标反射回的雷达能量越多, 雷达能够探测目标的距离越远, 跟踪目标的时间也就越长, 那么识别出目标的概率也就越大。因此, 目标的雷达散射截面的大小与雷达探测识别能力有着必然的联系。

## 2 雷达探测方位对目标散射截面的影响

对于地基 X 雷达而言, 它识别中段目标的方法是根据目标的雷达散射截面及其随时间变化的相关性。目标雷达散射截面越大, 目标反射到雷达上的能量越大, 雷达能够探测到目标的距离越远, 雷达跟踪目标的时间越长。然而, 目标散射截面的大小虽然与目标物理尺寸有关, 但并不是目标的物理尺寸, 目标散射截面还与雷达探测目标的方位有关。

下面来分析一下雷达探测方位与目标散射截面的关系。在此假设 X 波段雷达处于垂直极化工作方式。在下面讨论中, 有  $k_0 = 2\pi/\lambda_0$ ,  $\lambda_0$  为入射波在真空中的波长, 这里取  $\lambda_0 = 3.1\text{cm}$ ;  $\alpha$  为弹头目标的锥半角,  $\theta$  为电磁波入射方向与弹头轴线的夹角, 取迎着锥尖的方向为  $0^\circ$ ;  $n = 1.5 + a/\pi$ ,  $b$  为弹头锥尖曲率半径,  $l$  为锥形目标的实际轴线长度。

①当雷达迎着锥尖的轴线方向 (即  $\theta=0$ ) 进行探测时, 有

$$\frac{\sin(\frac{\pi}{n})}{n \sqrt{\frac{k_0}{2}}} \sqrt{-\frac{a}{2} \csc \theta [(\cos \frac{\pi}{n} - 1)^{-1} - (\cos \frac{\pi}{n} - \cos \frac{2\alpha + 2\theta}{n})^{-1}]} \cdot \exp[i \frac{\pi}{n} + 2k_0(h + a \tan \theta) \cos \theta] \quad (3)$$

③当  $\alpha < \theta < \frac{\pi}{2} - \alpha$  时, 有

$$\sigma = |\sqrt{\pi} \exp\{2k_0[(h-1+b)\cos\theta-b]\} - \frac{\sin(\pi/n)}{n \sqrt{k_0/2}} \sqrt{\frac{a}{2} \csc \theta [(\cos \frac{\pi}{n} - 1)^{-1} - (\cos \frac{\pi}{n} - \cos \frac{2\alpha + 2\theta}{n})^{-1}]} \exp[i \frac{\pi}{4} + 2k_0(h-a \tan \theta) \cos \theta]|^2 \quad (4)$$

④当  $\theta = \frac{\pi}{2} - \alpha$  时, 有

$$\sigma = \frac{4}{9} k_0 \cos^3 \alpha [a^{3/2} - (b - \cos \alpha)^{3/2}]^2 \quad (5)$$

⑤当  $\frac{\pi}{2} - \alpha < \theta \leq \frac{\pi}{2}$  时, 有

$$\sigma = \left\{ \frac{\sin(\frac{\pi}{n})}{n \sqrt{\frac{k_0}{2}}} \sqrt{\frac{a}{2} \csc \theta [(\cos \frac{\pi}{n} - 1)^{-1} - (\cos \frac{\pi}{n} - \cos \frac{2\alpha + 2\theta}{n})^{-1}]^2} \right\}^2 \quad (6)$$

⑥当  $\frac{\pi}{2} < \theta < \pi$  时, 有

$$\sigma = \frac{2 \sin^2(\frac{\pi}{n})}{n^2 \cdot k_0} \left| \sqrt{\frac{a}{2} \csc \theta [(\cos \frac{\pi}{n} - 1)^{-1} - (\cos \frac{\pi}{n} - \cos \frac{3\pi - 2\theta}{n})^{-1}]} \cdot \exp[i \frac{\pi}{4} + 2k_0(h-a \tan \theta) \cos \theta] + \sqrt{-\frac{a}{2} \csc \theta [(\cos \frac{\pi}{n} - 1)^{-1} - (\cos \frac{\pi}{4} - \cos \frac{\pi - 2\theta}{n})^{-1}]} \exp[i \frac{\pi}{4} + 2k_0(h+a \tan \theta) \cos \theta] \right|^2 \quad (7)$$

⑦当  $\theta = \pi$  时, 有

$$\sigma = \pi k_0^2 a^4 \quad (8)$$

### 3 仿真计算

在高频段中, 由于目标边缘和表面不连续, 其雷达散射截面主要是镜面反射。此时, 弹头和相似尺寸以及比弹头大的其它目标, 通过导弹防御系统的 X 波段雷达观察, 其反射波主要落在高频段。

在这个波段, 球形目标的雷达散射截面与雷达频率无关, 其散射截面可以通过  $\sigma = \pi r^2$  得到。然而, 使用锥形目标将使雷达散射截面大幅度减小。假定雷达从前端观察一个底面扁平、有金属光泽表面的锥体, 主要的雷达反射波来自于其前端锥面及锥尖和扁平底面的不连续处。这些反射能够通过将前端制成一个尖锐的点, 和通过钝化锥尖, 消除不连续点等措施来减少反射波。例如, 一个前端尖锐的锥球其前端 RCS 由  $\sigma \approx 0.1 \lambda^2$  得到, X 波段雷达探测到该目标的散射截面大约为  $0.00009 \text{ m}^2$ , 相比之下, 扁平底面的锥球其前端雷达散射截面几乎大

10000 倍。此外, 当雷达观察方位从前端发生变化时, 其 RCS 不会明显增加, 直至雷达观察方位接近锥体表面的垂线方向。因此, 通过控制目标的飞行姿态, 使雷达的探测方位保持在一定的角度范围内, 可以使弹头的 RCS 大大减小。

假定锥球的底部半径为  $a = 0.22 \text{ m}$ , 锥半角为  $\alpha = 15^\circ$ , X 波段雷达波长是  $3.1 \text{ cm}$  (相当于  $9.6 \text{ GHz}$  的频率), 锥尖曲率半径为  $0$ 。观察角  $\theta$  是雷达探测方位与弹头轴线之间的夹角, 仿真结果如图 1 所示。该仿真中测量精度是  $\pm 3\%$ , 雷达散射截面的精度为  $\pm 10\%$ 。

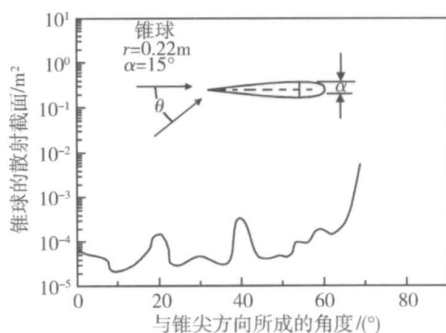


图 1 雷达探测方位与目标轴线之间的关系

## 4 结束语

从该仿真结果可以得出,当  $\theta$  小于  $60^\circ$  时,雷达探测到锥球 RCS 很小;当探测角大于  $60^\circ$  时,锥球的散射截面增大。因此,通过调整目标飞行姿态,使雷达探测方位与目标轴线之间的夹角保持在一定范围内,或者使中段目标的锥尖方向总是迎着 X 波段雷达的探测方向,可以使雷达探测到的目标散射截面保持在较小范围内,从而影响雷达的探测距离,并最终影响到 X 波段雷达的识别效果。

(上接第 77 页)

## 4 结束语

本文在对 GPS 仿真技术理论分析的基础上,提出了一种基于 FPGA 技术的硬件设计方案,并进行了中频 GPS 卫星仿真信号发生器的硬件设计,射频部分只需要通过数字上变频、模拟上变频或者直接频率合成三者方法之一就可以得到 GPS 射频信号。与通常的设计方法相比,这种 GPS 卫星信号模拟器具有逼真性、可编程性强,易于使用的特点,为 GPS 接收机的设计提供了必要的支持。

(上接第 85 页)

(2) 双层减振系统比单层减振系统的环节多,出现误差的概率也就大,故在设计双层减振系统对电子设备进行减振时,要充分考虑每一个环节,以免设计失败。

(3) 从设计双层减振系统的过程来看,对于激光惯导的安装支架的设计还有潜力可挖,如改变结构增大刚度,或者选用阻尼系数较大的碳纤维材料以及其它的高弹性模量的材料。

(4) 设计的减振器经过随机振动、高低温等环境试验,减振效果好,性能指标满足弹载规范要求。

## 参 考 文 献

[1] 李德葆,陆秋海. 工程振动试验分析 [M]. 北京:清华大学出版社, 2004. 250~255.  
[2] 李怀春. 箭载控制系统电子仪器减振技术的发展与展

## 参 考 文 献

[1] 甄涛,王平均,张新民. 地地导弹武器作战交通评估方法 [M]. 国防工业出版社, 2005. 1.  
[2] Sessler M A. Countermasures A Technical Evaluation of the Operational Effectiveness of the Planned US National Missile Defense System [DB/OL]. [http://www.UC-SUSA.org/global\\_Security\\_missile\\_difference/countermeasures.html](http://www.UC-SUSA.org/global_Security_missile_difference/countermeasures.html) 2000. 4.  
[3] 刘石泉. 弹道导弹突防技术导论 [M]. 中国宇航出版社, 2003. 3.  
[4] 孙景文,李志民. 导弹防御与空间对抗 [M]. 原子能出版社, 2004. 8.

## 参 考 文 献

[1] Ahmed E R. Introduction to GPS [M]. Bake&Taylor Books 2006.  
[2] Lei D. If GPS Signal Simulator Development and Verification [M]. The University of Calgary, 2003.  
[3] 陆娟,常青,张其善,张军. 12 通道 GPS 仿真器硬件设计 [J]. 遥测遥控. 2003, 5, 15~18.  
[4] 褚振勇等. FPGA 设计及应用 [M]. 西安电子科技大学出版社, 2002.

望 [J]. 航天控制, 1994 (2): 65~69.

[3] Mamnti M, Camberlein L. Calibration Technique for Laser Gyro Strapdown Inertial Navigation System [C]. Symposium Gyro Technology, 1985.  
[4] Mark G. Petovello Real-Time Integration of Tactical-Grade TMU and GPS for High-Accuracy Positioning and Navigation [D]. Alberta, The University of Calgary, 2003.  
[5] 张阿舟,姚起杭. 振动控制工程 [M]. 北京:航空工业出版社, 1989. 74~77.  
[6] 庄表中,王行新. 随机振动概论 [M]. 北京:地震出版社, 1982. 180~185.  
[7] 吴斌,张弛,蹇永博. 某弹载结构橡胶隔振器动态性能研究 [J]. 机械科学与技术. 2006, 25 (9): 114~1116.  
[8] 龚宪生,唐一科,李东科. 激光陀螺定位仪系统支架结构及其动态设计 [J]. 精密制造与自动化, 2003 年增刊 (机械动力学专集): 76~81.