

基于制导信息的一维波束可控随机脉位 脉冲多普勒引信技术研究

Research on Random Pulse Position Modulation PD Fuze Based on Guide Information and Steered Antenna Beam

赵 伟 涂建平 丁学飞 贺 鹏 冯春环/中国空空导弹研究院

摘 要:针对空空导弹引信的任务特点,综合采用了基于制导信息的起爆控制算法技术、自适应调整天线波束倾 角技术、基于频域信号处理的数字信号处理技术设计了总体技术方案。仿真分析和试验表明,系统实现了对作 战飞机、导弹等不同类型目标的智能探测,提高了对目标的探测灵敏度和抗干扰能力。

关键词:制导信息;波束可控;随机脉位;引信 Keywords: guide information; steered antenna beam; random pulse position modulation; fuze

0引言

无线电引信技术主要围绕提高其 对抗各种干扰能力和提高对目标的探测 识别能力,实现精确炸点控制两个方面。 随着技术的进步,对付高速小目标,具备 反导能力成为空空导弹引信技术的一个 重要发展方向。通过引信天线的一维波 東可控探测、引信发射信号的自适应调 整,可以满足空空导弹系统同时对付不 同飞行速度的目标以及飞机/舰艇自卫 反导的需要。美国"爱国者"PAC-2采用 双波束可控天线,一组为侧向波束天线 (倾角为40°~55°),一组为前向波束天线 (倾角为30°~45°),利用单片微波集成电 路(MMIC)移相网络及微机控制实现多 波束调整,由地面雷达发指令对弹上引 信进行天线转换控制,对不同目标利用 双波束进行选择,对飞机目标采用大倾 角,对导弹目标采用小倾角,控制最佳起 爆战斗部。俄罗斯的S-300V系统9M82 导弹引信具有较强的反弹道导弹能力,

引信既测量相对速度值,又测量相对速 度方向,以计算战斗部破片动态飞散方 向角并考虑目标类型的引信启动规律。 该引信采用双波束主动式无线电引信, 有两种引信天线,头部天线装在导引头 天线上,它随导引头天线一起跟踪目 标,用于对付高速目标,能在倾角小于 60°内接收目标信号,另外一种侧向天 线,用于对付飞机等低速目标,侧向天 线波束倾角可调。

因此,利用制导信息中弹目交会 相对速度、交会姿态自适应调整天线的 波束倾角和延迟时间,适合攻击作战飞 机、导弹等不同类型的目标,提高引战 配合效率已成为一个新的研究方向。

1 系统组成

一维波束可控探测引信的系统基本 构成如图1所示。它与制导系统进行数字 信息交联,利用弹上提供的弹目相对速 度和角度等信息,计算出引信最佳起爆 角,控制引信天线一维波束指向,并通过 延时起爆控制算法控制最佳炸点位置。

 干线两种波束倾角(θ₁、θ₂且θ₂>
θ₁)的两收两发独立天线,实现圆周方 向无盲区的探测区域,天线采用同轴探 针馈电,通过柔性射频电缆直接连接到 微波系统上实现馈电。

2)微波系统由射频源、定向耦合器、脉冲调制器、功率放大器、功分器、 单刀双掷开关、功合器、混频器等组成, 实现射频信号的调制、功率放大和辐射、接收,对回波信号进行自差,得到零 中频回波信号。

3)零中频接收机包括视频放大、 分路电路,距离相关、多普勒滤波放大 电路,实现视频回波信号的放大,主通 道和背景通道多普勒信号提取。

4)频域信号处理单元由A/D转换、 预处理电路、快速傅里叶变换、频域目 标检测、起爆延时计算等组成,完成多 通道信号的频域检测、一维波束控制和



图1 系统组成

起爆延时计算。

5)时序产生器产生A、B、C三路具 有一定宽度、一定时序关系的随机脉位 脉冲信号,分别用于射频信号的调制、 主通道和背景通道的接收距离门信号。

6)供电单元由一个统一的二次电 源实现系统的二次供电转换。

2 关键技术及其实现

2.1 基于制导信息和一维波束可控天线 引信的起爆控制算法

制导系统不断获取对目标的原始探 测信息,这些信息被送往弹载计算机后, 弹载计算机利用某些特定算法(如卡尔 曼滤波算法),对其进行处理,形成引信 系统可以直接使用的制导信息。利用制 导系统提供的测量信息预测引信最佳起 爆角,并在导引头丢失目标前(或制导系 统失控前)根据预测起爆角选择引信探 测波束,当导弹引信与目标高速交会(如 攻击导弹目标)时,为使炸点不滞后,通 常要求引信探测波束前倾,而在攻击一 般目标(如飞机目标)时,引信探测波束 前倾角可以相对大一些。一维波束可控 引信起爆控制方案如图2。



图4 微带波导复合天线外形示意图



图2 起爆控制算法方案

 1) 导引头失控前,利用其提供的 距离、速度、角度等信息进行参数滤波 和最佳起爆角、脱靶方位、起爆延时等 参数的计算。其中的滤波算法选择转换 测量卡尔曼滤波算法。

 2) 当导引头失控后,利用失控前 一时刻计算的最佳起爆角、脱靶方位、 起爆延时等参数作为波束倾角选择和 延时量的依据。

3)当计算出来的最佳起爆角大于
等于θ₂,天线选择第二波束进行探测;



(a) 长槽漏波波导天线(b) 微带串馈行波天线阵列图5 一维波束可控天线方向图

当计算出来的最佳起爆角大于θ₁且小 于θ₂,天线选择第一波束进行探测。由 于波束分档较粗,此时还应经过一定的 延时量调整炸点。

 4) 计算出来的最佳起爆角小于等 于θ₁或计算的起爆延时参数小于零,则 认为弹目以较大的速度交会,此时应立 即起爆战斗部。

高速交会条件下(攻击目标:巡航 导弹;相对速度V_R:2100m/s;脱靶量: 6m)计算出的参数曲线如图3所示。从仿 真结果看,最佳起爆角为39°,根据波束 切换规则,引信选择第一波束探测。引信 触发点在6.60ms,启动点在4.22ms。

对低、中、高速目标的仿真结果表明,在不同弹目相对速度下算法的估计 值都能逐渐收敛到稳态值,且终点估计 误差不大。

2.2 弹载共形一维波束可控天线

第一波束天线采用非标波导长槽 漏波天线设计,第二波束天线采用15单 元微带阵列天线设计,采用单刀双掷开 关实现不同倾角天线工作状态的切换, 如图4所示。

长槽漏波波导天线是在波导宽边 上开有赋形的长槽,终端接吸收负载的 行波天线。该形式天线在横截面内,辐 射无方向性,即E面方向图近似圆形,在 纵截面内,定向辐射,即H面方向图中 主波束与天线的轴方向成预定夹角,波 束宽度窄、副瓣低。应用电磁仿真软件 HFSS建模仿真,天线立体 方向图如图5(a),实现了 波束前倾,增益16.8dB,主 副瓣电平比25dB,波束宽 度8°。

为达到波束倾角前 倾,微带阵列天线必须采 用微带单元串馈线阵的形 式,即由高阳线把贴片单

元串联成一个阵,高频信号从端口入 射,终端接匹配负载,每经过一个天线 单元辐射一部分能量。在串馈天线阵 中,为了使峰瓣比尽可能高,旁瓣尽量 降低,各贴片的幅度要求满足道尔夫-切比雪夫最优化分布。道尔夫-切比 雪夫分布阵在满足给定副瓣电平条件 下,主瓣最窄;反之,在满足给定主瓣宽 度条件下,副瓣电平最低。幅度分布 p_7 : $p_6:p_5:p_4:p_3:p_2:p_1:p_0=0.2813:0.3263:$ 0.4749:0.6302:0.7757:0.8947:0.9728: 1.0000。计算设计了15单元的微带串馈 线阵天线,天线立体方向图如图5(b), 实现了波束前倾,增益12dB,主副瓣电 平比22dB,波束宽度10°。

3 试验测试

3.1 引战配合起爆角及延时测试

通过飞控模拟板给引信输入两种弹 目交会信息。状态1:弹目速度1500m/s, 俯仰角60°,方位角-60°,脱靶方位60°, 脱靶量7m,状态2:弹目速度800m/s,俯 仰角60°,方位角-60°,脱靶方位60°,脱 靶量7m。用示波器测试波束倾角切换 控制信号和引战配合延迟时间,测试结 果表明,引战配合处理程序处理精度很 高,其倾角选择与理论一致。

3.2 对标准球探测性能测试

对RCS为0.2m²金属标准球探测性能 试验的主要目的是测试引信作用距离, 该试验在微波暗室中进行。标准球吊挂 在空中做钟摆运动穿越引信波束以模拟 弹目交会过程,通过示波器记录多普勒 回波信号。试验结果表明,多普勒回波信 号幅度大于2.5V,超出引信目标判别门 限,样机性能满足作用距离要求。

4结 论

本文以空空导弹系统同时应对不 同飞行速度的目标以及飞机/舰艇自卫 反导的需要为背景,研究了基于制导信 息的一维波束可控脉冲多普勒引信总 体技术方案,实现了基于制导信息的起 爆控制算法技术,按弹目交会速度、姿 态自适应调整天线波束技术,进行了仿 真分析和试验测试,结果表明该系统能 够有效地提高空空导弹对目标的探测 识别能力,实现精确炸点控制和抗干扰 能力。

参考文献

[1] 霍力君. 新一代毫米波引信中频 数字化信号处理设计[J].航空兵器,2004 (3):26~29.

[2] 刘剑锋,庄志洪. 一维相控阵引 信起爆延时算法研究[J].探测与控制学 报, 2005, 27(2):30~32.

[3] 刘剑锋,庄志洪,刘中.转换测量 卡尔曼滤波算法在导弹起爆控制技术 中的应用研究[J].电子与信息学报,2005, 27(9):1388~1392.

[4] 李伟,邱景辉,索莹等.新型Ku 频段全向微带阵列天线[J].现代雷达, 2009, 31(2):71~74.

[5] 姚广锋,王积勤.一种弹载毫米波 引信天线的分析与设计[J].制导与引信, 2004, 25(4):39~42.

作者简介

赵伟,工程师,研究方向为无线 电引信总体技术和天线设计。