

基于 GPS 的空空导弹它机制导技术*

雷文太¹, 王谦¹, 周滨²

(1 空军工程大学, 西安 710038; 2 驻 122 厂军事代表室, 哈尔滨 150066)

摘要:以空空导弹的它机制导为研究目标, 通过深入分析它机制导模式的要求和工作特点, 提出采用 GPS 设备实现发射坐标系和制导坐标系之间的目标空间参数转换, 完成它机制导的方法, 并且给出了相应的坐标转换技术。对某一探测场景进行了它机制导的仿真试验, 验证了该制导模式的有效性。

关键词:空空导弹; 它机制导; 坐标转换技术; GPS

中图分类号: TJ765. 2; P228. 4 **文献标志码:** A

Air-to-air Missile's Other Airplane Guidance Technique Based on GPS

LEI Wentai¹, WANG Qianzhe¹, ZHOU Bin²

(1 Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;

2 Military Representative Office in No. 122 Factory, Harbin 150066, China)

Abstract: Focused on the problem of a new air-to-air missile guidance mode—other airplane guidance mode. By analyzing operating characteristics under this mode in detail, a system realization project of mounting GPS receivers on both airplanes was described, and the key technique of coordinate transformation was given. An experiment using this other airplane guidance mode was simulated and the results show feasibility of this guidance mode.

Keywords: air-to-air missile; other airplane guidance; coordinate transformation technique; global position system

0 引言

空空导弹是歼击机空中格斗的主战武器装备, 其制导模式为单机发射并制导^[1-2]。而当发射机因受到攻击不得不退出制导或发射机的战场感知能力不足以制导导弹时, 这种制导方式就显露出其局限性。信息化条件下, 空中战场的突出特点是战场态势信息共享和武器制导信息共享^[3-4]。研究信息化条件下空空导弹的新型制导技术, 对提升空军的战斗力, 充分发挥导弹的攻击效能具有重要的现实意义。文中提出了通过加装 GPS 设备实现空空导弹它机制导的工作模式。

1 空空导弹它机制导模式

它机制导模式是指由载机 A 发射导弹, 由载机 B 来制导的攻击模式。这种情况下, 载机 A 称为发射机, 载机 B 称为制导机。其运作形式可以有两种^[5-6]:

1) 发射前交接。在导弹发射前, 制导机 B 锁

定目标, 并和发射机 A 进行双向数据传递。当导弹满足发射条件时, 由发射机 A 将目标信息装定到导弹中并发射导弹。此处的目标信息实际上是制导机 B 测到的, 但是需要转换到发射机 A 的坐标系下, 相当于发射机 A 的机载雷达测到的目标信息一样。导弹发射后, 制导修正指令就由制导机 B 的火控雷达直接提供。也就是说发射机 A 只负责导弹的发射, 而制导机 B 负责目标信息的获取和导弹的制导。这种制导模式下, 相当于在发射前, 发射机 A 就将导弹的控制权交给了制导机 B, 因此称为发射前交接模式。在这种工作方式下, 发射机 A 不需开启自身的火控雷达, 对方目标无法经由雷达信号察知发射机 A 的存在, 也无法得知导弹是从哪个方向实施攻击的, 可有效提高突袭的成功率。

2) 发射后交接。这种模式下, 导弹的发射和初段制导由发射机 A 完成。其工作过程和单机发射相同, 无需制导机 B 的参与。在制导过程的某个时刻, 发射机 A 不再参与制导过程而将制导权交给制导机 B, 改由制导机 B 通过其机载雷

* 收稿日期: 2008-09-04

作者简介: 雷文太(1979-), 男, 河南南阳人, 讲师, 博士, 研究方向: 雷达信号处理技术。

达测定目标的空间参数并引导导弹攻击目标。这种方式可实现多个载机的接力制导,进而实现战场资源的优化配置。

两种方式的差异仅在于制导权交接的时刻,其关键点都在于制导权交接那一时刻发射机 A 和制导机 B 的双向数据传递。

2 坐标转换技术

首先定义发射坐标系 $o_A x_A y_A z_A$ 和制导坐标系 $o_B x_B y_B z_B$, 分别以发射机 A 和制导机 B 为参照物, 坐标原点分别设置在导弹准备好时发射机 A(导弹) 的位置处和制导机 B 稳定跟踪并测量到目标空间参数时所在的空间位置处。下面就依照导弹的发射制导过程对各坐标系下发射机 A、制导机 B、导弹和目标的空间参数进行分析。下标 A 和 B 分别表示发射坐标系和制导坐标系; 上标 a, b, m, t 分别表示发射机 A、制导机 B、导弹和目标; 上标 1, k 分别表示时刻 1 和时刻 k 点。时刻 1 表示导弹从发射机 A 上发射的时刻, 此时制导机 B 已经精确跟踪到目标并测得了目标的位置和速度参数, 时刻 k 表示在中制导阶段中的某一时间点。在中制导阶段, 导弹需要不断接收载机发送的目标信息并按照一定的制导规律校正其飞行方向^[4,7]。表中的 p 参数表示了距离 r 、方位角 θ 、俯仰角 φ 和三维速度 v 这些参数量。

表 1 它机制导下的坐标系

时间	发射坐标系		制导坐标系	
	$o_A x_A y_A z_A$		$o_B x_B y_B z_B$	
	发射机 A	导弹	制导机 B	目标
准备好	0 时刻	o_A	o_A	
发射导弹	1 时刻	p_A^1	$p_A^1 = p_A^{m1}$	o_B p_B^1
导弹制导	k 时刻		p_A^{mk}	p_B^{bk} p_B^{tk}

导弹在发射阶段和中制导阶段, 其 p 参数都是相对于发射坐标系的。而目标的 p 参数则是由制导机 B 测得的, 是相对于制导坐标系的。为实现它机制导, 需要将发射坐标系和制导坐标系进行统一。关键的时间点则是在导弹发射时的“1 时刻”以及导弹中制导阶段“k 时刻”。具体的坐标转换按照对制导机 B 在制导坐标系中的不同处理分为两类:

1) 瞬时偏移 + 制导机解算

导弹发射时, 惯导清零处对应发射坐标系的

零点 o_A 。目标的 p 参数是相对于制导坐标系的零点 o_B 的, 这就需要将其转换到发射坐标系中再通过数据链路传递给发射机 A。首先, 在统一的大地坐标系下测量发射机 A 和制导机 B 在时刻 1 的空间位置和速度值, 获得二者的 p 参数瞬时偏移量, 即:

$$\Delta p_{AB}^1 = p_E^{b1} - p_E^{a1} = (r_E^{b1}, \theta_E^{b1}, \varphi_E^{b1}, v_E^{b1}) - (r_E^{a1}, \theta_E^{a1}, \varphi_E^{a1}, v_E^{a1})$$

其中下标 E 表示统一坐标系。从而, 导弹发射时目标相对于发射坐标系的空间参数可以表示为:

$$p_A^1 = p_B^1 + \Delta p_{AB}^1$$

其中 p_B^1 表示制导机 B 的机载雷达的测量值, 即目标在时刻 1 相对于制导坐标系的空间参数值。发射机 A 接收到参数 p_A^1 后, 即可以发射导弹。中制导阶段, 需要制导机 B 不断给出目标相对于发射坐标系的空间参数值。记 k 时刻制导机 B 测量的目标参数为 p_B^{tk} , 该参数是在制导坐标系中, 以 k 时刻制导机 B 的空间位置为原点测得的。而对制导机 B 而言, 其在时间区间 $[1, k]$ 之间的位置偏移量 p_B^{1k} 是可以由其机载设备解算出的。则此时目标相对于发射坐标系的空间参数可以表示为:

$$p_A^{tk} = p_B^{tk} + p_B^{1k} + \Delta p_{AB}^1$$

从而将制导机 B 的测量值纳入了发射坐标系中, 实现了坐标系的统一。这种方式下, p_B^{1k} 的解算会产生累积误差, 随着时间的推移误差区间逐渐增大, 但在制导过程中只需记录 1 时刻发射机 A 和制导机 B 之间的空间参数偏移。

2) 瞬时偏移

这种方式下, 在导弹发射时仍然需要计算发射机 A 和制导机 B 在统一坐标系下的空间参数瞬时偏移。不同之处在于导弹的中制导阶段。中制导阶段的 k 时刻, 制导机 B 通过传感器测量相对于统一坐标系的瞬时空间参数 p_E^{tk} , 其机载雷达测量的目标空间参数记为 p_B^{tk} , 则 k 时刻目标相对于发射坐标系的空间参数可表示为:

$$p_A^{tk} = p_B^{tk} + p_B^{bk} - p_E^{a1}$$

该方法用统一坐标系中制导机 B 的瞬时测量参数转换了制导机 B 自身导航系统计算的空间参数偏移, 在整个制导过程中都采用了瞬时偏移的方法。这种方式下, 误差的来源都是瞬时误差, 但是需要记录 1 时刻发射机 A 在统一坐标系中的空间参数值。

两种方式下都需要将发射坐标系和制导坐标系进行统一。如何选择统一坐标系是实现它机制导的关键问题。统一坐标系要实现发射机 A、制导机 B 和目标三者各空间参数的高精度实时统一和实时偏移计算。空间参数包括空间三维位置、三维速度、偏航角、俯仰角和横滚角等参数。由于空战场的大区域、瞬变等特征,就需要选择通用、一般的坐标系以适应在不同地域的空战场环境中的它机制导,另外还要求尽可能减小因坐标转换带来的误差。大地坐标系是一个好的选择。为了能够在大地坐标系中进行它机制导,就需要在各载机上安装高精度传感器,以便能够实时获得各载机在大地坐标系中的上述各空间参数值。考虑到多参数实时测量功能和高精度的需求, GPS 设备是一个好的选择。目前的 GPS 设备对空间位置的测量精度可达米级,方位俯仰角度误差可达零点几度,且都是瞬时值^[3],配合惯导系统还可以获得载机的横滚信息^[8]。这些典型误差值和单机导弹制导过程中载机误差源的典型误差值相比较小,通过数据处理可以满足它机制导的精度要求。

3 仿真试验

在统一空间坐标系下,发射机 A 和制导机 B 的方位、俯仰和距离分别为:

$$\begin{cases} p_A = (30^\circ, 10^\circ, 800000) \\ p_B = (30^\circ, 11^\circ, 740000) \end{cases}$$

此时制导机 B 探测到目标并稳定跟踪,目标的空间参数为:

$$p_t = (22.43^\circ, 6.66^\circ, 98276.7)$$

目标的三维速度为:

$$v_t = (321.33, 132.65, 40.6)$$

制导机 B 和发射机 A 建立数据链通信,获得两机在统一坐标系下的空间参数信息,通过计算确定发射机 A 上挂载的导弹满足发射条件,则制导机 B 向发射机 A 发送“发射”指令,导弹发射后由制导机 B 稳定跟踪目标并引导导弹攻击目标。制导机 B 的机载雷达测量误差取为典型值,包括俯仰、方位、距离和速度误差。双机都加装 GPS,其测量误差也取为典型值。导弹自身的位置和航姿误差是积累误差,随着时间的推移,其误差区间是增大的,也取为典型值。导弹的中制导阶段采用比例导引律,当导弹和目标的

距离到达末制导的探测距离时,触发末制导雷达开机,实现了中末制导段的顺利交接,完成了它机制导的过程。制导结果如图 1 所示,从图中清楚地看出了它机制导的工作模式和仿真结果。

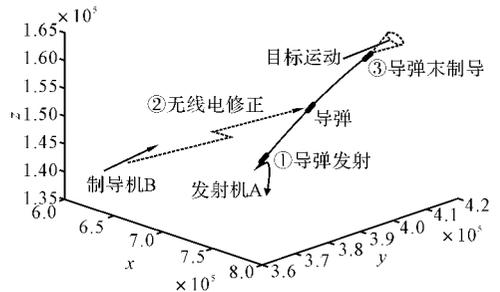


图 1 它机制导仿真示意图

4 结束语

文中提出了一种通过加装 GPS 设备实现空空导弹它机制导的工作模式。深入分析了它机制导模式的要求和工作特点,提出了实现它机制导的方法,并且给出了关键的坐标转换技术。仿真试验验证了所提方法的有效性。下一步工作将对它机制导模式下的各典型误差源进行分析,包括机载雷达的测量误差、导弹的惯导漂移误差和 GPS 的测量误差,研究它机制导模式下提高制导精度的方法并探索研究它机制导的实现技术。

参考文献:

- [1] 郑志伟. 空空导弹系统概论[M]. 北京:兵器工业出版社,1997.
- [2] 赵育善. 导弹引论[M]. 西安:西北工业大学出版社,1999.
- [3] 任武能. 美军精确制导弹药的发展趋势[J]. 国防, 2007(2):68-69.
- [4] 聂永芳,周卿吉,张涛. 制导规律研究现状与发展[J]. 飞行力学,2001,19(3):7-12.
- [5] 张明德. 认识真实的空空导弹(三)——空空导弹的实际效能与操作限制[J]. 航空档案,2007,187(8):34-47.
- [6] 张波,陈旭情,李永翔. 战术导弹数据链及其对抗技术[J]. 飞航导弹,2007(2):12-15.
- [7] 郑守军,姜长生. 空空导弹三维自适应模糊滑模制导律设计[J]. 电光与控制,2008,15(1):12-16.
- [8] YUE Xiao-kui, YUAN Jian-ping. Neural network-based GPS/INS integrated system for spacecraft attitude determination [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2006,19(3):233-238.