

导弹与航空电子系统对接试验中的关键技术

王海青^{1,2}, 王岩¹, 詹强¹, 解向军³

(1. 沈阳飞机设计研究所, 沈阳 110035; 2. 电磁环境效应航空科技重点实验室, 沈阳 110035;
3. 中国人民解放军驻沈阳飞机工业(集团)有限公司军事代表室, 沈阳 110034)

摘要: 现代航空电子系统强大的功能是战斗机完成作战任务的重要保证, 而导弹与航电系统的对接试验是确保系统装机前满足设计指标的重要环节。介绍了空空导弹与航空电子系统交联试验的工作流程, 并对试验中需要注意的关键技术进行了详细分析。

关键词: 航空电子系统; 仿真试验; 导弹; 射频目标; 阵列角度偏差

中图分类号: V247.1; TP391.9 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-637X(2014)02-0005-04

Critical Technologies for Joint Test of Missiles and the Avionic System

WANG Hai-qing^{1,2}, WANG Yan¹, ZHAN Qiang¹, XIE Xiang-jun³

(1. Shenyang Aircraft Design & Research Institute, Shenyang 110035, China;

2. Aviation Science and Technology Key Laboratory of Electromagnetic Environment Effects, Shenyang 110035, China;

3. Military Representative Office of PLA in Shenyang Aircraft Industries (Group) Co. Ltd, Shenyang 110034, China)

Abstract: The powerful function of modern avionic system is an important guarantee for fighters to accomplish attack missions. The joint test of missiles and the avionic system is a critical step for verifying if they meet the system specification or not before they are installed. The operational flow of joint test for air-to-air missile and the avionic system is introduced in this paper, and the critical technologies in the test are analyzed in detail.

Key words: avionic system; simulation test; missile; radio frequency target; array angle deviation

0 引言

综合航空电子系统实质就是电子综合的火控系统, 是战斗机武器系统的指挥和控制中心。现代战斗机以通用综合处理器为核心, 通过高速数据总线将传感器、各分系统组成综合系统, 并通过飞行员构成一个高度综合的闭环系统, 实现对空中或海上目标的探测和跟踪、火控解算、控制武器发射、指令传输等功能。

导弹与航电系统的对接试验是系统研制过程中一个必不可少的环节, 对解决系统综合中的技术问题和综合系统中存在的问题能发挥很好的作用。半实物仿真就是除用数学模型描述客观事物外, 还将部分实物接入仿真系统, 使仿真系统更逼近真实系统。为了尽

量减少空中飞行试验时间, 节省大量的人力物力, 需要建立良好的动态飞行仿真环境, 逼真地实现空中飞行试验条件, 除了需要相当高精度的仿真设备外, 还必须借助于先进的计算机技术、虚拟现实仿真技术。

导弹与航电系统的对接试验, 是在航电系统调试完成之后进行的。它是在目标和航电系统载体处于相对运动状态中, 在目标探测器瞄准和跟踪目标, 航电系统解算目标诸元的条件下, 分析系统的综合性能, 检查系统在动态条件下控制及制导导弹的能力。导弹与航电系统的交联试验是航空电子系统综合仿真试验中最复杂、最重要的试验, 因此, 将对试验时需要解决的关键技术进行分析。

1 试验流程

1.1 试验步骤

飞机上, 导弹与航空电子综合系统交联动态射频试验的总体布置如图1所示。

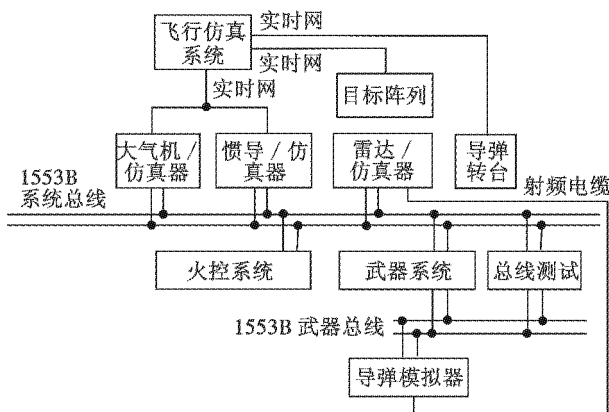


图1 试验布置示意图

Fig. 1 Layout of the test

试验步骤如下所述^[1]。

1) 导弹发射前。

① 将雷达仿真器控制盒上的开关放置在适当位置,将导弹前弹体安装于导弹转台上,启动参试设备。

② 接通导弹供电开关,导弹前弹体进行自检,按要求记录火控系统发送给导弹的数据。

③ 导弹自检正常后,操纵全系统进入导航方式。

④ 飞行仿真系统运行飞行剖面,惯导仿真器、大气机仿真器输出相关数据。

⑤ 飞行仿真数据传送到雷达仿真器和导弹转台接口计算机,导弹转台接口计算机控制导弹转台随载机飞行仿真数据运动。

⑥ 操纵系统进入导弹拦射攻击方式。

⑦ 当仿真的高度、速度满足一定条件后,加入目标。目标飞行数据通过快速网传送到目标仿真接口计算机,控制导弹目标阵列工作。

⑧ 操纵系统截获目标,当火控系统计算满足导弹准备条件时,发出导弹准备指令。

⑨ 火控系统将导弹所需要的载机飞行信息通过MIL-STD-1553B数据总线发送到武器系统。

⑩ 武器系统再将这些数据通过武器总线转至导弹。

⑪ 雷达仿真器将指令数据、同步信号传送到导弹前弹体。

⑫ 按要求记录火控系统向导弹装订的数据和导弹回送的状态信息。

⑬ 参试人员操纵载机模拟飞行。

⑭ 当火控系统计算满足发射条件,平显显示“发射”字符,采用正常方式发射导弹。

2) 导弹发射后中制导阶段。

① 导弹离机后,导弹按六自由度方程飞行,并由导弹飞行方程驱动导弹转台。

② 采用正常发射方式发射导弹后,导弹按其动力

模型、气动参数,向导弹的六自由度飞行方程输入加速度。导弹飞行期间,导弹将加速度、速度、姿态、过载、航向、导弹位置、计算的弹目距离、弹目俯仰、弹目方位、允许截获指令等数据回送到测试设备。

③ 在中制导阶段,当导弹发送出截获目标信号时,按要求记录导弹截获目标时的各种数据。

3) 导弹发射后末制导阶段。

① 导弹截获目标后,根据导弹飞行数据和目标飞行数据实时计算弹目相对关系,并以此驱动目标仿真器。

② 完成正常目标条件下系统动态射频试验后,将目标设置为干扰源,检查在攻击干扰源条件下系统对导弹控制制导能力。

1.2 试验数据判断依据

试验数据包括显示数据、总线数据和导弹飞行数据,判断这些数据是否正确的依据是:

1) 字符格式、位置等应满足设计文件要求,数据值与数据源应一致;

2) 以总线仿真测试设备记录的数据为真实的总线传送数据,数据的准确性通过数学模型验证;

3) 导弹模拟器、导弹前弹体接收到的数据应与火控系统发送到武器系统的数据保持一致;

4) 导弹模拟器接收到的数据与武器系统发送的数据应一致;

5) 以导弹模拟器、导弹前弹体回送到测试设备的数据为依据检查其飞行轨迹是否正确。

2 关键技术及解决措施

2.1 射频目标的控制

2.1.1 基本控制方程

在试验室内,以射频辐射的方式,逼真地复现雷达制导型导弹在拦射目标过程中所面临的射频目标及所处的环境,以便在不进行导弹实弹发射的情况下检验导弹系统的各种性能指标。因此,在导弹与航电系统交联试验时,射频目标的控制是十分重要的。为了实现雷达目标回波信号在空间运动的实时仿真,首先必须对阵列式射频目标控制方法进行研究。

在雷达型空空导弹制导系统半实物仿真试验中,对雷达导引头目标回波的模拟主要通过电参数和空间参数来实现。空间参数是指目标的角度、距离信息,目标回波信号的角度模拟采用阵列来实现。阵列式射频目标仿真系统的基本设计思想是采用电路控制的办法来实现目标空间角度运动的仿真。在阵列式射频仿真系统中,阵列的阵元一般采用三元组排列方式,阵元按等边三角形排列,目标信号是通过阵列上一个三元组

来进行射频辐射模拟的。阵列模拟信号角度的基本原理是控制三元组中每一个天线发射信号的相位,使三天线辐射波的相位保持一致,从而通过控制三元组3个辐射信号的振幅就可以确定辐射中心的位置。其基本控制方程是三元组天线在小角度范围内的角闪烁方程,如式(1)所示^[2]。

$$\begin{cases} \theta = \frac{E_A\theta_1 + E_B\theta_2 + E_C\theta_3}{E_A + E_B + E_C} \\ \phi = \frac{E_A\phi_1 + E_B\phi_2 + E_C\phi_3}{E_A + E_B + E_C} \end{cases} \quad (1)$$

式中: (ϕ, θ) 为合成信号辐射中心的坐标; (ϕ_1, θ_1) , (ϕ_2, θ_2) , (ϕ_3, θ_3) 为三元组的3个天线辐射中心的坐标; E_A, E_B, E_C 为三元组的3个天线辐射信号的振幅。

在整个仿真系统中,只要目标生成系统能够正确复现目标回波的射频特征和相对运动特性,系统就能正常运行。角闪烁方程说明,在3路射频信号相位相同的情况下,三元辐射天线等效能量辐射中心的方位角 ϕ 和俯仰角 θ 除取决于各辐射天线的方位角和俯仰角外,还与各辐射源的幅度大小有关。在辐射天线与观测点的相对位置固定的情况下,改变各辐射源的幅度大小,就可以改变等效能量辐射中心的位置,实现仿真目标在三元组天线围成的区域内运动。因此,只要在阵列馈电控制计算机中安装目标位置控制软件,就能使计算机从网络中接收目标方位角和俯仰角,并对其阵列算法处理,确定各种接口的控制字。

2.1.2 目标位置控制算法

目标位置控制算法分为粗略和精确两种位置控制算法。粗略位置控制算法根据目标的方位角和俯仰角解算出目标所在三元组,并得到三元组天线所对应的开关控制字,同时返回目标在三元组内的位置,再经过近场效应修正后传送给精确位置控制算法程序。精确位置控制算法根据粗略位置控制算法送来的数据,经过各种误差补偿后,产生3个程控衰减器的控制字来控制目标在三元组内的位置。经过幅度衰减后的信号进入阵列馈电系统,移相后的信号分别被送到三单元喇叭天线阵的各个单元。相位各自变化的三束波在空间的合成,加上信号幅度变化,可模拟出回波的角闪烁。主控计算机只要在1ms内读取并发送所有的控制字就能获得整个系统的同步。

2.2 距离延迟的模拟技术

脉冲多普勒雷达导引头是相参体制雷达,进行射频仿真时,模拟的目标回波信号要与导引头发射信号保持严格相参。因此,在信号特征的处理上都采取了相应的技术途径,幅度模拟由大动态程控衰减器实现,目标多普勒频率通过直接式数字合成器实现。

对相对幅度和频率特征的处理来说,距离延迟的处理是最难实现的。随着数字射频存储器技术的不断进步,其信号质量已有很大提高。对于距离延迟,可以在数字射频存储器内产生相参目标信号。数字射频存储器能将接收到的雷达射频信号相位信息实时存储起来,经过一段时间延迟与变换后,再向雷达发射回去,其工作原理见图2。

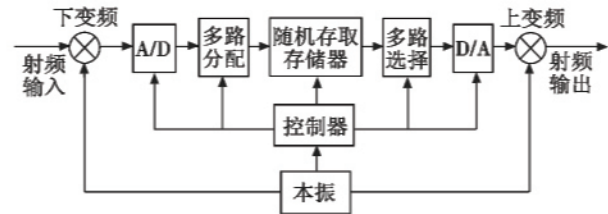


图2 数字射频存储器工作原理图

Fig.2 The working principle of digital RF memorizer

通过下变频把输入的射频信号转换成数字射频存储器工作频带信号,经A/D变换器变成数字形式并存在高速随机存取存储器中。当取出时,从随机存取存储器中读出的数字信号经D/A变换器变成模拟基带信号,然后,模拟信号再经上变频变成射频带通信号,以产生输入信号的复制信号。通过控制器可实现各种工作方式的选择,以完成各种不同的应用要求^[3]。

2.3 阵列角度偏差的修正

目标阵列之所以要做成球面,是为了保证阵列上的每个天线喇叭与位于球心的雷达天线中心的距离相等,只有这样,阵列模拟的目标方位和俯仰才能与雷达接收到的数据一致。而在实际施工中,经常会出现误差,使得雷达和转台安装到位后,雷达天线中心不在阵列球面的球心,如图3所示。

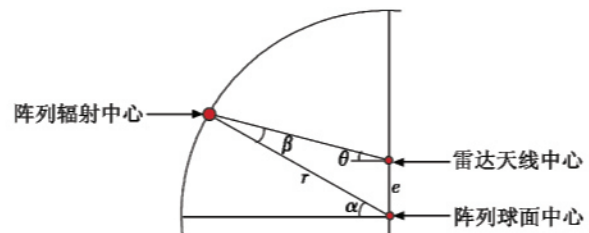


图3 阵列角度偏差分析

Fig.3 The deviation analysis for angel array

图3中,由于雷达天线中心比阵列球面中心高出了偏差e,雷达接收到的目标角度 θ 不等于阵列设置的角度 α ,它们之间的角度偏差为 β 。通过测量发现,阵列角度偏差 β 不是常量,而是随着 θ 值非线性变化的变量。

$$\beta = \arcsin \frac{e \cdot \sin(90^\circ + \theta)}{r} \quad (2)$$

式中: r 为阵列球面半径; e 为雷达天线中心与阵列球

面中心的偏差。

按图3上的点、线位置求出 θ 值,由式(2),利用 $\alpha = \theta + \beta$ 求出 α 值。这样,阵列角度偏差可以用软件进行修正,让目标模拟系统接收到目标角度 θ 后,对其进行补偿形成角度 α ,再用 α 控制阵列辐射信号。

2.4 机-弹数据延迟时间 T_d 的处理

2.4.1 数据传输时间分析

由于动基座对准是在运动中进行的,对载机惯导数据的实时性要求很高,因此,必须保证从惯导数据注入1553B总线开始到导弹接收到这些数据为止的这段时间小于固定值 T_d 。如图1所示,武器系统分别连接两条1553B总线,惯导数据通过航电系统总线经由火控系统传入武器系统,再经由武器总线传入导弹。

在试验中,用惯导仿真器代替惯导,并在被测的1553B总线惯导数据块中加入时间标志,惯导仿真器不断对时标进行更新,使其与系统时间保持一致。对试验中所有设备进行软件更改,保证数据块经多种途径、多个设备以及多次转换、重组,最后传入导弹后,惯导数据与时标仍在同一个数据块中。这样一来,导弹发射装置接收到惯导数据时,也接收到了这些数据从惯导发出的时标。如果导弹发射装置具有与系统时间保持一致的时钟,只要用接收到惯导数据时的系统时间减去惯导时标再加上发射装置与导弹之间的数据传输时间就得到了 T_d 。

时标法可行性的关键在于系统中的多个设备具有统一的时间,对系统而言,惯导和任务机均为1553B航电系统总线的远程终端(RT)。在1553B协议中,各RT每隔一段时间就会和总线控制器(BC)对时,因此,总线上的各设备拥有统一时钟。而连接两条总线的外挂是航电系统总线的RT,又是武器总线的BC,它以航电系统总线的时标为基准为武器总线的RT(导弹发射装置)对时,这样,导弹发射装置拥有了同样的系统时间。

2.4.2 时标不准引发的问题

在使用时标法测试 T_d 的试验中,曾一度发生 T_d 值超限的情况。经分析,此问题是由惯导仿真器输出的时标不准引起的。惯导仿真器通过总线接口板卡(MBI板)与总线连接,其应用程序周期性地向MBI板的接口中写入待发送的数据,而总线控制器(BC)在每个总线周期内调动MBI板发出数据,并调动待收此块数据的另一块MBI板接收数据。待发数据对MBI板的输入和输出是两个相对独立的过程,如果输入周期和输出周期稍有偏差,就会造成时标不准的问题,见图4。

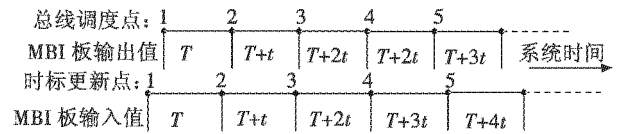


图4 惯导仿真器输出的时标问题

Fig. 4 The time flag of INS simulator output

通过总线调度,图4的MBI板1~2时段输出值与1~2时段输入值都为 T ,总线调度点在时标更新点的右侧。如果惯导仿真器应用程序写入时标的周期略长,就会使总线调度点向时标更新点的左侧漂移。在累积误差的作用下,4号总线调度点已经转移到4号时标更新点的左侧,造成4~5时段的时标输出值与3~4时段相同(都为 $T+2t$)。然而,4~5时段的系统时间却应该是 $T+3t$,即4~5时段的时标出现了值为 t 的误差,如果总线调度点继续向左侧漂移,还可能形成 $2t$ 的误差。如果惯导仿真器应用程序写入时标的周期略短,也会出现类似的情况。由于写入时标的周期时短,总线调度点不会一直朝一个方向漂移,所以时标误差一般不会超过 $2t$ 。时标误差值为 t 的情况很难避免,也在系统容许的范围之内,而时标误差如果为 $2t$, T_d 值就会超限。

2.4.3 解决措施

从以上分析可知, T_d 值超限的根本原因在于惯导仿真器的应用程序向MBI板写入时标的周期不准,不能与总线调度周期保持一致。目前的仿真程序大多在Windows多任务操作系统下运行,其定时精度很难达到机载设备的水平。要想提高仿真程序的定时精度,必须在程序底层软件上做许多工作或增加定时板卡,而这样做会增加惯导仿真器的研制成本。只要采用一种方法,它能够使惯导仿真程序依靠总线调度周期进行时标更新,就会摆脱对定时器的依赖。

如果1553B总线的MBI板能够提供一种中断,每当MBI板收到一个特定的总线命令时,就会产生这种中断。可以在惯导仿真程序中进行编码设置,使MBI板在收到含有惯导时标数据块的调度命令时产生中断,在中断服务程序中,对数据块的时标进行更新。由于这个中断紧随调度命令之后,因此在MBI板响应调度命令发出该数据块时,它的时标已经完成了更新。可见,这种方法保证了总线调度点恒在时标更新点之后,能够消除时标的累积误差。

3 结束语

导弹与航电系统的对接试验能够判别航电系统与

(下转第45页)

- [2] 秦永元. 惯性导航[M]. 北京: 科学出版社, 2006.
QIN Y Y. Inertial navigation[M]. Beijing: Science Press, 2006.
- [3] 杨胜, 房建成. 一种单子样旋转矢量姿态算法[J]. 宇航学报, 2010, 31(3): 780-785.
YANG S, FANG J C. A single sample rotation vector attitude algorithm[J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(3): 780-785.
- [4] 郭访社, 于云峰, 刘书盼, 等. 捷联惯性导航系统姿态算法研究[J]. 航天控制, 2010, 28(1): 37-39.
GUO F S, YU Y F, LIU S P, et al. Study on attitude algorithm for strapdown inertial navigation system[J]. Aerospace Control, 2010, 28(1): 37-39.
- [5] 刘危, 解旭辉, 李圣怡. 捷联惯导系统的圆锥误差补偿算法研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2004, 36(3): 348-352.
LIU W, XIE X H, LI S Y. Coning algorithm for strap-down inertial navigation system[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2004, 36(3): 348-352.
- [6] 李宗涛, 吴铁军, 马龙华. 基于陀螺仪误差后验补偿的捷联惯导圆锥效应补偿算法[J]. 上海交通大学学报, 2011, 45(3): 388-392.
LI Z T, WU T J, MA L H. A SINS coning compensation algorithm based on gyro error post compensation[J]. Journal of Shanghai Jiaotong University, 2011, 45(3): 388-392.
- [7] BROTZ J E. A new mathematical formulation for strap-down inertial navigation[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic System, 1971, 7(1): 61-66.
- [8] MILLER R B. A new strap-down attitude algorithm[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1983, 6(4): 287-291.
- [9] 万振刚, 周百令, 吴振扬. 一种改进的扩展旋转矢量姿态算法[J]. 火力与指挥控制, 2009, 34(2): 117-119.
MAN Z G, ZHOU B L, WU Z Y. An improved extended rotation vector attitude algorithm[J]. Fire Control & Command Control, 2009, 34(2): 117-119.
- [10] 周光海, 郑日荣, 钟灵. 小型无人直升机 SINS 的姿态算法研究[J]. 微计算机信息, 2010, 26(19): 167-168.
ZHOU G H, ZHENG R R, ZHONG L. Research on attitude algorithm of mini unmanned helicopter strapdown inertial navigation system[J]. Microcomputer Information, 2010, 26(19): 167-168.
- [11] 何裔, 任凯升, 南英. 捷联惯导姿态更新的六子样旋转矢量有误差算法研究[J]. 南昌航空大学学报, 2008, 22(2): 35-38.
HE Y, REN K S, NAN Y. Research on optimal six-sample rotation vector algorithms for SINS attitude updating[J]. Journal of Nanchang Hangkong University, 2008, 22(2): 35-38.
- [12] 魏晓红, 张春熹, 朱奎宝. 一种高精度圆锥误差补偿算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2005, 31(12): 1312-1316.
WEI X H, ZHANG C X, ZHU K B. A high accuracy coning compensate algorithm by angular velocity[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics & Astronautics, 2005, 31(12): 1312-1316.

(上接第8页)

导弹协同工作的可靠程度, 检验航电系统在导弹发射前对导弹装订的数据是否正确, 在发射后是否能够对导弹进行正确制导, 并且还能鉴定航电系统与导弹的功能、性能等各项指标是否符合设计要求。多次试验表明, 只要严格按照要求进行试验, 其结果与靶试结果十分接近。

该仿真试验环境不仅能够验证系统的射频性能, 还可以验证系统的动态工作情况。更值得一提的是, 仿真试验环境中的航电系统与导弹已经构成了闭环系统, 闭环系统中的任何环节出了问题, 导弹就会偏离目标。这样的环境能够充分地暴露问题, 它对系统设计验证的支持是一般静态开环的纯数字仿真试验环境所不能比拟的。

参考文献

- [1] 王海青. 火控系统综合试验研究[J]. 飞机设计, 2004(3): 65-70.
WANG H Q. Validation test of fire control system[J]. Aircraft Design, 2004(3): 65-70.
- [2] 梁艳青, 崔彬, 刘晓宁. 阵列式射频目标仿真系统中的目标控制方法[J]. 航空兵器, 2007(1): 36-39.
LIANG Y Q, CUI B, LIU X N. Target control method in radio frequency target simulation system in antenna array pattern[J]. Aero Weaponry, 2007(1): 36-39.
- [3] 孙少军, 许成君, 江桥. PD 雷达导引头目标信号的射频仿真[J]. 航天电子对抗, 2004(3): 42-44.
SUN S J, XU C J, JIANG Q. Radio frequency simulation of target signal for PD radar seeker[J]. Aerospace Electronic Warfare, 2004(3): 42-44.