

捷联惯组火箭橇试验数据处理方案研究*

汪立新¹, 徐军辉¹, 刘洁瑜¹, 王天宝²

(1 第二炮兵工程学院, 西安 710025; 2 二炮驻孝感军代室, 湖北孝感 432100)

摘要:捷联惯组火箭橇试验是验证捷联惯组在复合环境下的误差模型、评定制导系统误差模型精度以及分离大过载条件下捷联惯组误差系数的有效手段。文中主要探讨了捷联惯组的误差模型, 提出了基于火箭橇试验的动态条件下的误差分离和数据处理方案, 并对火箭橇试验中数据处理方法进行了分析。

关键词:火箭橇; 捷联惯组; 误差模型; 试验数据处理

中图分类号: TJ765.4 文献标志码: A

Research on Test Data Processing Scheme of Strapdown Inertial Measurement Unit Based on Rocket Sled

WANG Lixin¹, XU Junhui¹, LIU Jieyu¹, WANG Tianbao²

(1 The Second Artillery Engineering College, Xi'an 710025, China;

2 Military Representative Office of the Second Artillery in Xiaogan Area, Hubei Xiaogan 432100, China)

Abstract: The rocket sled test of inertia system is an effective method to verify the error model of inertia system in a complex environment, evaluate error model accuracy of inertia system, and separate the error coefficients of inertia system under condition of large overload. This paper mainly discusses the error model of strapdown inertial measurement unit, presents an error separating and data processing scheme under dynamic condition based on rocket sled test, and analyses the data processing method in rocket sled test.

Keywords: rocket sled; strapdown inertial measurement unit; error model; test data processing

0 引言

火箭橇又名高速测试轨道、滑橇或高速滑橇。它是利用火箭作动力在特定轨道上模拟载体实际飞行的大过载力学环境, 并辅以时间、速度、位置等精确测试手段, 以分离制导控制系统误差、模拟考核惯性系统在主动段或变轨段的真实大过载下的性能以及综合精度的试验验证和考核评估设备^[1]。火箭橇试验是20世纪下半叶发展起来的一种大型、高精度地面动态模拟试验, 主要用来研究航空、航天等国防武器装备以及民用高新技术产品在高速、高加速度运行过程中所遇到的一系列技术问题。与其他动态模拟试验设备相比, 火箭橇试验最大的优越性是空中试验地面做。地面试验比空中试验灵活性大, 试验的实现或重复、试件的观察、试验数据的采

集都比空中方便。

捷联惯组已经广泛的应用于航空、航天和国防工业等诸多领域, 传统的实验室静态标定方法(多位置法^[3]), 实验室测试仅提供1g的重力加速度输入, 而导弹实际使用环境与此有很大差异, 由于不能完全再现导弹飞行中的动态特性, 所得到的惯性仪表和系统的性能参数必须被外推到使用环境, 因而可能存在未能辨识的、未模型化或未完全模型化的误差项, 标定的误差系数在实际飞行使用中不够精确, 产生制导或导航误差, 最终影响导弹的落点精度, 产生“天地不一致”现象。

开展捷联惯组火箭橇试验技术研究, 研究捷联惯组动态误差系数火箭橇试验分离方法及技术。利用火箭橇试验模拟真实飞行的过载加速度, 研究捷联惯组在接近实际飞行状态下的精确

* 收稿日期: 2008-03-27

作者简介: 汪立新(1966-), 男, 湖北武穴人, 教授, 硕士生导师, 研究方向: 惯性技术及测试。

可靠的漂移误差模型,解决捷联惯组“天地不一致”的技术难题,从而提高捷联惯组的使用精度,进一步提高捷联惯组的使用性能。

1 捷联惯组的误差模型

提高导弹精度的关键是提高制导精度。制导系统的制导误差是影响导弹射击精度的主要误差源,制导误差包括工具误差和方法误差,而工具误差又约占整个制导误差的 80% 以上。减小工具误差的首要手段是通过新材料、新工艺等研制高精度的新型惯性仪表。但是该方法需要投入大量的人力、物力和财力,而且随着惯性测量装置精度提高,单纯依靠该方法提高惯导精度已经很难。

采用非硬件化技术减小制导误差也是一条值得重视的途径。惯性测量装置误差补偿就是一条理想的途径。惯性测量装置误差补偿的基础是:惯性仪表性能参数稳定性及误差模型系数分离。对惯性仪表系统误差进行充分补偿后,则引起导弹落点偏差的将全是随机误差。制导工具误差的误差源可分为已知分量和随机分量,一般可以表示为:

$$\begin{cases} \Delta W = \sum_{i=1}^n m_i \pm \sqrt{\sum_{i=1}^n \sigma_i^2} \leq \text{指标值} \\ m_i = S_i(t_j) C_i \end{cases} \quad (1)$$

式中: ΔW 为在速度域表示的工具误差造成的制导系统视速度偏差; m_i 为第 i 项误差的数学期望值; σ_i 为第 i 项误差的随机值; $S_i(t_j) C_i$ 为惯性仪表的环境函数, $t_j = t_1, t_2, \dots, t_N$ 为数据采集时间点; C_i 为惯性仪表误差模型系数。

为了实现误差补偿,必须采取充分的地面试验,飞行试验,准确地分离出 m_i , 即分离误差系数 C_i 。高精度制导系统惯性测量装置的误差系数一般选取 57 个以上。到上世纪 80 年代,美、俄(前苏联)战略导弹惯导平台系统误差模型中,误差系数分别达到 80 多项和 70 多项。如美国的“民兵”系列导弹惯性平台,陀螺仪的误差系数有 75 个,加速度表的误差系数有 55 个。

而我国目前惯性器件的误差模型所包含的误差系数远远低于这个数目。以捷联惯导为例,仅标定了 36 个误差系数(其中陀螺仪 21 个,加速

度计 15 个)。所使用的误差模型一般都是静态误差模型,忽略了很多高阶项,由此带来的工具误差直接制约着导弹武器精度的提高。因此,需要进一步深入系统地研究惯导系统误差分离技术。

目前,国内普遍采用的误差模型都是简化模型,即捷联惯组中陀螺仪误差模型仅考虑到常值漂移和一次项漂移,加速度计误差模型也仅考虑到零偏和标度因数误差。其常用静态误差模型^[3-4]为:

$$E/K_1 = K_0 + a_I + K_O a_P + K_P a_O \quad (2)$$

其中: E 为加速度的输出; a_I, a_O, a_P 为沿输入轴、输出轴、摆轴方向的加速度; K_0 为加速度计零偏; K_1 为加速度计标度因数; K_O, K_P 为安装误差。

目前的简化误差模型为:

$$a = K_0 + K_1 a_I \quad (3)$$

由于在地面标定误差系数时,测试环境为重力加速度 $1g$ 和地球自转角速度 ω ,一般认为二次项等高阶误差项可以忽略。实际上,当导弹在助推段时,重力加速度可达 $10g$,角速度可达 100Hz 。这样,简化的误差模型将会引起较大的测量误差,在高 g 环境时加速度计的高阶系统测量误差值是比较大,这主要是地面标定的误差模型没有真实反映天上的环境,造成惯性器件“天地不一致”的现象。现在的处理方式是把系统误差 Δa 看作随机误差,这样就会引起导弹的速度误差和位置误差,不能保证导弹的 CEP 要求。因此,需要进一步深入系统地研究捷联惯组误差模型,并通过火箭橇试验等多种试验手段进行验证和完善。

2 捷联惯组火箭橇试验

火箭橇推进系统一般采用多枚固体火箭发动机串并联捆绑使用。控制系统对点火时序、制动和分离进行精确

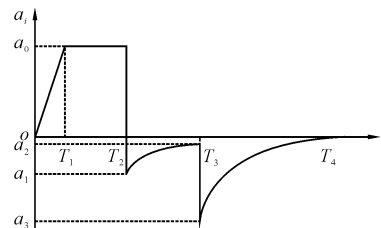


图 1 火箭橇加速度特性示意图

的控制。要求整个系统可以根据不同的过载曲线要求进行较为灵活的控制。火箭橇的加速度特性如图 1 所示。其中: $0 \sim T_1$ 为加速段, $T_1 \sim$

T_2 为稳速段, $T_2 \sim T_3$ 为风阻段, $T_3 \sim T_4$ 为制动段。 a_0 为所要求的最大加速度值, a_3 为所要求的最大负加速度。文献[5]给出的一条火箭橇从开始运行到停止的加速度运行曲线如图 2 所示。

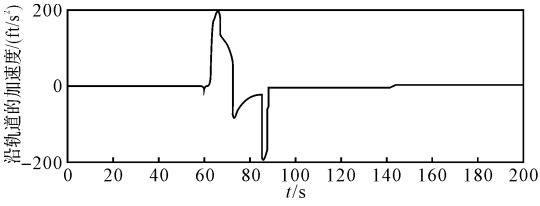


图 2 顺轨道加速度迹线

在进行火箭橇试验之前,首先要进行惯导装置的地面测试,进行对准和标定。惯导装置的地面试验主要是指采用分度头、转台、离心机等测试设备来解算误差模型系数,这些系数将在后处理中用于数据分析。对重力和柯氏力的影响要进行修正,以得到敏感的位置。补偿线性可调差动变换器的数据,该数据测量了火箭橇壳体与惯导装置之间的相对运动。补偿标准误差源的遥测数据,用空间/时间数据同步遥测数据,并计算出轨道比较量。最后进行数据分析和处理。

3 捷联惯组火箭橇试验数据处理方案

3.1 误差分离方案^[6]

捷联惯组完善的误差模型是基础,数据的精确充分测量是条件,而科学的误差分离法是保证。因此需要再深入研究其各自的机理和方法,通过试验不断完善和发展,以期最终解决捷联惯组火箭橇试验中综合误差分离。

捷联惯组火箭橇试验条件下误差分离的方案是:在捷联惯组的现有误差模型基础上,利用火箭橇试验中各种测试系统的精确测量,得到捷联惯组的时间序列数据,结合火箭橇试验精确设定的运动信息(时间-加速度),根据这些输入信息(位置信息和运动信息)和输出信息(加速度计和陀螺仪的输出),经过非线性时变数据处理、建模和参数辨识方法,分离出惯性器件的各种静态和动态误差系数。其简化流程如图 3 所示。

大部分的测试目标用回归分析来检验,回归分析是采用误差函数来分离、辨识和估计系统误差的。距离域误差函数是通过区分来产生,从地球中心惯性坐标框架和轨道坐标框架中的参考

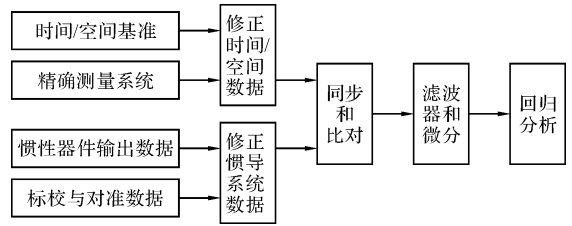


图 3 捷联惯组火箭橇试验误差分离简化流程位置矢量距离数据转化而来的。速度域误差函数是通过产生距离误差函数的一个平滑的导数来计算的,检验专门的误差信号并且为不可预期的误差建模以量化系统性能。回归分析为常值状态变量提供了最大似然解,即最小二乘解,也就是被观测噪声的统计和验前状态矢量的统计加权。采用最大似然估计量处理过程的卡尔曼滤波机械编排,利用它可以避免病态矩阵的转置。而且这种方法在各个精确点上能够提供状态矢量估算以及误差协方差矩阵估计。作为时间函数性能的观测结果可供深入了解可能的模型化误差或不合理的噪声统计。回归时要去除一些间隔或误差,因为这些间隔可能含有已知的轨道误差或者不能用模型化误差拟合的间隔。

3.2 试验数据的处理方法研究

误差分离试验的数据处理方案如图 4 所示。

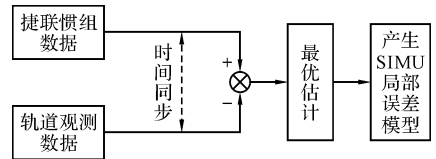


图 4 捷联惯组动态试验数据处理简化流程

首先将捷联惯组的遥测数据与轨道观测数据进行时间同步,然后计算出二者的比较量,并将其作为最优滤波器的观测量,利用最优滤波估计惯性装置的动态误差系数,最终实现惯性装置的动态误差分离。在基于火箭橇的惯性装置动态误差系数分离试验中经常采用的是卡尔曼滤波方法。卡尔曼滤波算法用于在火箭橇测试序列中获得最佳估计值,与此同时采用固定点平滑算法,及时地向前进行递归以便得到初始发射点平滑的估计值。选择速度域用于滤波器测量误差更新,是因为它在位置域上提供了改进的可分离性并且在加速度域中明显地只有较少的噪声。通过预运行,热运行和后运行阶段,改变测量误差值来实现滤波器加权和追踪控制。

4 结 论

文中主要对捷联惯组高阶误差系数的分离理论和方法以及动态测试数据处理方法进行了探讨。提出了基于火箭橇试验的动态条件下的误差分离和数据处理方案,并对火箭橇试验中数据处理方法进行了分析。这些研究为在我国进一步开展捷联惯组火箭橇试验研究提供理论基础。

参考文献:

[1] 夏刚,李丹东,陈效真. 惯性系统与火箭橇试验 [C]// 导航与控制译文集,北京,2005,1.
 [2] 李庆中. 国外提高导弹、运载火箭精度的一些措施 [C]// 航天科技情报研究报告系列文集(一),1991.
 [3] 王宏力. 某型导弹速率捷联惯性测量组合及单元测试[M]. 第二炮兵工程学院,2000.
 [4] 陆元九. 惯性器件[M]. 北京:宇航出版社,1993.

[5] Anthony Lawrence. Modern Inertial Technology [M]. Springer,1998.
 [6] Carroll M Shipplett. Evaluation of AIRS inertial measurement unit accuracy from rocket sled test data[C]// Guidance and Control Conference, San Diego, CA, 1982,08.
 [7] Elder J S, Yem T, Dang M, et al. An analytical model and a hit-point sensor[C]// AIAA, Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, 36th, Reno, NV, 1998,01.
 [8] Coulter J E, Holdeman R E. Dynamic testing of the missile performance measurement system[C]// American Institute of Aeronautics and Astronautics, Guidance and Control Conference, Boulder, Colo; United States, 1979,08.
 [9] 汪立新,钱培贤,刘洁瑜. 某型捷联惯性测量组合动态标定技术方案[J]. 二炮工程学院学报,2003(10).

(上接第 255 页)

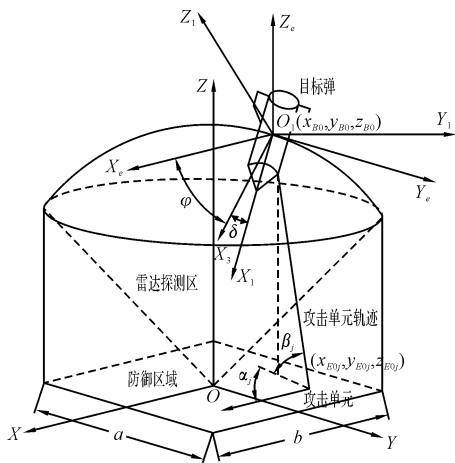


图 3 仿真的条件



图 4 场景效果

仿真过程,可以直观地认识到所构筑火力网的缺陷。并且,由于仿真的过程以图形的方式展示给模型的构造者和软件开发,反过来可以直观地验证所确定的数学模型和算法的正确性。但其最大的作用在于可以在一定程度上代替实际的物理仿真实验,大大减少系统研制检验的费用。当然,文中研发的软件还有很多不足和值得进一步研究之处,如可采用数据挖掘技术对自动分布优化等智能化功能进行开发,提高碰撞检测的精度及实时性以使软件可以应用于实时监控等。

参考文献:

[1] 黎春林,冯顺山. 超近程反导武器系统探讨[J]. 现代防御技术,2003,31(1):12-20.
 [2] 高云生. 国外近程武器系统的现状及发展趋势[J]. 现代防御技术,1995,23(5):22-27.
 [3] 张少文,董秋仙,顾文彬,等. 攻击单元与目标交汇准则的研究[J]. 南昌大学学报(工科版),2007,29(1):16-18.
 [4] 董秋仙,张少文,顾文彬,等. 有效空中来袭目标确定准则的研究[J]. 南昌大学学报(理科版),2006,30(6):545-548.
 [5] 董秋仙,顾文彬,张少文,等. 基于灰色关联分析的攻击单元设计方案的评选[J]. 光电与控制,2008,15(3):76-78.

4 结 论

相对于单纯的数字仿真,通过观察分析图形