

## 导弹武器惯导系统传递对准技术综述

郑辛<sup>1</sup>, 武少伟<sup>2</sup>, 吴亮华<sup>2</sup>

(1. 航天科工集团三院, 北京 100074; 2. 北京自动化控制设备研究所, 北京 100074)

**摘要:** 按照传递对准所包含的技术内容, 概述了国内外导弹武器惯导系统传递对准发展现状。分析和归纳了传递对准技术发展过程中所涉及的基础理论和模型方法, 着重强调了匹配方法、异常基准信息、动态挠曲变形、数据延迟、量测噪声预处理等影响传递对准性能的重要因素, 并给出了解决这些问题的基本思路。最后, 初步讨论了导弹武器惯导传递对准技术的发展趋势。

**关键词:** 惯导系统; 传递对准; 综述; 发展趋势

**中图分类号:** U666.1   **文献标志码:** A   **文章编号:** 2095-8110(2016)01-0001-08

### Overview of Transfer Alignment Technology of Missile Inertial Navigation System

ZHENG Xin<sup>1</sup>, WU Shao-wei<sup>2</sup>, WU Liang-hua<sup>2</sup>

(1. The 3rd Academy of China Aerospace Science & Industry Corp., Beijing 100074, China;  
2. Beijing Institute of Automatic Control Equipment, Beijing 100074, China)

**Abstract:** The present status of transfer alignment technology of missile inertial navigation system both here and abroad was put forwards based on the content of transfer alignment technology. Basic theory and models in transfer alignment technology were analyzed and summarized, while emphasizing the matching method, abnormal reference information, dynamic flexure deformation, data delay, preprocessing of measurement noise which influences the performance of transfer alignment and giving the basic tenor to solve the problem. The development trends of transfer alignment technology of missile inertial navigation system were also discussed.

**Key words:** Inertial navigation system; Transfer alignment; Overview; Development trends

## 0 引言

导弹武器惯导传递对准是指武器平台运动条件下, 平台上待对准的导弹武器惯导系统利用已对准好的处于导航状态的高精度主惯导系统的信息进行初始对准的方法。传递对准性能在很大程度上决定着飞机、舰船、潜艇等作战平台上导弹武器的快速反应和精确打击能力。因此, 自20世纪60年代诞生以来, 传递对准作为现代武器装备的一项关键技术, 一直受到西方惯性技术先进国家的重视。20世纪80年代中期以前, 国外传递对准研究主要集中于各种匹配方法和卡尔曼滤波模

型; 80年代中期以后, 主要研究快速对准匹配方法和影响对准精度的干扰因素, 并进行了大量试验验证; 到90年代中期, 国外传递对准技术已比较成熟且应用广泛, 之后较少见到相关文献发表<sup>[1-4]</sup>。国内传递对准研究起步于20世纪80年代后期, 在借鉴国外成果的基础上取得了丰硕的研究成果, 并广泛应用于各类型的导弹武器。

纵观传递对准技术的整个发展过程, 传递对准技术的研究主要集中在传递对准基础理论、传递对准模型与方法这两个方面。下面从这两个方面概述导弹武器惯导传递对准技术的现状, 然后初步探讨导弹武器惯导传递对准技术的发展

收稿日期: 2015-11-02; 修订日期: 2015-12-12。

作者简介: 郑辛(1969-), 男, 博士, 研究员, 主要从事导航与定位方面的研究。

趋势。

## 1 国内外传递对准技术现状

### 1.1 国外技术现状

#### 1.1.1 传递对准基础理论

##### (1) 参数辨识方法

参数辨识方法是传递对准实现的主要技术手段。由于惯导系统是随机系统，在惯导系统初始对准过程中，需要对各误差状态进行估计从而实现状态反馈控制。从20世纪70年代初期Kalman滤波理论诞生以来，卡尔曼滤波成为了传递对准的基本实现方式。

其中，Baziw和Leondes建立了惯性测量单元空中对准和标定用的符合最小方差估计的误差模型<sup>[5-6]</sup>。Schneider提出了用于捷联惯导系统传递对准用的卡尔曼滤波器公式<sup>[7]</sup>。但是在进行卡尔曼滤波器设计时，由于所采用的数学误差模型不够准确容易造成的滤波器发散。为了解决这一问题，采用自适应卡尔曼滤波或对滤波器估计误差验前协方差矩阵进行加权处理。同时， $H_{\infty}$ 滤波器对抑制模型和噪声中不确定性误差的影响也十分有效，可以实现快速对准且具有较高的精度。

另外，由于卡尔曼滤波器的运算时间与系统阶次的三次方成正比，当卡尔曼滤波器系统的阶次较高时，卡尔曼滤波器就失去实时性。Hecht利用神经网络实现惯导系统的初始对准<sup>[8]</sup>，其对准精度与卡尔曼滤波精度相当，实时性大大优于卡尔曼滤波器。利用神经网络技术，以多个观测值为输入样本值，通过神经网络的学习能力，使神经网络的输出逼近系统所需的状态估计，然后利用“分离定理”实现系统反馈控制，以补偿初始对准系统的误差，是实现惯导系统快速对准的有效手段。

此外，UKF滤波和粒子滤波器（particle filter）是近几年发展起来的非线性滤波技术，特别是粒子滤波器适用于非高斯噪声情况下的非线性估计，由于计算量大，因此开发高效实时算法是UKF滤波和粒子滤波技术应用于惯导对准的关键。

##### (2) 可观测性分析理论与方法

系统可观测性分析包括两个内容：一是确定系统是否完全可观测；二是对不完全可观测系统

大致确定哪些状态变量可观测，哪些状态变量不可观测。在静基座对准时，平台式惯导系统的卡尔曼滤波模型为线性定常系统，捷联惯导系统可近似为线性定常系统。在动基座对准时，二者均为线性时变系统。线性定常系统的可观测性分析起来比较容易，但线性时变系统的可观测性分析起来就比较困难。Кузовков提出了用行列式方法分析惯导系统的可观测性<sup>[9]</sup>，此方法可以确定可控、可观测状态的维数，确定不可观测状态与可观测状态的线性关系。Ham指出利用卡尔曼滤波器的估计误差协方差阵的特征值和特征向量来指示系统的可观测度<sup>[10]</sup>，利用该方法能够判断出完全可观测系统的可观测度。Jiang利用Bar-Itzhack和Berman提出的误差模型，分析了工作在地面对准阶段的INS的可观测性，推导了地面固定基座INS对准用的估算算法<sup>[11]</sup>。Goshen-Meskin和Bar-Itzhack提出了一种十分有效的分段线性定常系统可观测性分析方法<sup>[12-13]</sup>，用线性时变系统所提取的可观测矩阵代替系统的总的观测矩阵来分析系统的可观测性。此方法使线性时变系统的可观测性分析问题的研究前进了一大步，具有重要的应用价值。但分段线性定常系统也只能对系统状态变量的可观测度进行定性分析，无法给出定量值。

#### 1.1.2 传递对准模型与方法

传递对准模型的建立以及传递对准方法是实现传递对准的具体实现方式，模型和方法的好坏在很大程度上决定了传递对准性能的优劣。

1989年以前，国外提出了位置匹配、速度匹配、积分速度匹配、加速度匹配等常规方法，其中位置匹配和速度匹配方法比较成熟，也是早期最常用的方案之一，美国B-52战略轰炸机发射的AGM-86B巡航导弹、AGM-69 SRAM（近程攻击导弹）、“飞马座”运载火箭采用的是位置匹配方法；位置匹配、速度匹配的对准精度较高，但方位对准时需进行航行机动，对准时间分别长达30min和15min<sup>[3]</sup>。美国航母舰载机舰上对准采用的是位置匹配方法（粗对准阶段为“位置+方向余弦”匹配），多普勒辅助空中对准采用的是速度匹配方法，GPS辅助空中对准采用的是“位置+速度”匹配方法<sup>[14-15]</sup>。

针对现代战争快速反应的需求，1989年Kain

J. E. 和 Cloutier J. R. 首次提出“速度+姿态”匹配方法<sup>[16]</sup>，只需进行简单的机翼摇摆即可完成方位对准，对准时间缩短到 10s，而姿态精度可达到 1mrad 以下，此后战术导弹快速传递对准技术进入应用阶段。1992 年，Tarrant D. 等将“速度+姿态”匹配方法用于车载发射的 ADKEM 先进动能导弹<sup>[17]</sup>，其平均飞行时间为 10s，对传递对准快速性有严格要求。AH-64 阿帕奇武装直升机也是采用“速度+姿态”匹配方法对机载武器进行对准。“速度+方位角”匹配是“速度+姿态”匹配的简化，在 F-16 战机发射的“企鹅-III”反舰导弹中得到应用。1991 年 Rogers R. M. 提出“速度+角速率”匹配方法<sup>[18]</sup>，采用水平面内的航行机动，对准时间小于 10s，且能估计惯性误差。

至此，国外的传递对准模型与方法已基本完善，形成了计算参数匹配方法和测量参数匹配方法两类传递对准方法，在以后一段时间内，研究者将大部分精力投入到传递对准的工程应用实现技术研究中。

针对机载导弹惯导系统传递对准方法，美国波音公司 Harald A. Klotz, Jr 博士和其同事 Charles B. Derbak 针对美国空军和海军 JDAM（联合直接攻击弹药）项目开发了适应多发平台机载制导炸弹惯导通用传递对准模型<sup>[19-20]</sup>，综合考虑不同发射平台的数据传输频率、分辨率、传输延迟、杆臂误差，安装角误差之间的差异，通过大量的仿真、试验，最终认为速度积分匹配相比位置匹配、角速度匹配、角速度积分匹配、速度匹配以及双积分速度匹配具有最优的传递对准性能，速度积分匹配相对速度匹配具有对机翼挠曲变形的不敏感性以及对旋转发射架运动的抗干扰性能。针对舰载导弹传递对准方法，Titterton D. H. 等研究了舰载导弹惯导系统在各种海况下的对准问题<sup>[21]</sup>。研究结果显示，就短距离对准来说，当舰船保持固定的航向时，“加速度”+“角速度”匹配法在中浪以上各种海况下，十几秒内可以完成准确对准（航向标准偏差低于 0.125°）；在一定海况条件下，对准精度和时间随舰船速度和舰船航向相对海浪运动的角度而变化；在短距离对准情况下，典型惯性器件（如 10（°）/h 陀螺仪和 0.01g 加速度计）可以满足对准要求；执行转弯机

动运动，可大大改善对准性能。就长距离对准而言，在舰船具有一定的角运动且船体存在挠曲变形的情况下，只有“速度”+“角速度”匹配法存在提供准确对准的可能。当船体纵向挠曲变形与船体的摇摆幅度比较小时，子惯导系统各轴可以取得准确的对准，但可靠获得准确对准的海况范围相当有限。在能够诱发船体挠曲变形的海况下，只有当舰船航向垂直或近似垂直于海浪来向时，才有可能实现准确的对准。在长距离对准情况下，只有较高等级惯导器件（如 0.01（°）/h 陀螺仪和 100 $\mu$ g 加速度计）可以满足对准要求。

基准惯导输出信息的品质是影响传递对准性能的关键因素。武器平台上主惯导系统为了提高其长时间导航精度，通常利用计程仪、卫星导航系统等辅助信息进行误差修正，在误差修正或辅助信息异常时，主惯导系统基准信息往往出现跳变等问题，导致武器传递对准性能下降甚至对准失败。针对该问题，美国专家 Paul D. Groves 提出三种解决方法<sup>[22]</sup>：主惯导系统同时输出纯惯性信息和组合信息；主惯导系统同时输出组合信息和误差修正量；子惯导系统对主惯导系统异常信息进行监测和隔离。

由于惯导系统需要在运动基座上完成初始对准，这就带来了一系列由于运动而引入的干扰，影响了传递对准的性能。如主惯导与子惯导安装位置不同引入的杆臂效应干扰，载体结构变形引起的挠曲变形干扰，基准信息传递不同步引起的干扰等。因此，如何消除动态干扰因素对传递对准的影响是传递对准实现的关键。由于国外的技术保密，很难见到相关的技术文献，但从有限的资料推断，国外学者对惯导系统在传递对准过程中的动态干扰因素处理问题进行了深入的研究。

Kain J. E. 将机翼结构振动引起的高频挠曲运动视为三阶 Gauss-Markov 过程，并以此为基础构造真实的模型<sup>[16]</sup>。为了增加传递对准的快速性，将真实模型中与机翼挠曲运动有关的状态删除，而后在模型中注入白噪声，并根据真实模型的协方差分析结果来确定注入白噪声的强度。这种方法除了可以补偿挠曲运动外，还可以增加滤波器的鲁棒性。Spalding K. 在 Kain J. E. 工作的基础上，进一步将机翼挠曲运动分解为准静态挠曲和



高频挠曲两种模态<sup>[23]</sup>。准静态挠曲模态是飞机动力特性与武器投放时载荷变化所引起的低频机翼弯曲现象,高频挠曲模态是飞行时飞机受到的扰动所引起的5~10Hz的结构振动,其高频挠曲模态的描述与补偿借鉴了Kain J. E.的研究成果,同时将准静态挠曲模态也视为三阶Gauss-Markov过程,但选择了一个随着机动运动而减小的时间常数,用以逼近机翼在机动运动中的真实挠曲过程。You-Chol Lim针对舰船挠曲运动的特点,认为挠曲运动的Y轴(立轴)分量对方位角的误差估计影响较大,而其他两轴相对较小,可以忽略不计,进而将与挠曲运动Y轴分量紧密相关的状态变量和测量变量删除,并提出了“DCM部分匹配”方法<sup>[24]</sup>。Chung Yang在研究车载“ADKEM”的快速传递对准时,通过增加过程噪声和测量噪声水平,并应用较高幅度与强度的机动以及持续的机动来控制挠曲运动干扰<sup>[25]</sup>。另外,Titterton D. H.、Kelley R. T.和Kaiser J.等利用准确、实时的局部惯导基准来辅助子惯导系统的对准,以解决舰载武器惯导系统在运载器挠曲变形和振动的条件下进行快速传递对准的难题<sup>[21,26-27]</sup>。

针对基准数据传输延迟问题,Harold A. Klotz等<sup>[19]</sup>针对JDAM机载导弹惯导系统传递对准算法分析指出,基准信息传输延迟包括固定时间延迟和随机时间延迟两部分,10ms的基准信息传输延迟在一次机动中将导致数个毫弧的方位对准误差;针对传输延迟误差,在传递对准模型中增加了时间延迟误差模型,对其进行估计从而降低传输延迟对传递对准精度的影响。You-Chol Lim等针对舰载导弹的传递对准,分析了时间延迟对速度测量和姿态测量的影响<sup>[28]</sup>,认为传递对准延迟对姿态测量的影响较大。在此基础上,将传递时间延迟变量纳入卡尔曼滤波器的状态变量之中,建立了包括时间延迟误差在内的传递对准模型。You-Chol Lim采用 $H_{\infty}$ 滤波器进行了仿真<sup>[28]</sup>,结果表明,利用 $H_{\infty}$ 滤波器对传递对准时间延迟引起的误差进行补偿,方位角误差可减小到未补偿时的1/4。

研究表明,测量数据的预处理不仅有助于平滑高频振动噪声,而且有利于对准滤波器计算效率的提高。Robert M. Rogers在其著作中给出了基于高频量测数据的求和测量、数据平均和数据求

和测量的改进卡尔曼滤波量测方程,实现了通过减小估计误差协方差来改进滤波估计,同时可加快滤波收敛速度<sup>[29]</sup>。Kohei Ohtsu等采用了一种最小二乘滤波器处理受到杆臂等影响因素干扰的测量信号的前置滤波方案,仿真结果肯定了这种方法对大幅度提高精度与缩短对准时间的有效性。Spalding K.为解决快速传递对准高速测量及数据处理问题,在卡尔曼滤波器之前增加了一个“前置滤波器”<sup>[23]</sup>。协方差分析结果表明,在6s内,对准精度可达到每轴1mrad以下。Schlee F. H.使用一个“外部滤波器”与“内部滤波器”串联,用以提高GPS/INS组合导航系统的对准精度,并指出最佳数据更新频率为1Hz<sup>[30]</sup>。

对于机动发射的弹道导弹而言,由于角分级的方位对准误差可引起千米量级的落点误差,因此对惯导系统方位对准精度的要求很高,该类导弹的方位对准一般采用光电瞄准方法<sup>[31-32]</sup>。20世纪50年代后期,美国研制的“北极星”潜射弹道导弹采用全惯性制导,通过光电瞄准将潜艇导航系统的方位基准传递给导弹惯导系统,实现多发导弹的同时瞄准;为消除潜艇变形对瞄准精度的影响,除感应同步机构外,还采用了光电同步机构。60年代美国研制的“海神”潜射弹道导弹也采用了全惯性制导和光电瞄准方式。

光电瞄准的精度高,但设备复杂、精密,装调、校准和维护困难,而且光电通道占用较大的空间。随着星光、GPS等技术的发展,多信息组合制导技术得到应用,极大提高了导弹命中精度。20世纪70年代美国研制的“三叉戟”I C4潜射弹道导弹采用了惯性/星光制导,80年代研制的“三叉戟”II D5潜射弹道导弹采用了惯性/星光/GPS制导。从已有资料来看,国外机动发射的弹道导弹将光电瞄准方法与惯性/星光制导相结合,采用快速粗略瞄准方式,在确保精度的同时显著缩短了作战准备时间。

## 1.2 国内技术现状

至20世纪90年代初期,以美国、俄罗斯为代表的先进技术国家,传递对准技术理论研究及工程应用已比较成熟。而此时,国内的传递对准技术研究才刚起步。因此,国内对传递对准技术的研究主要是借鉴国外的相关技术理论,经过几十

年的发展,传递对准技术获得了广泛应用。

由于国内在开展传递对准研究初期,传递对准的各种理论已基本成熟,国内在传递对准技术理论方面基本没有提出新的理论。值得一提的是,在20世纪90年代末期,东南大学万德均、程向红等专家提出了一种基于奇异值分解的可观测度分析方法<sup>[33]</sup>,为参数辨识的可观测度分析提供了有效的指导。目前,国内在该技术领域的研究重点主要放在各种系统参数辨识方法的研究上,如自适应滤波器、 $H_\infty$ 滤波器、各种非线性滤波器及融合滤波器或估计器等。

目前国内所研究和采用的传递对准方法绝大部分都是借鉴国外成果,在模型参数的选择、边界条件的设置等方面进行相应的研究和改进,针对传递对准模型参数选择、平台的运动特性、系统参数辨识方法以及误差校正技术进行有效的结合。从国内应用情况来看,空中、海上导弹子惯导与平台上主惯导之间安装关系一般可预先标校,补偿后可采用标准卡尔曼滤波。舰载机通过对初始方位角进行校正,也可采用标准卡尔曼滤波。

长期以来,国内在此方面的研究成果较少,主要原因在于传递对准的工程应用较少,理论研究和实际应用脱节。直到“十五”期间,随着工程应用的增多,逐步重视传递对准工程应用技术的研究,主要集中在对量测信息的预处理、抗动态干扰滤波以及快速传递对准方法等技术的研究。具有代表性的研究成果包括扈光锋等提出的姿态匹配测量延迟的补偿方法<sup>[34]</sup>,陈凯等对四种不同的姿态匹配传递对准方法进行了对比分析<sup>[35]</sup>,郑辛等明确了异常基准信息影响传递对准性能的机理并给出了解决方案<sup>[36]</sup>等。

## 2 传递对准技术发展趋势

### 2.1 传递对准快速性、保障条件简单化是传递对准技术研究和装备发展的持续要求

传递对准的快速性、保障条件简单化决定了导弹武器的实际作战使用性能。可能由于保密原因,国外武器传递对准期间对武器平台运动状态和主惯导系统基准信息特性的要求不详,很少见到相关描述。为使JDAM适应美军各种战机上不同的使用条件和设备状况(基准信息频率、协议

等),波音公司采用了速度积分匹配方法及振动监测器,该方法受机翼挠曲变形影响小,且快速连续,可减小武器使用延迟,从而简化了外部保障条件<sup>[19-20]</sup>。

国内早期的舰载、机载导弹通常采用速度匹配+方位装定的方法。随着技术进步和武器要求提高,采用速度匹配方法;为缩短对准时间,采用“速度+姿态”匹配方法;为确保快速性和导航精度,有的舰载武器采用“速度+位置”匹配方法。目前,国内现有的主惯导系统通常只提供组合导航一种信息输出,在阻尼切换、组合修正、武器平台航向机动等情况下基准信息存在跳变问题,对武器子惯导系统传递对准的影响较大,只能被动地提出对武器平台运动限制,这一保障条件增加了部队负担。从已有信息推断,美国船用惯导系统MK 39/49、法国船用惯导系统SIGMA 40很可能提供了纯惯性、组合等多种信息输出,能够充分保障武器传递对准使用需求;目前尚未见到美军武器因基准信息问题而对武器平台运动状态进行限制的描述,可能与此有关。国内新研的船用、机载主惯导系统提供了纯惯性、组合等多种信息,预计将为武器快速对准、放宽运动限制提供有效保障。

从国内外技术现状和发展趋势来看,匹配方法快速性、保障条件简单化是装备发展的持续要求,也是传递对准技术研究的动力。

### 2.2 对准算法通用化、参考信息多样化是传递对准技术研究和装备发展的一个重要方向

从战斧巡航导弹、航母舰载机、JDAM等武器研制和改进过程来看,降低武器成本和使用要求一直是美军装备的发展方向,为此一方面采用低成本、高可靠的硬件,尽可能采用商业级产品并适当降低质量检验标准;另一方面采用通用对准算法以适应多种武器平台<sup>[19]</sup>。以JDAM为例,由于需要设计应用于美军几乎所有的作战战机(如B-52、B-1、B-2、F-22、F-16、F-15、F-117等),飞机型号繁多,相应的使用条件和设备状况差别较大,如发射架安装方式、武器安装角度、杆臂长度、火控系统数据传输速率与传输协议、数据传输延时、机载惯导系统高度阻尼方式等,均不相同,因此JDAM传递对准算法必须适应以上多种

武器发射平台的需要。

随着技术发展,武器平台上除主惯导系统外,还配备了卫星导航系统、多普勒雷达、大气传感器等多种设备,武器上也配备了多种设备,国外开展了利用多样化的参考信息辅助武器进行飞行中对准的技术研究<sup>[4,14-15,21]</sup>。对舰载导弹而言,这不仅摆脱了舰上传递对准受海况、舰船机动能力的限制,而且飞行对准可与舰上对准互为备份。Titterton D. H. 研究了利用舰载雷达辅助导弹惯导进行空中对准的问题<sup>[21]</sup>,针对雷达不同数据率、不同等级导弹惯导、是否估计惯性器件误差的研究结果表明,舰载雷达的辅助有助于提高导弹对准性能,该方案适用于近距离辅助导弹对准。Ohlmeyer E. J. 为美国海军战区拦截导弹 SM-3 开发了一种基于 GPS/Radar/INS 舰载导弹的飞行对准技术<sup>[37]</sup>,采用了 GPS/Radar/INS、GPS/INS、Radar/INS 三种集成模式,前两种模式不仅设计裕度大,而且成功拦截目标的概率高。Ornedo R. S. 对 Raytheon 公司舰载多级动能拦截导弹 GPS 辅助的惯导飞行对准性能进行了评估<sup>[38]</sup>,研究结果与 Ohlmeyer E. J. 类似。美军航母舰载机也采用了空中对准技术<sup>[14-15]</sup>,其空中对准分为多普勒、大气数据、GPS 等子模式。从已有信息推断,国外可能利用舰载机起飞过程、导弹发射过程中的机动进行辅助对准,另外也可能开展了利用武器数据链信息进行辅助对准的技术研究。

目前,国内部分武器型号已启动对准算法通用化研究,并取得了一定成果,不过受各种因素制约而实施范围较小,尚难满足多平台应用需要。在参考信息方面,目前主要是采用卫星导航辅助进行飞行对准(组合修正),其他参考信息尚未加以利用。

随着现代战争对武器降低成本、简化保障条件及适用多种平台等要求的提高,充分利用各种参考信息并大力推进对准算法通用化,是提高传递对准性能的重要途径,也是传递对准技术研究和装备发展的一个重要方向。

### 2.3 实用多样的滤波方法仍是今后传递对准技术研究和工程应用的重点之一

标准卡尔曼滤波是国内外最常用的误差估计方法,适用于线性误差模型,要求噪声为高斯白

噪声且统计特性已知;其优点是工程实现简单、估计精度高,缺点是在模型或噪声特性不准确情况下滤波精度会下降甚至滤波发散,且应用于高阶模型时计算量大。针对滤波发散问题,国外提出了自适应卡尔曼滤波,通过对估计误差验前协方差进行加权处理、对噪声特性进行估计,提高滤波稳定性;随后提出了  $H_{\infty}$  滤波,以抑制模型和噪声中的不确定性误差。神经网络、模糊逻辑等数据融合技术及小波去噪技术是一种新的发展趋势<sup>[39-41]</sup>。针对计算实时性问题,国外将神经网络技术应用于状态估计,神经网络具有自学习和逼近非线性函数的能力,处理数据具有快速性和并行性,可在获得与卡尔曼滤波相同精度的同时提高实时性。针对模型非线性问题,国外研究了 EKF 滤波、UKF 滤波和粒子滤波等非线性滤波技术,前两者适用于噪声特性已知情况,后者可处理噪声非高斯问题且稳定性好、收敛速度快。

国外导弹传递对准所用滤波方法缺乏相关资料,根据已有信息推断<sup>[42-48]</sup>,美国战斧巡航导弹等可能采用标准卡尔曼滤波,JDAM 采用自适应卡尔曼滤波<sup>[19-20]</sup>。美国航母舰载机在粗对准阶段将方位失准角的三角函数作为状态变量,使得大方位失准角产生的非线性误差模型转化为线性误差模型,精对准阶段采用标准卡尔曼滤波对方位失准角进行估计<sup>[14-15]</sup>。法国 SAGEM 公司 1997 年宣称传统的采用低阶卡尔曼的传递对准技术已过时,该公司采用经过特殊处理的 60 阶快速卡尔曼滤波器对准技术,使对准精度提高了 1 倍,对准时间降低了一半,但技术细节不详。

滤波方法直接关系误差估计效果,是传递对准技术的一个重点,随着小波去噪、模糊逻辑等新技术、新方法的发展,滤波方法将更为丰富多样、工程实用,在适用性、准确度、鲁棒性、实时性等方面取得更为满意的效果。

## 3 结论

传递对准是运动平台武器装备的一项关键技术,经过几十年发展,该技术虽已比较成熟并获得了广泛应用,不过对准精度和快速性始终是武器装备持续不断发展的要求,因此仍有大量理论与应用方面的问题有待进一步研究。从目前的技



术研究和发展趋势来看, 进一步改进滤波方法、寻求更有效的挠曲变形处理方法、充分利用各种参考信息进行辅助对准是提高传递对准性能的有效途径。

#### 参考文献

- [1] 万德均, 房建成. 惯性导航初始对准[M]. 南京: 东南大学出版社, 1998. 1.
- [2] 杨亚非, 谭久彬, 邓正隆. 惯导系统初始对准技术综述[J]. 中国惯性技术学报, 2002, 10 (2): 68-72.
- [3] 朱绍箕. 惯导系统动基座对准技术评述[J]. 战术导弹控制技术, 2004 (3) .
- [4] 孙昌跃, 王司, 邓正隆. 舰载武器惯导系统对准综述[J]. 中国惯性技术学报, 2005, 13 (3), 81-88.
- [5] Baziw J, Leondes C T. In-flight alignment and calibration of inertial measurement units, Part I: General formulation[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1972, 8 (4): 439-449.
- [6] Baziw J, Leondes C T. In-flight alignment and calibration of inertial measurement units, Part II: Experimental results[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1972, 8 (4): 450-465.
- [7] Schneider A M. Kalman filter formulation for transfer alignment of strapdown inertial units[J]. Navigation: Journal of the Institute of Navigation, 1983, 30 (1): 72-88.
- [8] Hecht N R. Theory of the back propagation neural networks proceeding[J]. IEEE International Conference Neural Networks, 1989: 593-605.
- [9] Кузовков Н Т, Карабанов С В, Салычев О С. Непрерывные Дискретные Системы Управления Методы Идентификации[M]. Машиностроение, 1978.
- [10] Ham F M, Brown T G. Observability, eigenvalues, and Kalman filtering[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1983, 19 (2): 269-273.
- [11] Jiang Y F, Lin Y P. Error estimation of INS ground alignment through observability analysis[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1992, 28 (1): 92-96.
- [12] Goshen-Meskin D, Bar-Itzhack I Y. Observability analysis of piece-wise constant system, Part I: Theory[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1992, 28 (4): 1056-1067.
- [13] Goshen-Meskin D, Bar-Itzhack I Y. Observability analysis of piece-wise constant system, Part II: Application to Inertial navigation in-flight alignment[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1992, 28 (4): 1068-1075.
- [14] Brienza D, Bell H. Carrier Aircraft Inertial Navigation System (CAINS) integrated system approach. Integrated navigation Actual and potential Sea-air-space; Proceedings of the international Congress Paris, France, September 21-24, 1982, Volume 1. (A83-24851 09-04) Paris Institut Francais de Navigation. 1982, p. EU-P4-1-A to EU-P4-16-A, .
- [15] William A Chittick. Integration of GPS with the Carrier Aircraft Inertial Navigation System (CAINS) .ION Satellite Division's International Technical meeting. Colorado Springs, CO, Sept. 19-23, 1988. Proceedings (A90-13976 03-17) Washington, DC, Institute of Navigation, 1989: 227-235.
- [16] Kain J E, Cloutier J R. Rapid transfer alignment for tactical weapon applications[A]. Proceedings of AIAA Guidance, Navigation and Control Conference[C]. 1989: 1290-1300.
- [17] Tarrant D, Roberts C, Jones D. Rapid and robust transfer alignment [A] .Proceedings of the first IEEE regional conference on Aerospace control systems[C]. 1993: 758-762.
- [18] Robert M. Rogers. Applied Mathematic in Integrated Navigation Systems, Second Edition. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. , Reston, Virginia. 2003.
- [19] Klotz H A, Derbak C B. GPS-aided navigation and unaided navigation on the joint direct attack munition[A]. Proceedings of the IEEE Position Location and Navigation Symposium[C] , 1998: 412-419.
- [20] 陈凯, 鲁浩. JDAM 导航技术综述[J]. 航空兵器, 2007, 3, 25-33.
- [21] Titterton D H, Weston J L. The alignment of ship launched missile IN system [A] .IEE Colloquium on Inertial Navigation Sensor Development[C]. 1990: 1-16.
- [22] Paul D Groves. Principles of GNSS Inertial and Multisensor Integrated Navigation Systems, GNSS Technology and Applications Series, 2008.
- [23] Spalding K. An efficient rapid transfer alignment filter [A]. Proceedings of AIAA Guidance, Navigation and Control conference [C]. 1992: 1276-1286.
- [24] You-Chol Lim, Joon Lyou. An error compensation method for transfer alignment[A]. Proceedings of IEEE Region 10 International Conference on Electrical and Electronic Technology [C] .2001, (2): 850-855.
- [25] Chung D Y, Lee J G, Park C G, Park H W. Strapdown INS error model for multiposition alignment[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1996, 32 (4): 1362-1366.
- [26] Kelley R T, Carlson N A, Berning S. Integrated inertial network[A]. Proceedings of the IEEE Position Location and Navigation Symposium[C]. 1994: 439-445.
- [27] Kaiser J, Beck G, Berning S. Vital advanced inertial network [A]. Proceedings of the IEEE Position Location and Navigation Symposium[C]. 1998: 61-67.
- [28] You-Chol Lim, Joon Lyou. Transfer alignment error compensator

- design using  $H_{\infty}$  filter [A]. Proceedings of American Control Conference [C]. 2002, (2): 1460-1466.
- [29] Rogers R M. Velocity-plus-rate matching for improved tactical weapon rapid transfer alignment [A]. AIAA Guidance Navigation and Control Conference [C]. 1991: 1580-1588.
- [30] Schlee F H, Toda N F, Islam M A, et al. Use of an external cascade Kalman filter to improve the performance of a Global Positioning System (GPS) inertial navigation [A]. IEEE Aerospace and Electronics Conference [C]. 1988, 1: 345-350.
- [31] Yefimev M V. Bamstic missile aiming Systems [J]. Missile and Rockets, 1970, 123 (4): 23-25.
- [32] 王悦勇, 郭喜庆, 武克用. 国外弹道式导弹方位瞄准技术及其发展 [J]. 光学精密工程, 2002, 10 (1).
- [33] 程向红, 万德钧, 仲巡. 捷联惯导系统的可观性和可观测度研究 [J]. 东南大学学报, 1997, 27 (6): 6-11.
- [34] 扈光锋, 王艳东, 范跃祖. 传递对准中测量延迟的补偿方法 [J]. 中国惯性技术学报, 2005, 13 (1), 10-20.
- [35] 陈凯, 鲁浩, 赵刚, 等. 传递对准姿态匹配算法的统一性 [J]. 中国惯性技术学报, 2008, 16 (2): 127-131.
- [36] ZHENG Xin, WU Lianghua. Effective Reference Information Solutions in Transfer Alignment. Intelligent Computation Technology and Automation (ICICTA). 2011. 3.
- [37] Ohlmeyer E J, Hanger D B, Pepitone T R. In-flight alignment techniques for navy theater wide missiles [A]. AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit [C]. 2001, A01-37312.
- [38] Omedo R S, A Farnsworth K A, Sandhoo G S. GPS and radar aided Inertial navigation system for missile system applications [A]. Proceedings of the IEEE Position Location and Navigation Symposium [C]. 1998: 614-621.
- [39] Tekinalp O, Ozemre M. Artificial neural networks for transfer alignment and calibration of inertial navigation systems [A]. AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit [C]. 2001, A01-37217.
- [40] Sheimy N E, Nassar S, Noureldin A. Wavelet de-noising for IMU alignment [J]. IEEE A&E System Magazine, 2004, 19 (10): 32-39.
- [41] Noureldin A, Sharaf R, Osman A, Sheimy N E. INS/GPS data fusion technique utilizing radial basis functions neural networks [A]. IEEE Position Location and Navigation Symposium [C]. 2004: 280-284.
- [42] Groves P D. Transfer alignment using an integrated INS/GPS as the reference [A]. ION the 55th Annual Meeting [C]. 1999: 731-737.
- [43] Groves P D, Wilson G G, Mather C J. Robust rapid transfer alignment with an INS/GPS reference [A]. ION 2002 National Technical Meeting [C]. 2002: 301-311.
- [44] Snyder S, Torrey P, Kohli S. INS/GPS operational concept demonstration (OCD) high gear program [A]. Proceedings of the IEEE Position Location and Navigation Symposium [C]. 1994: 292-305.
- [45] Hyslop G, Gerth D, Kraemer J. GPS/INS integration on the standoff land attack missile (SLAM) [A]. Proceedings of the IEEE Position Location and Navigation Symposium [C]. 1990: 407-412.
- [46] Wendel J, Trommer G F. Tightly coupling GPS/INS integration for missile applications [J]. Aerospace Science and Technology, 2004, (8): 627-634.
- [47] Brown A, Sullivan D. Precision kinematic alignment using a low-cost GPS/INS system [A]. ION GPS [C]. 2002.
- [48] Groves P D. Adaptive tightly-coupled, a low cost alternative anti-jam INS/GPS integration technique [A]. ION National Technical Meeting [C]. 2003.