

文章编号: 1672-2892(2010)06-0633-08

惯性导航系统传递对准技术综述

徐 林^{a,b}, 李世玲^a, 屈新芬^a

(中国工程物理研究院 a.电子工程研究所, 四川 绵阳 621900; b.研究生部, 北京 100088)

摘 要: 传递对准是现代惯性制导武器的关键技术。介绍了传递对准的基本原理, 较全面地总结了与传递对准技术相关的理论与方法, 包括惯导系统误差模型、匹配方法、可观测性分析、滤波算法、误差补偿技术、仿真和试验方法等, 给出了一种可用的传递对准数学模型。围绕传递对准的精确度、速度以及对准算法的鲁棒性, 分析和归纳了传递对准技术近年来的进展情况, 指出了研究中所遇到的困难, 探讨了传递对准技术的发展方向。

关键词: 惯性导航系统; 传递对准; 数学模型; 滤波算法; 误差补偿; 综述

中图分类号: TN91; V249.32⁺²

文献标识码: A

Transfer alignment technology of inertial navigation system: an overview

XU Lin^{a,b}, LI Shi-Ling^a, QU Xin-fen^a

(a.Institute of Electronic Engineering, China Academy of Engineering Physics, Mianyang Sichuan 621900, China; b.Graduate School, China Academy of Engineering Physics, Beijing 100088, China)

Abstract: Transfer alignment is one of the key techniques in modern inertial guidance weapons. In this paper, principle of transfer alignment is introduced. Theory and methods in transfer alignment technology are thoroughly summarized, including error models of inertial navigation system, matching methods, observability analysis, filtering algorithms, error compensation techniques, simulation and experiment methods, et al. A usable mathematic model for transfer alignment is presented. From the point view of accuracy, rapidness and robustness, progresses of transfer alignment technology in the past few years are analyzed and synthesized. Difficulties and prospects in transfer alignment are also discussed.

Key words: inertial navigation system; transfer alignment; mathematic model; filtering algorithms; error compensation; overview

惯性导航系统是一种利用惯性传感器测量载体的比力及角速度信息, 并结合给定的初始条件实时推算速度、位置等运动参数的自主式导航系统, 具有抗干扰, 隐蔽性好, 信息全面等诸多优点, 在军事领域有着不可替代的作用。作为一种推算定位方法, 惯性导航系统的缺点在于, 其误差随时间迅速累积^[1]。由于初始条件误差是惯性导航系统的重要误差源, 故精确的初始对准对于保证系统的精确度至关重要。初始对准方法主要有 2 种类型^[2]: 一种是利用陀螺罗经法的自对准; 另一种是主系统与从系统之间的传递对准。与自对准相比, 传递对准所需时间较短, 对惯性传感器的要求较低, 有利于缩短惯性导航系统的准备时间及降低成本。因此, 传递对准技术具有重要的研究和应用价值。传递对准技术研究始于上世纪 60 年代。几十年以来, 众多学者致力于提高传递对准的精确度和速度, 以及对准算法的鲁棒性。他们围绕传递对准模型、滤波算法、传递对准误差补偿技术、仿真及试验方法等领域开展了大量研究。本文较系统地总结了传递对准技术中的相关理论与方法, 重点分析和归纳了近 20 年中发展起来的新理论、新方法, 并探讨了研究的发展方向。

1 传递对准模型研究

传递对准是指用主惯导系统(Master INS)的高精确度导航信息对子惯导系统(Slave INS)进行初始对准的方

法^[3]。与自对准相似,传递对准存在着粗对准和精对准这2个子过程,见图1。粗对准时,子惯导直接利用主惯导的姿态、速度、位置等基准信息进行初始装订。装订完成之后,传递对准滤波器开始利用2套惯导系统的信息进行滤波计算,待估计出子惯导的误差参数后,将其反馈回子惯导系统并予以修正,从而完成精对准。由此可见,传递对准问题的关键是如何建立合适的对准模型,并采用恰当的滤波算法对一系列有关的误差源进行辨识。建立模型是传递对准研究的第1步,也是极为重要的一步。为便于运用卡尔曼滤波等方法对误差参数进行估计,通常将传递对准模型表示为状态空间的形式,其状态方程、观测方程分别由惯导系统误差模型和匹配方法决定。在运用具体的滤波算法之前,还有必要对传递对准模型进行可观测性分析,以确定模型是否有效。

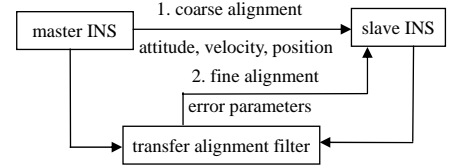


Fig.1 Transfer alignment scheme
图1 传递对准原理图

1.1 惯导系统误差模型研究

在传递对准中,待估计的误差参数主要是子惯导系统的失准角。除此之外,还可能需要对惯性传感器的误差参数进行估计,以供系统补偿使用。相应地,惯导系统误差模型一般由2部分组成:姿态误差模型和惯性传感器误差模型。

1.1.1 姿态误差模型

根据姿态误差定义的不同,惯导系统的姿态误差模型具有多种不同的形式,其中角误差模型和四元数误差模型最具代表性。角误差模型主要用于失准角为小角度的情况,四元数误差模型则多用于失准角较大的情况。

绝大多数情况下,子惯导的失准角满足小角度假设,因此角误差模型在传递对准中广为使用。传统的线性角误差模型主要有 ψ 角误差模型^[4-7]和 Φ 角误差模型^[7-9]这2种。其区别在于: ψ 角为实际平台坐标系(或计算平台坐标系)与计算导航坐标系间的误差角,相应的姿态误差方程无耦合项; Φ 角为实际平台坐标系与理想导航坐标系间的误差角,相应的姿态误差方程含有位置和速度误差的耦合项。Rogers R M^[7]通过对比研究指出,采用 Φ 角误差模型的对准效果好于 ψ 角误差模型。量测失准角模型^[10-12]是近年发展起来的一种新的线性角误差模型。该模型最早由美国学者 Kain J E 和 Cloutier J R^[10]提出。与 ψ 角和 Φ 角不同,量测失准角是在载体坐标系下定义的失准角,代表主、子惯导载体坐标系之间的姿态误差。在量测失准角误差模型中,量测失准角即是状态量,又可以直接作为观测量,因而有利于简化观测方程的形式。陈凯^[13]分析了 Φ 角和量测失准角之间的区别和联系,并证明量测失准角模型是 Φ 角误差模型的一种特殊形式,二者具有一致性。

如果子惯导的失准角较大,采用一阶近似的角误差模型将引起较大的误差。一种有效的解决办法是采用四元数姿态误差模型。Yu M J^[14]通过合理近似,得到了一种线性加性四元数误差模型。跑车对准试验^[14]证明了该模型的精确度高于角误差模型。熊芝兰^[15]推导了精确形式的非线性乘性四元数误差模型和非线性加性四元数误差模型,仿真结果表明基于非线性四元数误差模型的传递对准算法可以有效解决大失准角条件下的惯导系统对准问题。王亚峰^[16]在研究某种舰载垂直发射导弹的传递对准问题时,为克服欧拉角姿态算法的奇异性,也采用了非线性的乘性四元数误差模型,实现了失准角的高精确度估计。

1.1.2 惯性传感器误差模型

惯性传感器误差模型有数学模型与物理模型之分。物理模型的建立依赖于对传感器结构原理的正确认识,易受人们认识水平的限制,因此在实际建模过程中多采用数学模型。Ross C C^[17]将陀螺仪和加速度计的误差建模为一阶 Gauss-Markov 过程。Shortelle K J^[18]在建立惯性传感器的误差数学模型时,考虑了加速度计的常值偏置、陀螺仪的常值漂移以及陀螺仪的刻度系数误差。陈凯^[19]所采用的惯性传感器误差模型中还包含了加速度计的刻度系数误差,其维数高达12维。

针对惯性传感器误差在传递对准模型中可观测度较低、估计效果较差的问题,林敏敏等人^[20]提出了一种分级修正的方法,即先将姿态误差反馈回子惯导系统,完成姿态误差的修正,减小模型误差,之后再估计惯性传感器的误差。仿真结果表明^[20]:如果不采用分级修正方法,当姿态误差较大时,模型误差将会导致不能准确估计出惯性传感器的误差。

1.2 匹配方法研究

匹配方法即观测数据的类型,它是影响传递对准性能的重要因素。一直以来,匹配方法的研究是传递对准技术中最受青睐、也最具特色的研究内容之一。

现有的匹配方法种类很多^[3,10,17,21-25]。根据匹配量的来源,可以分为测量参数匹配法和计算参数匹配法;根据匹配量的性质,则可以分为角运动参数匹配法、线运动参数匹配法和组合参数匹配法,见表1。匹配方法同传递对准的精确度、收敛速度以及模型的可观测性有着密切联系。一般地,在对准精确度方面,计算参数匹配法高于测量参数匹配法;在收敛速度方面,测量参数匹配法快于计算参数匹配法;在可观测性方面,组合参数匹配法好于角运动参数匹配法和线运动参数匹配法。在选择匹配方法时,除需考虑以上3个方面外,还应适当考虑不同的匹配方法在计算量、对辅助机动的依赖程度、适用的惯导类型等方面的差异,具体比较见表2。

在各种非组合参数匹配方法中,速度

匹配由于其对准时间较短,容易实现杆臂误差修正,对挠曲运动噪声以及惯性传感器的测量噪声具有较好的积分平滑作用,且不受惯导类型限制等诸多优点,在传统的传递对准方法中得到了广泛应用。速度匹配的主要缺点在于它对航向失准角和陀螺漂移的估计能力较弱,为加快航向失准角的收敛速度,往往需要载体做一些复杂的机动,如S形机动等。速度匹配过分依赖载体机动这一缺陷导致传递对准的快速性在很长一段时间内没有明显提高。

1989年,美国学者Kain J E^[10]首次提出了速度加姿态匹配的组合参数匹配方法。姿态匹配的特点是在载体做横滚等简单机动的条件下就可以估计出航向失准角,且对陀螺漂移有较强的估计能力,因此在速度匹配的基础上加入姿态匹配可以充分发挥两种匹配量的优势,从而提高传递对准性能。仿真及试验研究结果表明^[10,18],采用该匹配方案可在10s内完成对准,对准精确度可达1 mrad。之后,速度加姿态匹配方法得到了较大发展,出现了多种新的速度加姿态匹配类型,如速度加姿态角匹配^[20]、速度加姿态变化量(角速度的积分)匹配^[26]、速度加姿态矩阵(主子惯导姿态矩阵的差值)匹配^[27]等。仿真研究表明^[20,26-27],采用这些匹配方法均能实现快速、精确对准。Wendel J^[28]对Kain J E所采用的以主子惯导姿态矩阵的乘积作为姿态匹配量的方法进行了改进,在该匹配量的基础上,右乘主子惯导之间方向余弦矩阵(预估值)。这种改进的姿态匹配方法可以用于失准角较大的情况,被称为最优姿态匹配法^[29]。陈凯^[29]研究了姿态角匹配、姿态匹配、姿态矩阵匹配和最优姿态匹配4种姿态匹配量之间的相互关系,并证明了其统一性。

1.3 模型的可观测性研究

传递对准模型的可观测性研究主要包括:a)确定模型是否完全可观测;b)对于不完全可观测的模型,确定哪些状态变量(或状态变量的线性组合)不可观测;c)确定各状态变量的可观测度。

可观测性分析方法因模型而异,定常系统的可观测性分析目前已有成熟的理论,时变系统的可观测性分析则较为困难。然而,传递对准通常在动基座上进行,相应的数学模型恰恰属于时变系统。Goshen Meskin D^[30]以载体运动特征作为分段依据,将对准模型近似为分段定常系统(Piece-Wise Constant System, PWCS),并用提取的可观测性矩阵(Stripped Observability Matrix, SOM)代替总的可观测性矩阵(Total Observability Matrix, TOM)进行分析,使时变对准模型的可观测性分析过程大大简化。

可观测性的强弱用可观测度衡量。同可观测性相比,可观测度能够更精细地反映出传递对准模型的内在特征。现有的可观测度分析方法包括估计误差协方差阵的特征值法与可观测性矩阵的奇异值分解法。特征值法的基本思想是用估计误差协方差阵的特征值和特征向量来对系统的可观测度进行定量描述。该方法依赖于卡尔曼滤波运算,在实际应用中较少使用。奇异值分解法^[31]是东南大学程向红等人提出的一种有效的可观测度分析方法,其基本思想是利用可观测性矩阵的奇异值及右奇异向量对模型的可观测度进行定量描述。近几年来,学术界对基于奇异值分解的可观测度分析方法的关注程度呈上升之势。吴俊伟^[32]将该方法用于某种速度加姿态匹配传递对准模型,得出了有益的结论。戴洪德^[33]对可观测度的定义进行了改进,规范了可观测度的数值范围。

表1 匹配方法的分类

	measurement parameter	calculation parameter
angle motion parameter	angular rate	attitude matrix, attitude angle, etc.
parallel motion parameter	specific force	velocity, position, etc.
combined parameter	specific force plus angular rate, velocity plus angular rate, velocity plus attitude, etc.	

表2 几种典型匹配方法的对比

matching methods	computation complexity	maneuver requirement	applicable INS types
angular rate	less	moderate	SINS
attitude	moderate	moderate	all
velocity	less	higher	all
position	less	higher	all
velocity plus angular rate	more	lower	SINS
velocity plus attitude	more	lower	all

需要指出的是, 现有的可观测度分析方法在理论上还不够完善: a) 特征值(或奇异值)与状态变量的一一对应关系尚无充足的理论支持; b) 在比较状态变量的可观测度大小时, 无量纲化处理的合理性值得商榷。因此, 在传递对准模型的可观测度分析领域还有待深入研究。

1.4 传递对准模型举例

采用传统的 ψ 角误差模型作为姿态误差模型, 惯性传感器误差和主子惯导之间的失准角建模为随机常值, 匹配方法采用速度加姿态匹配, 则可以推导出如下传递对准模型^[34]:

$$\begin{cases} \dot{\psi} = \psi \times \omega_{in}^n + \delta\omega_{in}^n - C_s^n \varepsilon^s + w_1 \\ \delta\dot{V} = [(C_s^n f^s) \times] \psi - (2\delta\omega_{ie}^n + \delta\omega_{en}^n) \times V - (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) \times \delta V + C_s^n \nabla^s + w_2 \\ \delta\dot{P} = \delta V; \dot{\varepsilon}^s = 0; \dot{\nabla}^s = 0; \dot{\phi} = 0 \end{cases} \quad (1)$$

$$\begin{cases} Z_V = \delta V + v_1 \\ Z_\psi (C_b^t C_n^s) = \psi - C_s^n \phi + v_2 \end{cases} \quad (2)$$

式(1)为系统方程, 式(2)为量测方程。式中: i, e, t, n, b, s 分别表示地心惯性坐标系、地心固定坐标系、主惯导导航坐标系、子惯导导航坐标系、主惯导坐标系、子惯导坐标系; ψ 为平台失准角; δV 为速度误差; δP 为位置误差; ε 为陀螺漂移; ∇ 为加表偏置; ϕ 为主子惯导之间的安装误差角; ω 为角速度; f 为比力; C 为方向余弦矩阵; Z 为观测量; w 和 v 分别表示系统噪声和量测噪声。

对于该传递对准模型, 选用合适的滤波算法可以估计出 ψ, ε 等误差参数, 然后反馈至子惯导系统予以修正即可完成精对准。

2 滤波算法在传递对准中的应用研究

传递对准数学模型实质上描述了失准角等误差参数的传播规律及其与观测量之间的联系。滤波算法的作用则是利用这种规律、联系和已知的观测数据对未知的误差参数进行估计。为保证估计的效果, 必须选择合适的滤波算法。在选择滤波算法时, 需考虑算法的适用范围、精确度、鲁棒性以及实时性。

对于线性传递对准模型, 最常用的滤波算法当数(标准)卡尔曼滤波^[6-14, 17-27, 30-34]。作为一种最小方差估计, 卡尔曼滤波算法的显著特点是精确度很高, 但这一优点是有限条件的: 系统噪声和量测噪声须为高斯白噪声, 且噪声统计特性准确已知。如果这个条件不满足, 卡尔曼滤波算法的精确度就会下降甚至发散。另外, 该算法的计算量与模型维数的三次方成正比, 应用于高维传递对准模型时计算量很大。因此, 鲁棒性与实时性是卡尔曼滤波算法面临的最主要的问题。张涛^[35]用基于新息的模糊控制器对噪声特性进行自适应调整, 并采用了联邦滤波器结构, 增强了卡尔曼滤波算法的鲁棒性和实时性。降维处理也是提高算法实时性的常用方法。纪志农^[3]定量地分析了一种 15 维速度匹配传递对准模型中各状态变量对传递对准精确度的影响程度, 发现位置误差、天向速度误差和陀螺漂移 7 个状态变量对传递对准精确度的影响较小, 并以此为依据将原来的 15 维传递对准模型降阶至 8 维。仿真及试验结果表明^[3], 该降阶处理在保证传递对准精确度的同时, 使卡尔曼滤波算法的计算量减少了 85% 左右, 有效地提高了算法的实时性。

当子惯导的姿态误差较大时, 相应的传递对准模型通常为非线性模型。此外, 低精确度的惯性传感器也会导致传递对准问题的严重非线性。扩展卡尔曼滤波算法虽可以用于处理非线性滤波问题, 但其本质是将非线性模型作泰勒展开保留一阶近似实现线性化, 滤波精确度依赖于系统的局部非线性强度。同扩展卡尔曼滤波相比, 无迹卡尔曼滤波的计算量与之相当, 但无需线性化处理, 因此在实际应用中常采用无迹卡尔曼滤波算法代替扩展卡尔曼滤波算法以提高精确度^[15-16, 36]。Yu M J^[37]和傅群忠^[38]分别采用了非线性的 H_∞ 滤波算法和基于序贯重要性抽样的粒子滤波算法, 结果表明这 2 种非线性滤波算法的精确度也高于扩展卡尔曼滤波算法。

近年来, 智能滤波方法以其在实时性方面的优势得到了传递对准学术界的高度关注。李玉峰等人^[39]提出了一种基于 Hopfield 神经网络的传递对准算法, 将传递对准问题转化为神经网络求稳定状态的问题, 开辟了将智能滤波方法应用于传递对准的新思路。计算机仿真结果^[39]证明了该方法的快速性和有效性。王希彬^[40]首次将最小二乘支持矢量机(LS-SVM)用于舰载机惯导系统的传递对准, 建立了 LS-SVM 网络滤波算法。与神经网络方法相比, 该算法的进步是能够在训练的过程中自动确定网络结构, 且避免了“过学习”问题。

3 传递对准误差补偿技术

在实际的传递对准过程中,各种系统误差和随机误差限制了所能达到的对准精确度。这些误差主要包括杆臂效应误差、载体挠曲运动误差、数据延迟误差等。

3.1 杆臂效应误差

杆臂效应是指当刚性载体存在相对于惯性空间的角运动时,处于不同位置的2套惯导系统的惯性传感器将敏感到不同的比力,以致解算出的速度、位置等信息也存在差异的现象。传递对准中,由杆臂效应所引起的主子惯导导航参数的差值信息与子惯导的误差传播特性无关,如不予以消除就会影响子惯导误差参数的估计精确度,进而影响传递对准性能。补偿杆臂效应误差的方法有滤波补偿法和计算补偿法。滤波补偿法的基本思想是,利用载体自身加速度与杆臂效应引起的干扰加速度具有不同的频率分布这一特性,对子惯导系统测得的比力进行滤波处理,减轻干扰加速度的影响;计算补偿法的思想则是首先计算出由杆臂效应引起的差值信息,然后对量测数据进行修正,例如在采用速度匹配时从速度误差的观测数据中扣除杆臂速度等等。李蓓^[41]对这2种方法的补偿效果进行了对比研究,发现计算补偿法的补偿效果好于滤波补偿法。

3.2 载体挠曲运动误差

同杆臂效应类似,载体挠曲运动也会使主子惯导系统的惯性传感器敏感到不同的运动信息,引起观测数据的误差,进而造成传递对准误差。舰船、飞机等运载体的结构挠曲运动规律异常复杂,其精确建模极其困难。在实际应用中,通常只能对挠曲运动误差进行近似处理。Kain J E^[10]在研究机载导弹的传递对准问题时,将机翼结构振动引起的高频挠曲运动建模为三阶Guass-Markov过程。Spalding K^[42]将机翼挠曲运动分解为准静态挠曲运动和挠曲运动2种模态,并分别建模成三阶Guass-Markov过程。为了更好地逼近准静态挠曲运动过程,Spalding K^[42]还在模型中设置了随载体运动状态改变而变化的时间常数。该类方法的特点是模型精确度较高,但也大大增加了模型的维数,影响了传递对准算法的实时性。为此,一些研究^[10-11,26,42]采用增加模型过程噪声和量测噪声的方式来补偿不对挠曲运动进行建模所引起的模型不确定性。孙昌跃^[25]通过测量数据的高速采样并配合数据平滑处理,也较好地克服了舰体挠曲变形对量测数据的干扰。

3.3 数据延迟误差

传递对准要求主子惯导的数据是同步的,但许多实际因素常常使这一条件难以满足。如滤波计算一般是在子惯导系统中进行的,需要主惯导将必要的信息处理之后传输给子惯导系统,而信息的处理和传输均需要一定时间,这样主惯导的数据就会产生延迟。波音公司^[43]在处理JADM系统中的数据延迟误差时,在传递对准滤波器中增加了2个与数据延迟相关的状态变量(分别表示数据的常值延迟和随机延迟),用以对数据延迟误差进行估计和补偿。夏家和^[44]提出了另一种处理主惯导数据延迟的方法。具体做法是,预先存储子惯导数据,待主惯导数据到来后,在主惯导数据对应的真实时刻进行滤波,然后通过时间更新获得当前时刻的状态估计值。仿真结果表明^[44],考虑主惯导数据延迟后,传递对准滤波算法的收敛速度大大改善。

4 仿真及试验方法研究

仿真和试验是检验传递对准模型、算法是否有效的重要手段,其方法好坏往往关系着结果的可信度乃至试验(仿真)的成败。传递对准仿真和试验研究内容包括仿真环境的设计、试验平台与试验方案、对准精确度的评估等。

1) 仿真环境的设计: Jones D^[45]为研究ADKEM(ADvanced Kinetic Energy Missile)的传递对准性能,设计了包括机动运动模块、载体动力学模块等11个模块在内的仿真环境,将捷联解算、惯导误差模拟以及对准滤波等多种功能有机地组织起来。模块化设计增强了仿真环境的通用性和继承性,现已成为一种普遍的设计理念。为适应将GPS作为参考导航系统的需要,周峰^[46]在传递对准仿真环境中增加了GPS模拟模块。

2) 试验平台与试验方案: Shortelle K J等人^[18]在传递对准试验研究中所做的工作包括一系列的实验室试验、跑车试验和飞行试验。实验室试验、跑车试验的试验平台相同,如图2所示。为检验传递对准滤波器对失准角的估计效果,主惯导与子惯导的安装方向被“故意”制造出了一个失准角。“摇翼”机动采用如下方式进行模仿:先将铝板的一端抬起,然后慢慢放回。在进行飞行试验时,主、子惯导的安装情况发生了变化,分别被安装于F-16飞机的设备舱和吊舱内。对于机载武器而言,该试验配置基本上代表了真实的使用环境。国内学者陈璞等人^[47]也进行了传递对准飞行试验研究,所用试验装置与图2类似。

3) 对准精确度的评估: 在传递对准仿真研究中, 为处理惯导系统误差参数的随机性, 常采用蒙特卡洛仿真方法并给出统计意义上精确度指标。对于试验研究而言, 如果能够测得真实的误差参数, 则可将其与对应的估计值进行比较得出传递对准的精确度, 但在某些试验研究中(如飞行试验), 难以测量真实的误差参数。Shortelle K J^[18]采用固定点卡尔曼滤波平滑算法对子惯导系统的误差参数进行估计, 以此评价传递对准的精确度。另一种评估传递对准精确度的间接方法是重导航法^[48]。其基本思想是, 用误差参数的估计值修正惯导系统并重新进行导航解算, 导航误差越小表明传递对准的精确度越高。

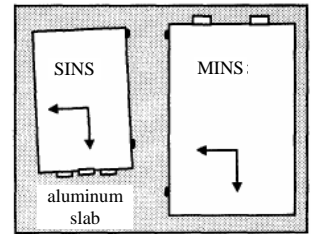


Fig.2 Experimental platform of TA
图2 传递对准试验平台

5 结论

传递对准是现代惯性制导武器的关键技术。本文较全面地总结了与传递对准技术相关的理论与方法, 包括传递对准数学模型、滤波算法、误差补偿技术、仿真及试验方法等。本文的工作可以为传递对准技术研究起到较好的引导作用。

目前, 传递对准技术呈现出如下发展趋势: 1) 参考系统多样化, 由纯惯性导航系统向惯性/卫星、惯性/雷达等组合导航系统发展; 2) 出现了仅以单天线 GPS 作为参考系统的“传递”对准方法, 表明传递对准与空中对准和自对准在概念上的区别正趋于淡化; 3) 应用范围逐步扩大, 空间平台下的传递对准方案逐渐成为研究热点, 子惯导的类型也不再局限于捷联式惯导系统; 4) 随着各种新模型、新算法、新的误差补偿技术的出现, 传递对准的性能仍在逐步提高。由此可见, 传递对准领域中仍有大量理论和应用方面的问题值得进一步研究。

参考文献:

- [1] 屈新芬,李世玲,谭惠民,等. 捷联惯性测高误差分析[J]. 信息与电子工程, 2006,4(3):181-186. (QU Xinfen,LI Shiling, TAN Huimin,et al. Error analysis of altitude measurement using strap-down measurement unit[J]. Information and Electronic Engineering, 2006,4(3):181-186.)
- [2] Titterton D H,Weston J L. Strapdown inertial navigation technology[M]. 2nd edition. USA:AIAA, 2004.
- [3] 纪志农,李海军,李新纯,等. 捷联惯导系统传递对准误差模型降阶分析[J]. 中国惯性技术学报, 2009,17(4):403-407. (JI Zhinong,LI Haijun,LI Xinchun,et al. Reduced error modeling and performance evaluation for transfer alignment of SINS[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2009,17(4):403-407.)
- [4] Lim Y C,Lyou J. An error compensation method for transfer alignment[C]// Proceedings of IEEE Region 10 International Conference on Electrical and Electronic Technology. Singapore:IEEE, 2001:850-855.
- [5] Lim Y C,Lyou J. Transfer alignment error compensator design using H_{∞} filter [C]// Proceedings of the American Control Conference. Anchorage. AK:IEEE, 2002:1460-1465.
- [6] Chaudhuri S K,Nandi P K. Transfer alignment for space vehicles launched from a moving base[J]. Defense Science Journal, 2005,55(3):245-252.
- [7] Rogers R M. Low dynamic IMU alignment[C]// IEEE Position Location and Navigation Symposium. Palm Springs,CA:IEEE, 1998:272-279.
- [8] 王司,邓正隆. 一种新的动基座快速传递对准方案及其仿真研究[J]. 宇航学报, 2005,26(3):321-325. (WANG Si,DENG Zhenlong. A new approach to transfer alignment of inertial navigation system on moving base and it's simulation[J]. Journal of Astronautics, 2005,26(3):321-325.)
- [9] 王东升,艾光彬,吕善民,等. 舰载平台式惯导系统的传递对准[J]. 中国惯性技术学报, 2009,17(1):24-27. (WANG Dongsheng, AI Guangbin,LV Shanmin,et al. Transfer alignment for shipboard platform inertial navigation system[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2009,17(1):24-27.)
- [10] Kain J E,Cloutier J R. Rapid transfer alignment for tactical weapon applications[C]// AIAA Guidance, Navigation and Control Conference. Boston,MA:AIAA, 1989:1290-1300.
- [11] Tarrant D,Roberts C,Jones D,et al. Rapid and robust transfer alignment[C]// Proceedings of the First IEEE Regional Conference on Aerospace Control Systems. New York:IEEE, 1993:758-762.
- [12] 戴邵武,李娟,戴洪德,等. 一种快速传递对准方法的误差模型研究[J]. 宇航学报, 2009,30(3):942-946. (DAI Shaowu, LI Juan,DAI Hongde,et al. Study of rapid transfer alignment error model[J]. Journal of Astronautics, 2009,30(3): 942-946.)

- [13] 陈凯,鲁浩,闫杰. 快速传递对准方程与传统传递对准方程的一致性研究[J]. 西北工业大学学报, 2008,26(3):326-330. (CHEN Kai,LU Hao,YAN Jie. Understanding and applying rapid transfer alignment equation[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2008,26(3):326-330.)
- [14] Yu M J,Lee J G,Park H W. Comparison of SDINS in-flight alignment using equivalent error models[J]. IEEE Transaction on Aerospace and Electronic Systems, 1999,35(3):1046-1054.
- [15] 熊芝兰,郝燕玲,孙枫. 基于四元数的惯导系统快速匹配对准算法[J]. 哈尔滨工程大学学报, 2008,29(1):28-34. (XIONG Zhilan,HAO Yanling,SUN Feng. Rapid matching alignment algorithm of inertial navigation system based on quaternion[J]. Journal of Harbin Engineering University, 2008,29(1):28-34.)
- [16] 王亚锋,孙富春,张友安,等. 一种舰载垂直发射导弹的分段传递对准方法[J]. 系统仿真学报, 2009,21(2):335-339. (WANG Yafeng,SUN Fuchun,ZHANG Youan,et al. Piece-wise alignment method for vertically launched missile on warship[J]. Journal of System Simulation, 2009,21(2):335-339.)
- [17] Ross C C,Elbert T F. A transfer alignment algorithm study based on actual flight test data from a tactical air-to-ground weapon launch[C]// IEEE Position Location and Navigation Symposium. Las Vegas,NV:IEEE, 1994:431-438.
- [18] Shortelle K J,Graham W R,Rabourn C. F-16 flight tests of a rapid transfer alignment procedure[C]// IEEE Position Location and Navigation Symposium. Palm Springs,CA:IEEE, 1998:379-386.
- [19] 陈凯,鲁浩,闫杰. 传递对准姿态匹配优化算法[J]. 航空学报, 2008,29(4):981-987. (CHEN Kai,LU Hao,YAN Jie. Optimal algorithm of attitude matching in transfer alignment[J]. Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica, 2008,29(4):981-987.)
- [20] 林敏敏,房建成,高国江. 一种有效的空-空导弹捷联惯导系统快速精确传递对准方法[J]. 中国惯性技术学报, 2001, 9(3):24-28. (LIN Minmin,FANG Jiancheng,GAO Guojiang. An efficient method of fast and accurate transfer alignment of SINS used on air-to-air missiles[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2001,9(3):24-28.)
- [21] Rogers R M. Velocity-plus-rate matching for improved tactical weapon rapid transfer alignment[C]// AIAA Guidance, Navigation and Control Conference. New Orleans,LA:AIAA, 1991:1580-1588.
- [22] Rogers R M. Weapon IMU transfer alignment using aircraft position from actual flight tests[C]// IEEE Position Location and Navigation Symposium. Atlanta,GA:IEEE, 1996:328-335.
- [23] ZHAO Lin,GAO Wei,LI Pu,et al. The study on transfer alignment for SINS on dynamic base[C]// IEEE International Conference on Mechatronics and Automation. Niagara,Canada:IEEE, 2005:1318-1322.
- [24] ZHOU Naixin,Wang Si,DENG Zhenglong. Comparison of three transfer alignment methods in marine missile SINS[C]// Proceed of the 25th Chinese Control Conference. Harbin:BUAA Press, 2006:27-31.
- [25] 孙昌跃,邓正隆. 舰载导弹 INS 在低机动条件下传递对准研究[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2007,39(12):1916-1919. (SUN Changyue, DENG Zhenglong. Transfer alignment of the ship-launched missile INS under the low ship maneuver[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2007,39(12):1916-1919.)
- [26] 王司,邓正隆. 机载导弹空中二次快速传递对准方法研究[J]. 航空学报, 2005,26(4):486-489. (WANG Si,DENG Zhenglong. Study on a twice rapid transfer alignment approach to missiles carried aboard in flight[J]. Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica, 2005,26(4):486-489.)
- [27] 郭创,王金林,张宗麟,等. 机载导弹全程飞行轨迹组合传递对准技术[J]. 弹箭与制导学报, 2006,26(1):189-191. (GUO Chuang,WANG Jinlin,ZHANG Zonglin. The airborne missile transfer alignment technology base on the whole course flight track combination[J]. Journal of Projectiles,Rockets, Missiles and Guidance, 2006,26(1):189-191.)
- [28] Wendel J,Metzger J,Trommer G F. Rapid transfer alignment in the presence of time correlated measurement and system noise[C]// AIAA Guidance,Navigation and Control Conference. Providence,Rhode Island:AIAA, 2004:307-318.
- [29] 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. (CHEN Kai,LU Hao,ZHAO Gang,et al. Unity of attitude matching algorithms in transfer alignment[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2008,16(2):127-131.)
- [30] 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 Electronics Systems, 1992,28(4):1068-1075.
- [31] 程向红,万德钧,仲巡. 捷联惯导系统的可观测性和可观测度研究[J]. 东南大学学报, 1997,27(6):6-11. (CHENG Xianghong,WAN Dejun,ZHONG Xun. Study on observability and its degree of strapdown inertial navigation system[J]. Journal of Southeast University, 1997,27(6):6-11.)
- [32] 吴俊伟,孙国伟,张如,等. 基于 SVD 方法的 INS 传递对准的可观测性能分析[J]. 中国惯性技术学报, 2005,13(6):26-30. (WU Junwei,SUN Guowei,ZHANG Ru,et al. Analysis on observability of INS transfer alignment based on SVD method [J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2005,13(6):26-30.)

- [33] 戴洪德,陈明,周绍磊,等. 一种新的快速传递对准方法及其可观测度分析[J]. 宇航学报, 2009,30(4):1449-1454. (DAI Hongde,CHEN Ming,ZHOU Shaolei,et al. A new rapid transfer alignment method and analysis of observable Degree[J]. Journal of Astronautics, 2009,30(4):1449-1454.)
- [34] 程向红,黄华. 捷联惯性系统初始对准中 IMU 安装误差及陀螺漂移的估计与补偿[J]. 中国惯性技术学报, 2004,12(5):13-15. (CHENG Xianghong,HUANG Hua. Estimation and compensation of IMU misalignment and gyros drifts during SINS initial alignment[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2004,12(5):13-15.)
- [35] 张涛,徐晓苏. 基于自适应联邦滤波的传递对准算法[J]. 中国惯性技术学报, 2007,15(5):512-516. (ZHANG Tao,XU Xiaosu. Transfer alignment algorithm based on adaptive federated filter[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2007,15(5):512-516.)
- [36] HAO Yanling,XIONG Zhilan,WANG Wei,et al. Rapid transfer Alignment based on unscented kalman filter[C]// Proceedings of the American Control Conference. Minneapolis,MN:IEEE, 2006:2215-2220.
- [37] Yu M J,Lee J G,Park C G. Nonlinear robust observer design for strap-down INS in-flight alignment[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronics Systems, 2004,40(3):797-807.
- [38] 傅群忠,薛晓中. 基于混合退火粒子的捷联惯导动基座传递对准[J]. 弹道学报, 2008,20(1):102-105. (FU Qunzhong, XUE Xiaozhong. Research of SINS moving base transfer alignment based on hybrid annealed particle filter[J]. Journal of Ballistics, 2008,20(1):102-105.)
- [39] 李玉峰,张宗麟,张冬冬. 基于 Hopfield 网络的空-空导弹传递对准研究[J]. 弹箭与制导学报, 2002,22(4):105-108. (LI Yufeng,ZHANG Zonglin,ZHANG Dongdong. Research on hopfield-based transfer alignment used on air-to-air missiles[J]. Journal of Projectiles,Rockets, Missiles and Guidance, 2002,22(4):105-108.)
- [40] 王希彬,赵国荣,夏昱,等. 最小二乘支持向量机在惯导系统传递对准中的应用[J]. 弹箭与制导学报, 2009,29(3):17-22. (WANG Xibin,ZHAO Guorong,XIA Yu,et al. The application of LS-SVM to transfer alignment of INS[J]. Journal of Projectiles,Rockets, Missiles and Guidance, 2009,29(3):17-22.)
- [41] 李蓓,高伟,王嘉男,等. 传递对准中杆臂效应误差的补偿研究[J]. 弹箭与制导学报, 2008,28(6):49-52. (LI Bei,GAO Wei,WANG Jianan,et al. Research of lever-arm effect compensation in transfer alignment[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2008,28(6):49-52.)
- [42] Spalding K. An efficient rapid transfer alignment filter[C]// Proceedings of AIAA Guidance,Navigation and Control conference. Hilton Head Island:AIAA, 1992:1276-1286.
- [43] Klotz H A Jr,Derbak C B. GPS-aided navigation and unaided navigation on the Joint Direct Attack munition[C]// IEEE Position Location and Navigation Symposium. New York:IEEE, 1998:412-419.
- [44] 夏家和,秦永元,赵长山. 传递对准中主惯导参考信息滞后处理方法研究[J]. 兵工学报, 2009,30(3):342-345. (XIA Jiahe,QIN Yongyuan,ZHAO Changshan. Study on the master inertial navigation system reference data delay processing method in transfer alignment[J]. Acta Armamentarii, 2009,30(3):342-345.)
- [45] Jones D,Roberts C,Tarrant D,et al. Transfer alignment design and evaluation environment[C]// Proceedings of the First IEEE Regional Conference on Aerospace Control Systems. Palm Springs,CA:IEEE, 1993:753-757.
- [46] 周峰,孟秀云. 机载武器捷联惯导系统传递对准仿真环境研究[J]. 弹箭与制导学报, 2009,29(1):35-42. (ZHOU Feng,MENG Xiuyun. Research on simulation environment of transfer alignment for airborne weapon SINS[J]. Journal of Projectiles,Rockets, Missiles and Guidance, 2009,29(1):35-42.)
- [47] 陈璞,雷宏杰. 弹载捷联惯性制导系统传递对准技术试飞验证[J]. 中国惯性技术学报, 2007,15(1):9-11. (CHEN Pu,LEI Hongjie. Flight test analysis of an improved transfer alignment for missile strapdown inertial guidance system[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2009,15(1):9-11.)
- [48] 韩鹏鑫,穆荣军,崔乃刚,等. 一种动基座传递对准算法性能评估的工程方法[J]. 中国惯性技术学报, 2009,17(3):272-277. (HAN Pengxin,MU Rongjun,CUI Naigang,et al. Engineering method for analyzing the performance of INS transfer alignment on moving base[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2009,17(3):272-277.)

作者简介:



徐林(1985-),男,重庆市人,在读硕士研究生,从事惯性测量系统传递对准研究.email:xulilin@mail.ustc.edu.cn.

李世玲(1972-),女,重庆市人,博士,研究员,主要从事计算机控制与仿真、模式识别等方面的研究.

屈新芬(1971-),女,四川省邻水县人,博士,副研究员,主要从事惯性技术、信息融合等方面的研究.