

doi:10.19306/j.cnki.2095-8110.2019.06.007

十二表冗余捷联惯导系统数据融合技术研究

郭建刚¹, 王跃鹏², 郑伟¹

(1. 国防科技大学空天科学学院, 长沙 410073;
2. 北京航天时代激光导航技术有限责任公司, 北京 100094)

摘要:针对采用正十二面体冗余仪表构型的十二表冗余捷联惯性导航系统,通过仿真和样机试验,开展了基于最小二乘估计的数据融合算法研究。对不同故障模式下的系统精度进行了分析,并通过 Monte Carlo 仿真验证了数据融合算法对提高系统导航精度的有效性。设计开展了样机静态导航试验,试验结果表明,理论最优的马尔柯夫估计并不完全适用于脉冲输出形式仪表的数据融合。最后通过优化改进加权系数、构造加权矩阵,显著提升了样机的静态导航精度,使样机位置误差和姿态误差与三表直接解算相比分别降低了 78.6% 和 77.9%。

关键词:数据融合;多表冗余;最小二乘估计;正十二面体构型

中图分类号:V249.3 文献标志码:A 开放科学(资源服务)标识码(OSID):
文章编号:2095-8110(2019)06-0041-09



Study on Data Fusion for the 12-Sensor Redundant Strapdown Inertial Navigation System

GUO Jian-gang¹, WANG Yue-peng², ZHENG Wei¹

(1. National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;
2. Beijing Aerospace Times Laser Inertial Technology Company, Ltd., Beijing 100094, China)

Abstract: For the 12-sensor Redundant Strapdown Inertial Navigation System with a redundant configuration of dodecahedron, a study on the data fusion algorithm based on least square estimation is conducted, by simulation and prototype experiment. The system accuracy under different fault modes is analyzed, and the effectiveness of data fusion algorithm to improve the system navigation accuracy is verified by Monte Carlo simulation. The static navigation experiment of the prototype is designed and carried out. The experiment results show that the Markov estimator which is optimal in theory is not suitable for data fusion of impulse output instruments entirely. Finally, by improving the weight coefficients and constructing the weight matrix, the static navigation accuracy of the prototype is significantly improved; compared to the direct solution of three instruments, the position error and attitude error of the prototype decrease by 78.6% and 77.9% respectively.

Key words: Data fusion; Multi-sensor redundant; Least square estimation; Configuration of dodecahedron

收稿日期:2019-08-30;修订日期:2019-09-19

基金项目:国家自然科学基金(0901010517001)

作者简介:郭建刚(1986-),男,在读博士,工程师,主要从事飞行动力学与控制方面的研究。

E-mail: kuibu_qianli@sina.cn

通信作者:郑伟(1972-),男,教授,主要从事飞行动力学与控制方面的研究。E-mail: zhengwei@nudt.edu.cn

0 引言

基于激光陀螺的激光捷联惯性导航系统作为控制系统的主要设备之一,已成为航天运载火箭、航天飞机、飞船、星际探测、太空站等系统的核心制导控制设备,并广泛应用。其主要工作原理是利用激光陀螺仪及石英加速度计作为惯性敏感部件,实时测量载体姿态和速度等信息,为控制系统导航解算提供依据。相较于平台式惯导系统,捷联式惯导系统具有结构简单、工作寿命长、力学环境适应性强、可靠性高等特点,同时由于其自主性、连续性、隐蔽性等优点,惯性导航系统在组合导航系统中常作为基础参考系统,其可靠性至关重要^[1]。

随着现代航空航天技术和需求的进一步发展,对导航系统的可靠性的要求也越来越高。提高导航系统可靠性的系统设计手段主要有冗余和多机备份两种方式,其中冗余设计以其更低的硬件成本和更高的理论可靠度成为目前国内外研究和应用的主流。例如应用于波音 777 飞机的容错大气数据参考系统(Fault-Tolerant Air Data Inertial Reference System, FT/ADIRS)和德尔塔系列火箭的冗余激光捷联惯性导航系统(Redundant Inertial Flight Control Assembly, RIFCA)^[2],均采用了十二表(6只激光陀螺、6只加速度计)冗余设计,理论可靠度与四套常规系统相当。在冗余惯导系统工作的过程中实时进行系统的故障诊断与隔离,主要方法有广义似然检验(Generalized Likelihood Test, GLT)^[3-4]、最优奇偶性测试(Optimal Parity Test, OPT)^[5-6]、多奇偶向量法^[7]以及双故障隔离法^[8]等,之后利用剩余正常仪表完成导航解算。

多表冗余惯导系统数据融合技术是利用冗余仪表数据提高系统导航精度的有效手段。飞行器控制系统完成导航解算需要惯导系统输出的三轴姿态和速度信息,常规三正交惯导系统通过3只陀螺和3只加速度计的输出可直接解算得到上述信息。采用冗余设计的惯导系统,由于冗余仪表输出的测量数据存在冗余,彼此不独立,因此可以通过多传感器数据融合技术,利用最优估计算法得到三轴姿态和速度信息的最优估计值,从而尽可能地消除测量数据中的随机误差,充分利用所有测量数据,提高导航精度。

本文针对采用正十二面体构型方案的十二表冗余激光捷联惯性导航系统(以下简称十二表系统),通过仿真计算和实物样机试验测试对系统的数据融合算法进行了研究。

1 正十二面体仪表冗余构型和样机简介

十二表冗余惯导采用6只激光陀螺和6只石英加速度计的冗余配置,在仪表精度一定的情况下,该仪表构型方案直接影响系统的导航精度和故障诊断与隔离的能力。正十二面体仪表冗余构型是激光惯导采用12只惯性仪表配置时的最优仪表构型方案,能够使系统导航性能最优,同时故障检测能力也显著优于其他几种构型方式^[9]。

1.1 正十二面体仪表构型简介

常规惯导系统只需配置6只仪表,包括3只陀螺和3只加速度计,以完成对载体的角运动和线运动共6自由度运动信息的测量,仪表采用正交配置,且各仪表敏感轴与惯导测量坐标系各坐标轴重合,如图1所示。其中 $O-X_1Y_1Z_1$ 为箭体坐标系,其中 OX_1 为纵轴, OY_1 为法向轴, OZ_1 为横向轴; $O-X_sY_sZ_s$ 为激光惯导测量坐标系,与箭体坐标系重合; G_x 、 G_y 、 G_z 和 A_x 、 A_y 、 A_z 分别为3个激光陀螺和3个加速度计,安装方向与 OX_s 、 OY_s 、 OZ_s 轴方向一致。

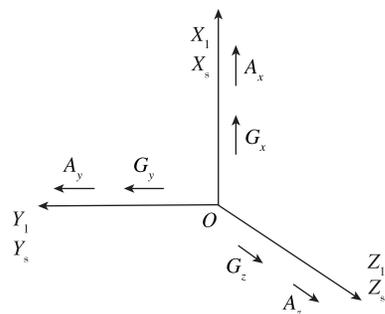


图1 惯性仪表安装定向示意图

Fig. 1 Installation orientation of inertial instruments

正十二面体的12个表面均为正五边形,且两两平行。仪表敏感轴线与各面法线一致,且对应的陀螺和加速度计配置在相互平行的一对表面上。正十二面体仪表冗余构型方案的系统测量矩阵如式(1)所示,仪表配置角度如图2所示。

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} 0.5257 & 0 & 0.8507 \\ -0.5257 & 0 & 0.8507 \\ 0.8507 & 0.5257 & 0 \\ 0.8507 & -0.5257 & 0 \\ 0 & 0.8507 & 0.5257 \\ 0 & 0.8507 & -0.5257 \end{bmatrix} \quad (1)$$

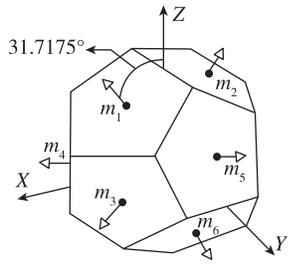


图 2 正十二面体构型方案

Fig. 2 Redundant configuration of dodecahedron

多表冗余惯导系统导航性能最优的充分必要条件是系统测量矩阵 \mathbf{H} 满足式(2),其中 n 是陀螺或者加速度计的个数^[9-10],十二表冗余惯导系统 $n = 6$ 。同时在综合考虑导航性能及 FDI 性能两项指标的情况下,正十二面体方案为十二表冗余配置的最优配置方案。

$$\mathbf{H}^T \mathbf{H} = \frac{n}{3} \mathbf{I} \quad (2)$$

1.2 基于正十二面体仪表构型的激光惯导样机设计

基于正十二面体仪表构型,设计并制造了惯导样机,其中惯性测量单元(Inertial Measurement Unit, IMU)集成安装了激光陀螺和石英加速度计,是激光惯导的核心部分。所制造的样机及 IMU 分别如图 3 和图 4 所示。



图 3 十二表冗余激光惯导样机

Fig. 3 Prototype of the 12-sensor redundant SINS

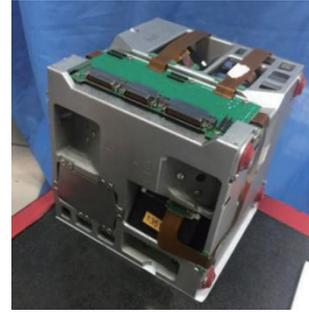


图 4 惯性测量单元

Fig. 4 IMU

IMU 采用八点式内减振设计,仪表选用 6 只北京航天时代激光导航技术有限责任公司设计生产的 50 型一体化机抖式激光陀螺(陀螺精度优于 $0.01(^{\circ})/h$)和 6 只高精度加速度计。

2 基于最小二乘估计的数据融合算法

最小二乘估计(Least Square Estimation, LSE)是高斯(Karl Gauss)在 1795 年为测定行星轨道而提出的参数估计算法。这种估计的特点是算法简单,不必知道与被估计量及量测量有关的任何统计信息^[11]。最小二乘估计至今仍是工程领域十分常用也非常有效的一种最优估计算法。美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)的空间惯性参考单元(Space Inertial Reference Unit, SIRU)项目使用加权最小二乘算法进行冗余仪表的数据融合^[12]。

2.1 十二表系统数据处理流程

十二表系统在导航解算过程中的数据处理流程是:首先搭载在飞行器上的惯导系统在飞行器发射和飞行过程中,各冗余仪表以一定的采样周期实时输出动态测量信息;然后根据冗余仪表输出,通过数据融合技术获得飞行器三轴角增量 $\Delta\theta$ 和速度增量 ΔV ;然后通过自对准获得飞行器初始姿态;最后进行导航解算获得飞行器实时位置和姿态信息。主要数据处理流程如图 5 所示。

2.2 基于最小二乘的数据融合算法

对于测量系统

$$\mathbf{Z}_m = \mathbf{H}_{m \times n} \mathbf{X}_n + \mathbf{V}_m \quad (3)$$

其中, \mathbf{X}_n 为 n 维状态矢量; \mathbf{Z}_m 为 m 维量测量; $\mathbf{H}_{m \times n}$ 为量测矩阵, $m > n$; \mathbf{V}_m 为测量噪声,其均值为 0,方差阵为 \mathbf{R} 。 \mathbf{X}_n 的最小二乘估计为

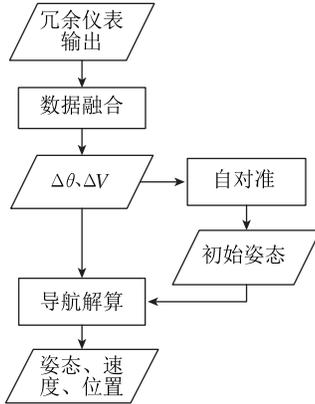


图5 数据处理流程

Fig. 5 Data processing flow

$$\hat{\mathbf{X}} = (\mathbf{H}^T \mathbf{H})^{-1} \mathbf{H}^T \mathbf{Z}$$

一般情况下最小二乘估计的精度不高,原因之一是其不分优劣地使用了所有测量值,特别是当多组测量数据中某组数据精度显著低于其他数据时,最小二乘的估计效果甚至不如只使用其中一组高精度测量值时好。当对不同测量值的质量有所了解,可根据其精度质量通过加权的方法进行区别对待,能够有效提高估计精度。式(3)中 \mathbf{X}_n 的加权最小二乘 (Weighted Least Squares Estimator, WLSE) 估计为

$$\hat{\mathbf{X}} = (\mathbf{H}^T \mathbf{W} \mathbf{H})^{-1} \mathbf{H}^T \mathbf{W} \mathbf{Z}$$

其中, \mathbf{W} 为适当取值的正定加权矩阵。

如果取 $\mathbf{W} = \mathbf{R}^{-1}$, 则称为马尔柯夫估计, 马尔柯夫估计的均方误差比任何其他加权最小二乘估计的均方误差都要小。

十二表系统测量方程可以简化表示为

$$\begin{aligned} \mathbf{N}_g \cdot \mathbf{K}_g^{-1} - \mathbf{D}_g \cdot dt &= \mathbf{H}_g \cdot \Delta\theta + \mathbf{V}_g \\ \mathbf{N}_a \cdot \mathbf{K}_a^{-1} - \mathbf{D}_a \cdot dt &= \mathbf{H}_a \cdot \Delta V + \mathbf{V}_a \end{aligned} \quad (4)$$

其中, \mathbf{N}_g 和 \mathbf{N}_a 分别为陀螺和加速度计的测量输出; \mathbf{K}_g 和 \mathbf{K}_a 分别为陀螺和加速度计的当量; \mathbf{D}_g 和 \mathbf{D}_a 分别为陀螺和加速度计零偏; dt 为系统采样时间间隔; \mathbf{H}_g 和 \mathbf{H}_a 分别为陀螺和加速度计的测量矩阵; \mathbf{V}_g 和 \mathbf{V}_a 分别为陀螺和加速度计的测量噪声, 且均值为 0, 方差阵分别为 \mathbf{R}_g 和 \mathbf{R}_a 。

则, $\Delta\theta$ 和 ΔV 的最小二乘估计为

$$\begin{aligned} \Delta\hat{\theta} &= (\mathbf{H}_g^T \cdot \mathbf{H}_g)^{-1} \cdot \mathbf{H}_g^T \cdot (\mathbf{N}_g \cdot \mathbf{K}_g^{-1} - \mathbf{D}_g \cdot dt) \\ \Delta\hat{V} &= (\mathbf{H}_a^T \cdot \mathbf{H}_a)^{-1} \cdot \mathbf{H}_a^T \cdot (\mathbf{N}_a \cdot \mathbf{K}_a^{-1} - \mathbf{D}_a \cdot dt) \end{aligned} \quad (5)$$

$\Delta\theta$ 和 ΔV 的加权最小二乘估计为

$$\begin{aligned} \Delta\hat{\theta} &= (\mathbf{H}_g^T \cdot \mathbf{W}_g^{-1} \cdot \mathbf{H}_g)^{-1} \cdot \mathbf{H}_g^T \cdot \mathbf{W}_g^{-1} \cdot \\ &(\mathbf{N}_g \cdot \mathbf{K}_g^{-1} - \mathbf{D}_g \cdot dt) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \Delta\hat{V} &= (\mathbf{H}_a^T \cdot \mathbf{W}_a^{-1} \cdot \mathbf{H}_a)^{-1} \cdot \mathbf{H}_a^T \cdot \mathbf{W}_a^{-1} \cdot \\ &(\mathbf{N}_a \cdot \mathbf{K}_a^{-1} - \mathbf{D}_a \cdot dt) \end{aligned} \quad (6)$$

$\Delta\theta$ 和 ΔV 的马尔柯夫估计为

$$\begin{aligned} \Delta\hat{\theta} &= (\mathbf{H}_g^T \cdot \mathbf{R}_g^{-1} \cdot \mathbf{H}_g)^{-1} \cdot \mathbf{H}_g^T \cdot \mathbf{R}_g^{-1} \cdot \\ &(\mathbf{N}_g \cdot \mathbf{K}_g^{-1} - \mathbf{D}_g \cdot dt) \\ \Delta\hat{V} &= (\mathbf{H}_a^T \cdot \mathbf{R}_a^{-1} \cdot \mathbf{H}_a)^{-1} \cdot \mathbf{H}_a^T \cdot \mathbf{R}_a^{-1} \cdot \\ &(\mathbf{N}_a \cdot \mathbf{K}_a^{-1} - \mathbf{D}_a \cdot dt) \end{aligned} \quad (7)$$

2.3 十二表系统最小二乘估计的精度分析

对于常规三正交布局系统, 假设 3 个方向仪表 (陀螺或者加速度计) 均工作正常且测量精度相同, 输出标准差为 δ , 系统三轴合成输出的误差为 $\sqrt{3}\delta$ 。与之相比, 当原理样机所有仪表均工作正常时, 使用最小二乘算法解算得到 3 个坐标轴向的输出精度均为 0.707δ , 系统三轴合成输出的误差为 $\sqrt{1.5}\delta$, 均优于三正交系统。

对于采用仪表冗余设计的十二表系统, 系统冗余度为 6, 采用直接对比法最多可以诊断和隔离 2 度故障, 采用解析冗余算法最多可以诊断和隔离 3 度故障。因此对于十二表系统, 以姿态解算为例, 只要发生故障的陀螺不大于 3 只, 系统就能完成姿态导航解算。当故障仪表数量增加时, 一方面系统测量信息减少, 另一方面系统测量矩阵恶化, 这将导致系统精度的恶化。因此, 当某只仪表发生故障时, 根据其安装位置或测量向量, 特定坐标轴上 (精度最差轴) 的精度损失更大。因此对系统故障陀螺或加速度计数量分别为 0 只、1 只、2 只和 3 只时系统的精度情况进行分析, 结果如表 1 所示。

表 1 不同故障模式下系统精度表现

Tab. 1 System accuracy in different fault modes

| 故障仪表数量 | 标准差 (精度最差轴) | 系统合成输出误差与 三正交系统的比值 |
|------------|----------------|-----------------------|
| 0 | 0.707 δ | 0.707 |
| 1(6 种组合) | 0.928 δ | 0.816 |
| 2A(12 种组合) | 1.173 δ | 1.000 |
| 2B(3 种组合) | 1.345 δ | 1.000 |
| 3A(8 种组合) | 1.176 δ | 1.176 |
| 3B(6 种组合) | 1.345 δ | 1.176 |
| 3C(6 种组合) | 2.891 δ | 1.902 |

从表 1 中可以看出, 随着故障仪表数量的增加, 系统合成输出误差逐渐增大, 当系统无故障或只有 1 只仪表故障时, 系统精度显著优于同精度仪表构成的三正交系统。不同故障模式下, 各轴输出精度

差异明显,极端模式下只有 2 只仪表故障(2B)时单轴输出精度甚至比 3 只仪表故障(3A)更低。但整体上,除极少数情况(3C)外,系统精度均优于三正交系统或与之相当。

3 数据融合算法的 Monte Carlo 仿真

为验证基于最小二乘估计的数据融合算法的有效性,编写了 Matlab 仿真计算程序,模拟十二表系统静态导航试验,并在仪表输出中加入白噪声以反映仪表测量误差情况。设计了四组对比仿真,如下:

第一组,使用如图 2 所示的 m_1 、 m_3 、 m_5 这 3 只仪表的数据,无需数据融合直接解算,这种仪表选择也是正十二面体构型中精度最高的三表组合方式^[13];

第二组,使用六表数据和最小二乘估计的数据融合算法,第一、二组仿真中各仪表精度相同,并且在一次 Monte Carlo 打靶中使用同一组仿真数据;

第三组,同样使用六表数据和最小二乘估计的数据融合算法;

第四组,使用六表数据和马尔柯夫估计的数据融合算法,第三、四组仿真中提高 m_3 陀螺/加速度计的噪声方差,其余仪表精度相同且与第一、二组仿真一致,第三、四组仿真在一次 Monte Carlo 打靶中使用同一组仿真数据。

每组进行 500 次 Monte Carlo 打靶,统计导航结果中位置误差和姿态误差的均值,如表 2 所示。从表 2 仿真结果中可以看出,当各仪表精度相同时,使用最小二乘估计的数据融合算法能够有效降低系统导航的位置误差和姿态误差;但当各仪表精度不完全一致时,最小二乘估计的数据融合质量显著下降,此时使用马尔柯夫估计根据各仪表输出数据的噪声方差情况对冗余仪表数据进行加权,完成数据融合之后,仍能有效降低系统导航误差,且位置和姿态误差显著优于三表直接解算。

表 2 不同数据融合算法的 Monte Carlo 仿真结果

Tab. 2 Monte Carlo simulation results of different data fusion algorithms

| 序号 | 三表解算 | | 六表最小二乘估计 | | 六表最小二乘估计 $\sigma_{g2}=2\sigma_g$ $\sigma_{a2}=3\sigma_a$ | | 六表马尔柯夫估计 $\sigma_{g2}=2\sigma_g$ $\sigma_{a2}=3\sigma_a$ | |
|-------------------------------------|--------|---------------------------|----------|---------------------------|--|---------------------------|--|---------------------------|
| | 位置误差/m | 姿态误差/ $10^{-4}(\circ)$ | 位置误差/m | 姿态误差/ $10^{-4}(\circ)$ | 位置误差/m | 姿态误差/ $10^{-4}(\circ)$ | 位置误差/m | 姿态误差/ $10^{-4}(\circ)$ |
| $\sigma_g=0.03$ $\sigma_a=0.001$ | 4.9 | 1.1 | 3.0 | 0.66 | 3.9 | 0.83 | 3.3 | 0.74 |
| $\sigma_g=0.06$ $\sigma_a=0.002$ | 9.7 | 2.2 | 6.0 | 1.3 | 7.7 | 1.7 | 6.6 | 1.5 |
| $\sigma_g=0.09$ $\sigma_a=0.003$ | 14.6 | 3.3 | 9.0 | 2.0 | 11.5 | 2.5 | 10.0 | 2.2 |
| $\sigma_g=0.12$ $\sigma_a=0.004$ | 20.7 | 4.5 | 12.1 | 2.6 | 15.3 | 3.4 | 13.4 | 3.0 |

上述仿真计算验证了使用最小二乘估计进行数据融合对提高多表冗余惯导系统导航精度的有效性。同时由于实际工程应用中各仪表精度并不完全一致,因此如何评价和加权使用各表数据输出,是提高基于最小二乘估计的数据融合算法性能的关键。

4 基于样机静态导航试验的数据融合算法测试

基于所制造的十二表系统实物样机,开展了静态导航试验,对基于最小二乘估计的数据融合算法的性能进行了测试。

样机静态导航试验的流程是,首先通过标定获

得系统诸元;然后将样机放置在大理石平板进行静态数据采集,存储各仪表输出;最后使用离线程序,根据如图 4 所示的数据处理流程,完成导航解算,获得静态导航的位置和姿态误差。静态导航试验进行了 6 组,每组数据长度 15min,其中前 5min 数据用于完成系统自对准,后 10min 数据用于导航解算,采样间隔 5ms。

对每组试验数据分别进行三表直接解算(仪表选择方案与仿真相同)、六表采用最小二乘估计进行数据融合和六表采用马尔柯夫估计进行数据融合,三种不同方式获得的系统三轴角增量 $\Delta\theta$ 和速度增量 ΔV ,最终导航误差结果如表 3 所示。其中第一组试验数据采用不同数据融合方式的导航误

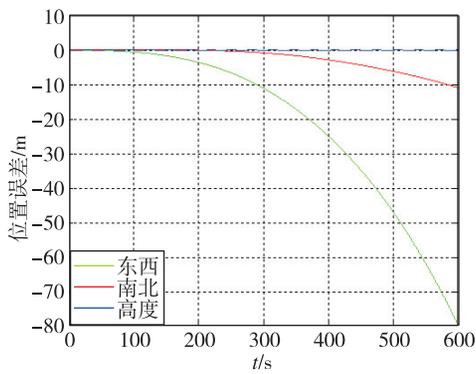
差曲线如图6~图8所示。从结果中可以看出,由于样机各表精度情况相差较大,因此采用最小二乘估计的方法进行数据融合之后,样机的导航误差显

著大于三表直接解算;而采用马尔柯夫估计的数据融合算法,最终样机导航误差比最小二乘估计的数据融合算法略有降低,但仍显著大于三表直接解算。

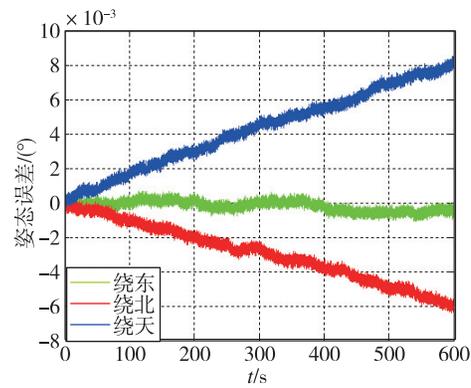
表3 不同数据融合算法的静态导航试验结果

Tab. 3 Static navigation experiment results of different data fusion algorithms

| 序号 | 三表解算 | | 六表 LSE 估计 | | 六表马尔柯夫估计 | |
|-----|--------|----------|-----------|----------|----------|----------|
| | 位置误差/m | 姿态误差/(°) | 位置误差/m | 姿态误差/(°) | 位置误差/m | 姿态误差/(°) |
| 第1组 | 80.6 | 0.0102 | 142.7 | 0.0105 | 137.1 | 0.0091 |
| 第2组 | 75.4 | 0.0096 | 157.0 | 0.0115 | 141.1 | 0.0109 |
| 第3组 | 114.8 | 0.0094 | 189.5 | 0.0171 | 161.5 | 0.0131 |
| 第4组 | 110.7 | 0.0110 | 212.3 | 0.0172 | 195.2 | 0.0138 |
| 第5组 | 111.9 | 0.0119 | 263.8 | 0.0184 | 248.1 | 0.0178 |
| 第6组 | 151.0 | 0.0125 | 213.5 | 0.0186 | 178.2 | 0.0163 |
| 均值 | 107.4 | 0.0108 | 196.5 | 0.0156 | 176.9 | 0.0135 |



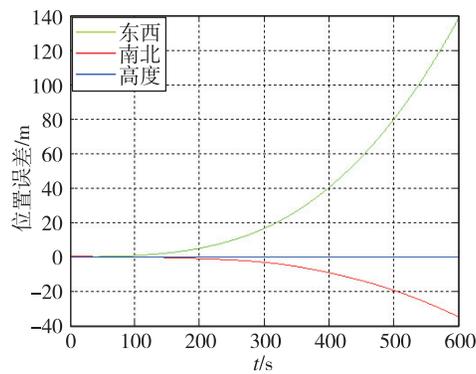
(a)位置误差



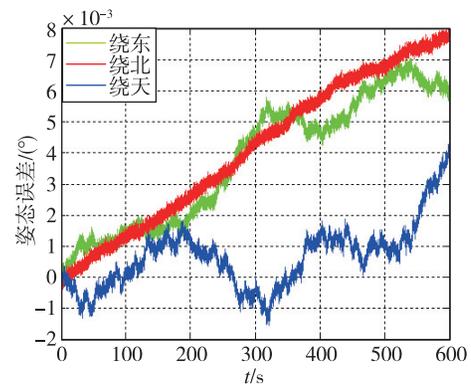
(b)姿态误差

图6 三表直接解算的导航误差

Fig. 6 Navigation errors of direct solution of three instruments



(a)位置误差



(b)姿态误差

图7 六表 LSE 数据融合算法的导航误差

Fig. 7 Navigation errors of LSE data fusion algorithms of six instruments

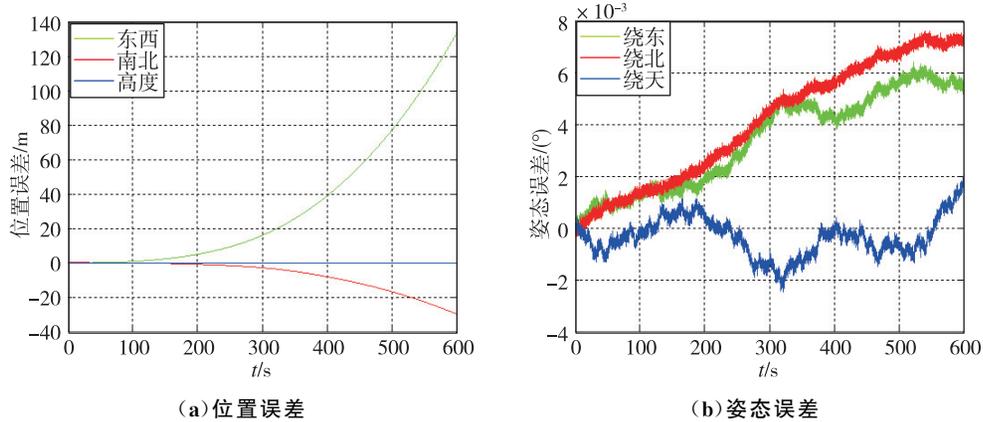


图 8 六表马尔柯夫估计数据融合算法的导航误差

Fig. 8 Navigation errors of Markov estimation data fusion algorithms of six instruments

5 加权系数的优化改进

上述试验结果显示,采用马尔柯夫估计数据融合算法的导航精度没有明显改善,与理论和前述仿真结果矛盾。对仪表的输出数据进行仔细分析发现,由于所选用陀螺和加速度计均为积分仪表和脉冲输出的形式,其在一个采样周期内只有累加到足够(一个当量)的角增量或者速度增量,才会有脉冲输出,否则累

加到下一个采样周期。而静态导航下仪表只敏感到地球重力加速度和自转角速度且采样周期只有 5ms,导致一个采样周期内仪表没有足够输出。试验中仪表的一段输出数据如表 4 所示,其中 $A_1 \sim A_6$ 为加速度计的输出, $G_1 \sim G_6$ 为陀螺输出。从表 4 中可以看出,仪表原始输出受采样影响明显,因此对仪表数据直接取方差时并不能代表仪表的真实噪声水平和数据质量,这是导致马尔柯夫估计失效的原因。

表 4 仪表 5ms 脉冲增量输出

Tab. 4 Incremental pulse output of sensors with 5ms interval

| 序号 | 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 | 12 | 13 | 14 | 15 | 16 | 17 | 18 | 19 | 20 | 21 | 22 | 23 |
|-------|-----|-----|-----|-----|-----|-----|-----|-----|-----|-----|-----|-----|-----|-----|-----|-----|-----|-----|-----|-----|-----|-----|-----|
| A_1 | 6 | 6 | 5 | 6 | 6 | 6 | 6 | 6 | 6 | 5 | 6 | 6 | 6 | 6 | 6 | 6 | 5 | 6 | 6 | 6 | 6 | 6 | 6 |
| A_2 | -11 | -10 | -11 | -11 | -10 | -11 | -11 | -10 | -11 | -11 | -10 | -11 | -11 | -10 | -11 | -11 | -10 | -11 | -11 | -10 | -11 | -11 | -10 |
| A_3 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | -1 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| A_4 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | -1 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | -1 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | -1 | 0 | 0 |
| A_5 | 6 | 7 | 6 | 7 | 6 | 7 | 6 | 7 | 6 | 6 | 7 | 6 | 7 | 6 | 7 | 6 | 7 | 6 | 7 | 6 | 6 | 7 | 6 |
| A_6 | -10 | -11 | -10 | -11 | -10 | -10 | -11 | -10 | -11 | -10 | -11 | -10 | -11 | -10 | -11 | -10 | -11 | -10 | -10 | -11 | -10 | -11 | -10 |
| G_1 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| G_2 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | -1 |
| G_3 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 1 | 0 |
| G_4 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| G_5 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | -1 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| G_6 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |

在惯性导航中,影响导航精度的仪表参数主要是陀螺的零偏稳定性、加速度计的零偏稳定性和当量误差,其中仪表的零偏稳定性比较容易准确获得。因此选择各仪表零偏稳定性参数作为加权系数,构造加权矩阵如式(8)所示,其中 $\Omega_1, \dots, \Omega_6$ 为 6 只陀螺或加速度计的零偏稳定性。

$$W = \text{diag}\left(\frac{1}{\Omega_1}, \frac{1}{\Omega_2}, \frac{1}{\Omega_3}, \frac{1}{\Omega_4}, \frac{1}{\Omega_5}, \frac{1}{\Omega_6}\right) \quad (8)$$

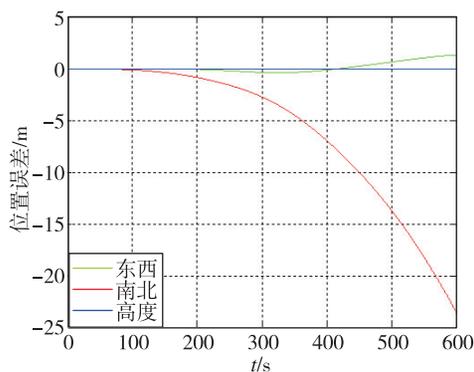
使用构造的加权矩阵,根据式(6)完成数据融合,重新对 6 组样机静态导航试验数据进行处理,得到系统导航误差,如表 5 所示,其中第一组数据的导航误差曲线如图 9 所示。从结果中可以看出,优化加权系数后样机的导航精度显著提升,六组静态导航试验数据的平均位置误差和姿态误差分别只有 23.0m 和 0.0024°,与三表直接解算相比位置误差和姿态误差分别降低了 78.6% 和 77.9%,且与由 3

只 90 型高精度激光陀螺(精度优于 $0.005(^{\circ})/h$)和 3 只同型高精度加速度计组成的三正交惯导系统的导航精度相当。

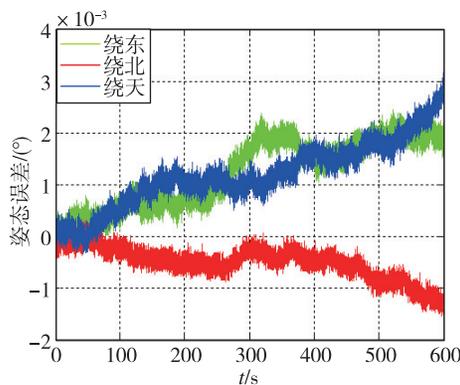
表 5 优化加权系数的 WLSE 数据融合算法的样机静态导航试验结果

Tab. 5 Static navigation experiment results of WLSE data fusion algorithm with optimized weight coefficients

| 序号 | 导航结果 | |
|-------|--------|--------------------|
| | 位置误差/m | 姿态误差/ $(^{\circ})$ |
| 第 1 组 | 23.7 | 0.0036 |
| 第 2 组 | 16.1 | 0.0012 |
| 第 3 组 | 24.6 | 0.0029 |
| 第 4 组 | 11.3 | 0.0029 |
| 第 5 组 | 34.3 | 0.0026 |
| 第 6 组 | 28.1 | 0.0010 |
| 均值 | 23.0 | 0.0024 |



(a)位置误差



(b)姿态误差

图 9 优化加权系数的 WLSE 数据融合算法的静态导航试验结果

Fig. 9 Static navigation experiment results of WLSE data fusion algorithm with optimized weight coefficients

6 结论

多表冗余惯性导航系统可以通过数据融合技术,充分利用冗余仪表的数据,达到提高系统的导航精度的目的。本文针对采用正十二面体冗余仪表构型的十二表冗余激光捷联惯性导航系统,通过仿真和样机试验,开展了基于最小二乘估计的数据融合算法研究;分析了不同故障模式下的系统精度变化,并通过 Monte Carlo 仿真验证了数据融合算法对提高系统导航精度的有效性;设计开展了样机静态导航试验,试验结果表明,理论最优的马尔柯夫估计并不完全适用于脉冲输出形式仪表的数据融合;最后通过优化改进加权系数和构造加权矩阵,显著提升了样机的静态导航精度:样机位置误差和姿态误差与三表直接解算相比分别降低了 78.6% 和 77.9%。6 组试验的平均误差只有 23.0m 和 0.0024° ,这与由 3 只 90 型高精度激光陀螺和 3 只同型高精度加速度计组成的三正交惯导系统的导航精度相当。

参考文献

- [1] 秦永元. 惯性导航[M]. 北京: 科学出版社, 2006: 240-241.
Qin Yongyuan. Inertial navigation[M]. Beijing: Science Press, 2006: 240-241(in Chinese).
- [2] Sablinski R, Pordon R. A report on the flight of Delta II's redundant inertial flight control assembly (RIFCA) [C]// IEEE 1998 Position Location and Navigation Symposium(Cat. No. 98CH36153). IEEE, 1998: 286-293.
- [3] Daly K C, Gai E, Harrison J V. Generalized likelihood test for FDI in redundant sensor configurations[J]. Journal of Guidance and Control, 1979, 2 (1): 9-17.
- [4] Potter J E, Suman M C. Thresholdless redundancy management with arrays of skewed instruments[J]. Integrity in Electronic Flight Control Systems (Agardograph 224), 1977: 15-1-15-25.
- [5] 金宏, 张洪钺, 金忠. 对特定传感器故障敏感的最优奇偶向量检测与隔离方法[J]. 航空学报. 1997, 18 (4): 481-483.
Jin Hong, Zhang Hongyue, Jin Zhong. Fault detection and isolation using optimal parity vector sensitive to special sensor fault[J]. Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica, 1997, 18 (4): 481-483 (in Chinese).

- [6] Wilson E, Lages C, Mah R. Gyro-based maximum-likelihood thruster fault detection and identification [C]// Proceedings of the 2002 American Control Conference (IEEE Cat. No. CH37301). IEEE, 2002: 4525-4530.
- [7] Yang C K, Shim D S. FDI using multiple parity vectors for redundant inertial sensors [J]. European Journal of Control, 2006, 12(4): 437-449.
- [8] Yang C K, Shim D S. Double faults isolation based on the reduced-order parity vectors in redundant sensor configuration[J]. International Journal of Control, Automation, and Systems, 2007, 5(2): 155-160.
- [9] Shim D S, Yang C K. Optimal configuration of redundant inertial sensors for navigation and FDI performance[J]. Sensors, 2010, 10(7): 6497-6512.
- [10] Pejsa A J. Optimum skewed redundant inertial navigators[J]. AIAA Journal, 1974, 12(7): 899-902.
- [11] 秦永元, 张洪钺, 汪叔华. 卡尔曼滤波与组合导航原理[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2015: 63-68. Qin Yongyuan, Zhang Hongyue, Wang Shuhua. Theory of Kalman filter and integrated navigation [M]. Xi'an: Northwest University Press, 2015: 63-68(in Chinese).
- [12] Gilmore J P, Cooper R J. SIRU development final report[R]. NASA CR, 1973.
- [13] 吴光裕, 武志忠, 段成红. 一种卫星用高可靠性的惯性敏感器-正十二面体安装方案简介[J]. 中国惯性技术学报, 2004, 12(1): 70-73. Wu Guangyu, Wu Zhizhong, Duan Chenghong. High reliability inertial reference unit for satellite [J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2004, 12(1): 70-73(in Chinese).