

doi:10.19306/j.cnki.2095-8110.2019.06.006

高精度多冗余捷联惯组配置优化设计与应用研究

王彬¹, 申亮亮¹, 邵会兵¹, 管延伟¹, 谢劲励²

(1. 北京控制与电子技术研究所, 北京 100038;
2. 湖南航天机电设备与特种材料研究所, 长沙 410205)

摘要:为了满足远程飞行器对惯性导航系统高可靠、高精度的需求,研究了一种多冗余捷联惯组配置优化设计与应用方案。根据远程飞行器导航分析结果和多冗余配置优化准则,设计了高可靠冗余结构配置方案,优先提高X向加速度测量通道精度和可靠性。采用置信距离测度一致性检验方法,对惯性器件输出信息进行置信距离测度一致性检测,建立惯性器件测量关系矩阵,剔除误差较大或失效的惯性测量信息;采用惯性导航信息融合的方法,提升相应测量通道的稳定性和系统使用精度。数据处理结果表明,相对于无冗余捷联惯组,多冗余捷联惯组的惯性导航精度提升近1倍,角速度测量通道稳定性优于 $0.01(^{\circ})/h(3\sigma)$,加速度测量通道稳定性优于 $1 \times 10^{-5} g(3\sigma)$ 。多冗余捷联惯组配置优化设计与应用方案能够满足远程飞行器高精度、高可靠惯性导航的需求,具有良好的工程应用参考价值。

关键词:多冗余捷联惯组;优化设计;一致性检测;信息融合

中图分类号:V448

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)06-0033-08



Research on High-Precision RIMU Configuration Optimization Design and Application

WANG Bin¹, SHEN Liang-liang¹, SHAO Hui-bing¹, GUAN Yan-wei¹, XIE Jin-li²

(1. Beijing Institute of Control & Electronic Technology, Beijing 100038, China;

2. Hunan Aerospace Institute of Electromechanical Device & Special Material, Changsha 410205, China)

Abstract: In order to meet the high-precision and high-reliable INS (inertial navigation system) requirements of LRA(Long-Range Aircrafts), a RIMU(Redundant Inertial Measurement Unit) configuration optimization design and application scheme is proposed. According to the LRA navigation analysis result and redundant configuration optimization principle, a high-reliable redundant configuration scheme is designed to improve the precision and reliability of X acceleration measurement channel. The data consistency check and fusion method based on confidence distance measure is used to eliminate big error and failure information, by modeling the inertial meter measure relation matrix. The inertial navigation information fusion method is used to improve the measurement stability and system accuracy. The data processing results demonstrate that the inertial navigation accuracy of RIMU is nearly doubled compared to Non-RIMU, the stability of angular velocity measurement channel is better than $0.01(^{\circ})/h(3\sigma)$, and the stability of acceleration measurement channel is better than $1 \times 10^{-5} g(3\sigma)$. The RIMU configuration optimization design

收稿日期:2019-05-20;修订日期:2019-06-27

作者简介:王彬(1987-),男,硕士,高级工程师,主要从事惯性导航技术研究。E-mail:wangbinbuaa@126.com

and application scheme meets the high-precision and high-reliable inertial navigation requirements of LRA, which has a favorable engineering application reference value.

Key words: RIMU; Optimization design; Consistency check; Information fusion

0 引言

惯性导航系统依靠自身的惯性器件完成导航任务,无需依赖任何的外界信息,也不向外辐射任何能量,具有短时精度高、自主性强、信息连续性好等优点,是一种应用广泛的导航系统。惯性导航系统主要是为飞行器提供一种惯性参考坐标系并测量视加速度及飞行姿态角,它的性能指标好坏直接关系到飞行器系统的制导精度^[1-4]。惯性导航系统大致经历了平台惯性导航系统(Platform Inertial Navigation System, PINS)和捷联惯性导航系统(Strapdown Inertial Navigation System, SINS)2个发展阶段。与平台惯性导航系统相比,由于捷联惯性导航系统省去了硬件平台,因此系统部件少、结构简单,实现了惯性导航系统体积、质量、成本、可靠性方面的突破,具有广泛的应用前景。

随着对惯性传感器精度和可靠性要求的日益提高,以及组合导航技术的发展,远程飞行器对捷联惯性导航系统的精度和可靠性的要求也越来越高。提高捷联惯性导航系统的精度和可靠性一般可采用以下两种方法:1)提高陀螺仪或加速度计等单个惯性器件的可靠性,以降低故障的发生率;2)增加一定数量的陀螺仪和加速度计,即通过冗余增加部组件的故障容许次数。在实际应用中,单个惯性器件性能提升要通过大幅提高加工工艺水平从而提高惯性器件的精度,难度太大。由于控制理论和计算机技术的发展,采用冗余配置技术提高导航系统的可靠性和精度已成为惯性导航技术的发展方向和国内外研究热点之一^[5-14],多冗余捷联惯组可以根据系统需求,灵活地实现惯性器件的冗余配置,分担指标实现难度,有效提高系统的精度和可靠性。捷联惯组的冗余配置大致分为两种^[11-14]:测量轴的正交配置方案和非正交配置方案。多冗余捷联惯组配置优化设计一般是在惯性器件个数确定的前提下进行的。采用非正交配置时,目前比较经典的非正交配置方案,如6个惯性器件组成的冗余系统,其测量轴分别沿十二面体的6个平面的法线方向配置,精度分配比较平均,但需要对加速度计陀螺仪的输出进行附加计算,以得到沿载体主轴

的测量信息,不仅增加了飞行控制计算机的计算量,且会引起新的计算误差;采取正交配置时,惯性器件直接输出载体主轴的测量信息,无需计算,且正交配置方案更有利于提高某特定方向的测量精度,计算误差小,制造难度低,实时性好。

本文针对远程飞行器使用需求,研究了一种高精度多冗余捷联惯组配置优化设计与应用方案,通过高精度多冗余捷联惯组配置优化设计,采用导航信息一致性检测及融合技术,实现了高精度多冗余捷联惯组高可靠、高精度应用。

1 多冗余捷联惯组配置优化研究

通过制导精度分析,对远程飞行器采用的多冗余捷联惯组主要技术指标进行分配,以满足制导精度的要求。综合考虑系统可靠性需求、产品体积质量及实现的复杂度、系统应用算法难度,选择冗余配置方案。通过配置多只高精度加速度计和陀螺仪,在提高可靠性的同时保证了相应测量通道的稳定性,通过器件可用性筛选确保冗余后精度的提高。

1.1 多冗余配置方案

冗余惯性器件数量增加后,系统精度和可靠性将得到提高。但并非冗余惯性器件越多越好,因为在惯性器件数量增加的同时,系统的体积、质量和成本也相应增加,而可靠性和精度的增长却并不显著。因此进行惯组配置优化需要从系统使用需求、可实现性和可靠性等角度进行综合考虑。

根据远程飞行器复合导航分析结果可知,惯性导航系统各项误差对导航误差的影响程度不同, X 向加速度测量通道(与飞行器载体坐标系 X 轴重合)的影响最大。因此,在飞行控制计算机性能有限和优先提高某个特定方向测量精度的场合,采用正交配置方案。冗余配置方案如图1和图2所示,考虑到陀螺仪的可靠性高,陀螺仪采用6表正交配置方案,每个方向2只陀螺仪。加速度计采用9表冗余配置方案,其中 A_x 测量通道配置4只加速度计,充分保证 X 向加速度测量通道的稳定性,提升测量精度; A_y 和 A_z 通道分别配置2只加速度计;第9只加速度计配置在 YOZ 平面与 Y 轴成 45° 夹角,主要用于对 Y 、 Z 向加速度输出进行故障检测,提升

加速度测量通道的可靠性。在冗余配置基础上,多余冗余捷联惯组还通过惯性器件可用性筛选确保冗余后精度的提高。

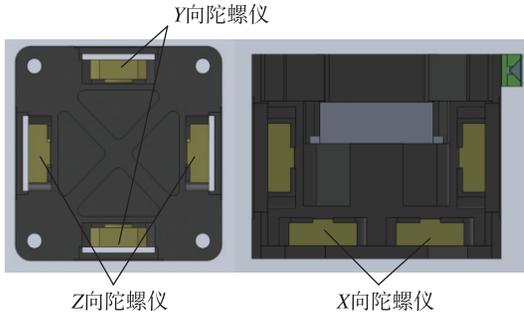


图 1 陀螺仪冗余配置方案

Fig. 1 The redundant configuration of gyroscopes

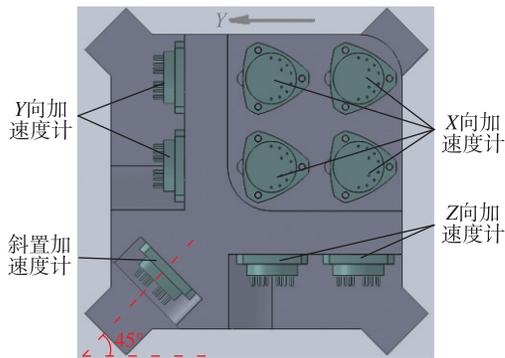


图 2 加速度计冗余配置方案

Fig. 2 The redundant configuration of accelerometers

1.2 冗余配置可靠性分析

对于惯性器件,可以认为故障次数为随机变量,而单位时间内发生故障的次数很小,同时在一时间段间隔 t 内发生故障的次数在一个有限的平均值附近摆动,此时在时间间隔 t 中恰好发生 x 次故障的概率可近似用泊松分布来表示^[15-16]

$$p(x) = \frac{(\lambda t)^x e^{-\lambda t}}{x!} \quad (1)$$

式中, λ 表示单位时间内发生故障的次数;令 $T = \lambda t$ 表示时间 t 内发生故障的平均次数,称其为归一化时间。设 $x = 0$, 则有

$$p(0) = e^{-\lambda t} \quad (2)$$

式(2)表示在单位时间 t 内一次故障也没有发生的概率,通常称为该惯性器件的可靠性函数,即器件可靠度为

$$R(t) = e^{-\lambda t} \quad (3)$$

则该器件的平均无故障时间为

$$MTBF = \int_0^{\infty} R(t) dt = -\frac{1}{\lambda} \int_0^{\infty} e^{-\lambda t} d(-\lambda t) = \frac{1}{\lambda} \quad (4)$$

在无冗余捷联惯组中,一般采用 3 个单自由度陀螺仪和 3 个单轴加速度计,并假设相同惯性器件出现故障的事件是相互独立的,其他部件为理想状态,则由 3 个陀螺或由 3 个加速度计组成的可靠性逻辑框图如图 3 所示。若 3 个惯性器件具有相同的可靠度 R_e , 则系统可靠度 $R_a(t) = R_e^3 = e^{-3\lambda t}$ 。

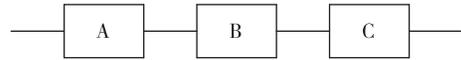


图 3 无冗余捷联惯组可靠性逻辑框图

Fig. 3 The reliability logic diagram of Non-RIMU

对本方案,设 6 个陀螺仪具有相同的可靠度 R_{e1} , 即

$$\begin{aligned} R_1(t) &= R_2(t) = R_3(t) = R_4(t) \\ &= R_5(t) = R_6(t) = R_{e1} = e^{-\lambda_1 t} \end{aligned} \quad (5)$$

陀螺仪可靠性逻辑框图如图 4 所示,系统能正常完成角速度测量工作的可靠度 $R_{a1}(t)$ 为

$$R_{a1}(t) = [1 - (1 - R_{e1})^2]^3 = R_{e1}^3 (2 - R_{e1})^3 \quad (6)$$

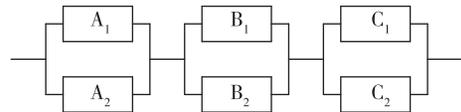


图 4 冗余惯组陀螺组件可靠性逻辑框图

Fig. 4 The reliability logic diagram of gyroscopes in RIMU

加速度计可靠性逻辑框图如图 5 所示,若 9 只加速度计具有相同的可靠度 R_{e2} , 系统能正常完成加速度测量正常工作的可靠度 $R_{a2}(t)$ 为

$$R_{a2}(t) = [1 - (1 - R_{e2})^4] \cdot \{1 - (1 - R_{e2})[1 - (1 - (1 - R_{e2})^2)^2]\} \quad (7)$$

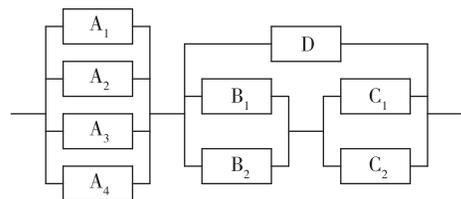


图 5 冗余惯组加速度计组件可靠性逻辑框图

Fig. 5 The reliability logic diagram of accelerometers in RIMU

则系统能正常完成测量的可靠度 $R_a(t)$ 为

$$R_a(t) = R_{a1}(t) \cdot R_{a2}(t) \quad (8)$$

假设 $R_{e1} = 0.992, R_{e2} = 0.995$, 无冗余捷联惯组能正常完成测量的可靠度为

$$R_a(t) = R_{e1}^3 R_{e2}^3 = 0.96162171 \quad (9)$$

而本配置方案系统能正常完成测量的可靠度为

$$R_a(t) = R_{a1}(t) R_{a2}(t) = 0.99975802 \quad (10)$$

可见,本配置方案系统测量可靠度有显著提升。

2 多冗余捷联惯组信息一致性检测及融合研究

2.1 惯组信息一致性检验

多冗余捷联惯组数据融合是将多个同类惯性器件的信息进行融合处理,精度相比单一惯性器件有了进一步的提高^[10, 16],其融合前必须进行一致性检测。采用置信距离测度一致性检验方法,在惯性器件测量模型的基础上,建立惯性器件关系矩阵,剔除误差较大或失效的惯性测量信息^[17-18]。

多惯性器件测量同一参数时,假设第 i 个和第 j 个惯性器件测量值分别为 X_i 和 X_j ,二者均服从正态分布,以其概率密度分布函数作为惯性器件的特征函数,记成 $p_i(x)$ 和 $p_j(x)$, x_i 和 x_j 分别为 X_i 和 X_j 的一次观测值,置信距离测度一致性检验法介绍如下:

为反映 x_i 和 x_j 之间的偏差,引进置信距离测度的概念,设

$$\begin{aligned} d_{ij} &= 2 \int_{x_i}^{x_j} p_i(x | x_i) dx \\ &= 2 \int_{x_i}^{x_j} \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma_i} \exp\left[-\frac{1}{2}\left(\frac{x-x_i}{\sigma_i}\right)^2\right] dx \quad (11) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} d_{ji} &= 2 \int_{x_j}^{x_i} p_j(x | x_j) dx \\ &= 2 \int_{x_j}^{x_i} \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma_j} \exp\left[-\frac{1}{2}\left(\frac{x-x_j}{\sigma_j}\right)^2\right] dx \quad (12) \end{aligned}$$

d_{ij} 称为第 i 个惯性器件与第 j 个惯性器件数值的置信距离测度, d_{ij} 值越小,2 个惯性器件的观测值越接近,否则偏差就越大,因此也称为融合度;同时 d_{ij} 也可借助于误差函数 erf 直接求得

$$d_{ij} = \operatorname{erf}\left(\frac{x_j - x_i}{\sqrt{2}\sigma_i}\right), d_{ji} = \operatorname{erf}\left(\frac{x_i - x_j}{\sqrt{2}\sigma_j}\right) \quad (13)$$

若对于 n 个惯性器件的测量数据,根据试验结果给出 d_{ij} 和阈值 α_{ij} ,构成多冗余惯性器件的置信距离矩阵 D_n 为

$$D_n = \begin{bmatrix} d_{11} & d_{12} & \cdots & d_{1n} \\ d_{21} & d_{22} & \cdots & d_{2n} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ d_{n1} & d_{n2} & \cdots & d_{nn} \end{bmatrix} \quad (14)$$

令 $r_{ij} = \begin{cases} 0, d_{ij} > \alpha_{ij} \\ 1, d_{ij} \leq \alpha_{ij} \end{cases}$,得到多冗余惯性器件的

关系矩阵 R_n 为

$$R_n = \begin{bmatrix} r_{11} & r_{12} & \cdots & r_{1n} \\ r_{21} & r_{22} & \cdots & r_{2n} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ r_{n1} & r_{n2} & \cdots & r_{nn} \end{bmatrix} \quad (15)$$

当 $r_{ij} = 0$,则认为第 i 个惯性器件和第 j 个惯性器件相融性差,或称它们互相不支持;若 $r_{ij} = 1$,则认为第 i 个惯性器件和第 j 个惯性器件相融性好,称第 i 个惯性器件是支持第 j 个惯性器件的;若 $r_{ij} = r_{ji} = 1$,则称第 i 个和第 j 个惯性器件相互支持。如果一个惯性器件不被一组惯性器件所支持,或只被少数惯性器件所支持,则这个惯性器件的输出是无效的,应剔除掉此惯性器件。多冗余惯性器件测量同一参数时,所有有效数据的集合称为融合集,经过对置信距离测度一致性检验法的分析可知,该方法原理含义清晰,判断准确而高效。

2.2 惯组信息融合

完成多冗余捷联惯组信息一致性检验后,即可对信息进行融合。多冗余捷联惯组将 6 只陀螺仪和 9 只加速度计冗余配置成 4 组惯性测量单元(Inertial Measurement Unit, IMU)的方案,需要进行 4 组虚拟 IMU 数据标定计算,分组情况如下:

1 组: $Ax1, Ay1, Az1, Gx1, Gy1, Gz1$;

2 组: $Ax2, Ay2, Az2, Gx2, Gy2, Gz2$;

3 组: $Ax3, Ay1, Az1, Gx1, Gy1, Gz1$;

4 组: $Ax4, Ay2, Az2, Gx2, Gy2, Gz2$ 。

其中, YOZ 平面内的斜置加速度计 A_D 仅用于故障检测,不参与惯性导航计算。

进行 4 组标定解算后,4 组标定结果中惯性器件安装误差分别基于不同的 IMU 坐标系确定,给误差补偿、数据融合和斜置器件标定带来一定困难,需要将 4 组 IMU 坐标系统一到本体坐标系。即在各组 IMU 完成系统标定后,定义第 1 组 IMU 坐标系为惯组的本体坐标系,将其他 3 组 IMU 坐标系通过坐标转换到本体坐标系。

统一坐标系后,在导航过程中对各个惯性器件的输出信息进行信息融合,计算如下

$$\begin{cases} A_x = \sum_{i=1}^4 \omega_{A_{xi}} A_{xi} (i = 1, 2, 3, 4), G_x = \sum_{i=1}^2 \omega_{G_{xi}} G_{xi} (i = 1, 2) \\ A_y = \sum_{i=1}^2 \omega_{A_{yi}} A_{yi} (i = 1, 2), G_y = \sum_{i=1}^2 \omega_{G_{yi}} G_{yi} (i = 1, 2) \\ A_z = \sum_{i=1}^2 \omega_{A_{zi}} A_{zi} (i = 1, 2), G_z = \sum_{i=1}^2 \omega_{G_{zi}} G_{zi} (i = 1, 2) \end{cases} \quad (16)$$

其中, $\omega_{A_{xi}}$ 、 $\omega_{A_{yi}}$ 、 $\omega_{A_{zi}}$ 、 $\omega_{G_{xi}}$ 、 $\omega_{G_{yi}}$ 、 $\omega_{G_{zi}}$ 为信息融合权值,实际使用中可采用加权信息融合方案或平均信息融合方案。

3 仿真实验与结果分析

3.1 惯组一致性检验方法分析

在静态条件下采集多余捷联惯组输出,在 100~120s 向 Ax4 加速度计增加 10mg 的常值零偏,测试数据如图 6 所示。据此对 X 向 4 只加速度计输出进行一致性检测分析。

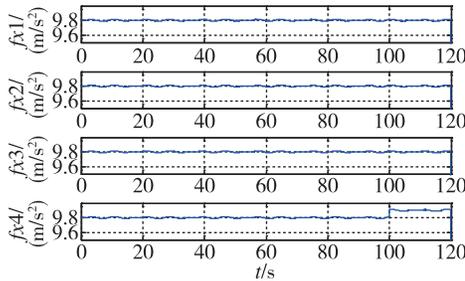


图 6 静态条件下 X 向加速度计输出

Fig. 6 The output of X accelerometers under static condition

利用置信距离测度一致性检验方法进行分析。根据实际经验,取阈值 $\alpha_{ij} = 0.7$,通过上面的公式计算关系矩阵 R_n 。

从数据分析结果可以看出,100s 之前系统的关系矩阵 R_n 为

$$R_n = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 1 & 1 \\ 1 & 1 & 1 & 1 \\ 1 & 1 & 1 & 1 \\ 1 & 1 & 1 & 1 \end{bmatrix}$$

在 100~120s,系统的关系矩阵 R_n 为

$$R_n = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 1 & 0 \\ 1 & 1 & 1 & 0 \\ 1 & 1 & 1 & 0 \\ 1 & 1 & 1 & 1 \end{bmatrix}$$

从关系矩阵中可以看出,在 120s 后, Ax1、Ax2、Ax3 号加速度计都不支持 Ax4, Ax1、Ax2、

Ax3 加速度计都相互支持。因此,此时 Ax4 加速度测量信息不准,应当剔除。

分析结果验证了一致性检测方案的正确性和有效性,且该方案计算简单,能简便快速地定位故障通道,并剔除不良测量信息,适用于多余捷联惯组信息融合前的数据预处理和一致性检测。

3.2 惯组信息融合性能分析

结合远程飞行器飞行基本过程设定飞行轨迹,飞行时间 0.5h,飞行轨迹在水平面和垂直面的投影分别如图 7 和图 8 所示。

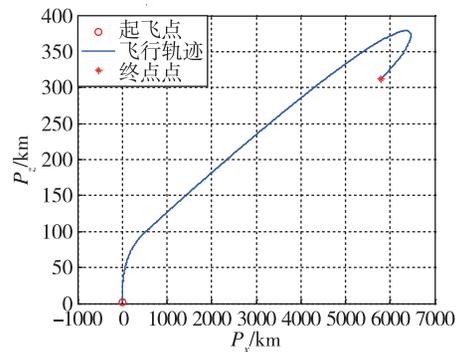


图 7 飞行轨迹在水平面的投影

Fig. 7 The horizontal projection of flight path

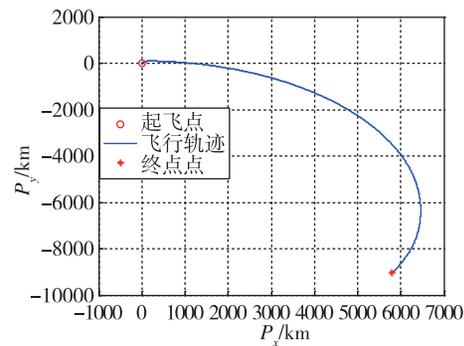


图 8 飞行轨迹在垂直面的投影

Fig. 8 The vertical projection of flight path

根据制导系统方案设定加速度计和陀螺仪误差参数。在飞行过程中,多余捷联惯组和传统无冗余捷联惯组的惯性导航误差对比如图 9 所示。

由图 9 可以看出,多余捷联惯组的惯性导航精度显著优于传统无冗余捷联惯组。无冗余捷联惯组导航误差 1530m,多余捷联惯组导航误差 790m,多余捷联惯组的惯性导航精度提升近 1 倍。远程飞行器的惯性导航性能主要受 X 向加速度测量通道影响,多余捷联惯组通过冗余配置显

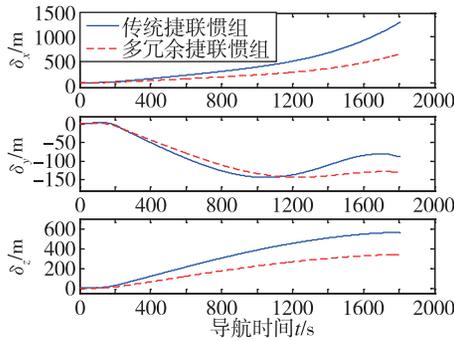


图9 远程飞行器的惯性导航位置误差

Fig. 9 The inertial navigation position errors of LRA

著提高了 X 向加速度测量通道的测量精度,满足了远程飞行器的高精度使用需求。

采集多余捷联惯组长时间(6h)静态数据(惯组 X-Y-Z 轴近似指向北-天-东方向),对其进行百秒方差统计,结果如表 1 所示。由表 1 可以看出,通过数据融合,角速度测量通道离散度减小,数据稳定性得到提高。AX、AY 向加速度测量通道通过数据融合后的离散度略差于最好的通道。数据处理结果表明,通过冗余配置与信息融合,角速度测量通道稳定性优于 $0.01(^{\circ})/h(3\sigma)$,加速度测量通道稳定性优于 $1 \times 10^{-5} g(3\sigma)$ 。

表 1 百秒方差统计结果(3σ)

Tab. 1 The statistic result of hundred seconds variance(3σ)

	1组	2组	3组	4组	冗余
GX/[$^{\circ}$]/h]	1.07×10^{-2}	7.58×10^{-3}	7.58×10^{-3}	7.58×10^{-3}	6.75×10^{-3}
GY/[$^{\circ}$]/h]	1.17×10^{-2}	7.39×10^{-3}	7.39×10^{-3}	7.39×10^{-3}	6.82×10^{-3}
GZ/[$^{\circ}$]/h]	7.13×10^{-3}	9.04×10^{-3}	9.04×10^{-3}	9.04×10^{-3}	6.32×10^{-3}
AX/g	5.29×10^{-6}	1.05×10^{-5}	3.53×10^{-6}	2.77×10^{-6}	4.48×10^{-6}
AY/g	2.14×10^{-6}	1.25×10^{-6}	1.25×10^{-6}	1.25×10^{-6}	1.60×10^{-6}
AZ/g	7.92×10^{-6}	9.28×10^{-6}	9.28×10^{-6}	9.28×10^{-6}	2.00×10^{-6}

利用长航时静态数据进行惯性导航计算,结果如图 10 和图 11 所示(第 1~4 组的导航误差有正有负,为便于对比分析,将导航东向误差均以负值画出、导航方位误差均以正值画出)。可以看出,信息融合后的位置和姿态导航误差均显著减小,进一步表明了惯性器件的信息融合可以提升相应测量通道的稳定性,抑制惯性导航误差的发散;同时通过信息融合前的一致性检测还可以及时定位和隔离故障信息,提高系统的可靠性,使多余捷联惯组的整体性能显著提升。

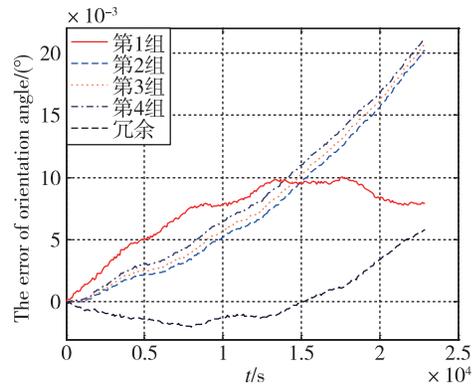


图 11 长航时导航方位误差

Fig. 11 The long-time navigation error of orientation

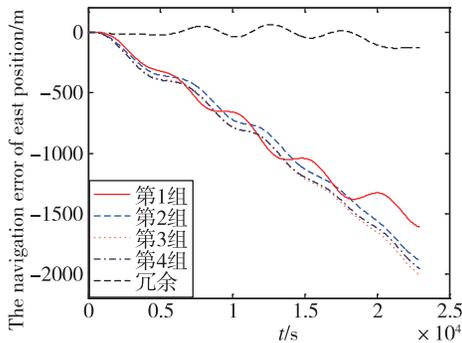


图 10 长航时导航东向误差

Fig. 10 The long-time navigation error of east position

4 结论

本文研究了一种高精度多余捷联惯组优化设计与应用方案。主要得出了以下结论:

1) 多余惯组配置优化后,通过配置多只高精度加速度计和陀螺仪,在提高可靠性的同时保证了相应测量通道的稳定性,抑制了惯性导航误差的发散,使得导航性能显著提升;

2) 给出的多余捷联惯组一致性检测方案计算简单,能简便快速地定位故障通道,并剔除不良

测量信息,适用于多冗余捷联惯组信息融合前的数据预处理和一致性检测;

3)本文提出的高精度多冗余捷联惯组配置优化设计与应用方案,经分析可以较好地满足远程飞行器的精度和可靠性使用需求,具有良好的工程应用参考价值。

参考文献

- [1] 邵会兵,王彬,申亮亮.一种捷联惯导系统加速度计时间延迟参数标定方法[J].宇航学报,2018,39(1):60-66.
Shao Huibing, Wang Bin, Shen Liangliang. A time-delay parameters calibration method for accelerometers in SINS[J]. Journal of Astronauts, 2018, 39(1): 60-66(in Chinese).
- [2] 王彬,申亮亮,邵会兵.基于GNSS速度信息辅助的飞行器姿态保持技术研究[J].导航定位与授时,2017,4(6):49-55.
Wang Bin, Shen Liangliang, Shao Huibing. Research on aircraft attitude hold scheme with GNSS velocity information[J]. Navigation Positioning & Timing, 2017, 4(6): 49-55(in Chinese).
- [3] Wang X, Wang B, Li H, et al. An autonomous navigation scheme based on geomagnetic and starlight for small satellites[J]. Acta Astronautica, 2012, 81(1): 40-50.
- [4] Wang X, Wang B, Wu X. A rapid and high precise calibration method for long-distance cruise missiles [J]. Aerospace Science and Technology, 2013, 27(1): 1-9.
- [5] Pittelkau M E. Calibration and attitude determination with redundant inertial measurement units [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2005, 28(4): 743-752.
- [6] Cheng J, Mou H, Zhang W, et al. Single-axis rotation modulation SINS method based on six-gyro hexagonal pyramid redundancy configuration [C]// Proceedings of the 2017 36th Chinese Control Conference(CCC). Dalian, China, 2017: 5882-5886.
- [7] Jafari M. Optimal redundant sensor configuration for accuracy increasing in space inertial navigation system [J]. Aerospace Science and Technology, 2015, 47: 467-472.
- [8] Cheng J, Dong J, Landry Jr R, et al. A novel optimal configuration form redundant MEMS inertial sensors based on the orthogonal rotation method[J]. Sensors, 2014, 14(8): 13661-13678.
- [9] Guerrier S, Waegli A, Skaloud J, et al. Fault detection and isolation in multiple MEMS-IMUs configurations[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2012, 48(3): 2015-2031.
- [10] 周维正,赵赛君,李学锋.冗余捷联惯组故障重构策略研究[J].战术导弹技术,2018,191(5):68-72.
Zhou Weizheng, Zhao Saijun, Li Xuefeng. Research on reconfiguration strategy and structure for redundant IMU[J]. Tactical Missile Technology, 2018, 191(5): 68-72(in Chinese).
- [11] 杜红松,牟宏杰,程建华.四陀螺冗余配置的单轴旋转调制捷联惯导方法[J].传感器与微系统,2016,35(11):64-67.
Du Hongsong, Mou Hongjie, Cheng Jianhua. Single-axis rotational modulation SINS method based on four-gyro redundancy configuration[J]. Transducer and Microsystem Technologies, 2016, 35(11):64-67(in Chinese).
- [12] 武唯强,陈康,闫杰.五冗余捷联惯组最优配置设计[J].固体火箭技术,2015,38(1):18-22.
Wu Weiqiang, Chen Kang, Yan Jie. Optimal configuration design of redundant strapdown inertial system with five axes[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2015, 38(1): 18-22(in Chinese).
- [13] 王京献,张明辉.一种高可靠捷联惯性测量单元布局[J].中国惯性技术学报,2012,20(3):363-367.
Wang Jingxian, Zhang Minghui. A strapdown IMU configuration with high reliability[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2012, 20(3): 363-367(in Chinese).
- [14] 黄静雯,符文星,陈康,等.五冗余捷联惯组系统配置及优化[J].指挥控制与仿真,2013,35(6):105-108.
Huang Jingwen, Fu Wenxing, Chen Kang, et al. Redundant configuration and optimization of strapdown inertial measurement unit[J]. Command Control & Simulation, 2013, 35(6): 105-108(in Chinese).
- [15] 刘莎红.捷联惯性导航系统多传感器冗余技术研究[D].哈尔滨:哈尔滨工程大学,2011.
Liu Shahong. Research on sensors redundant technique of strapdown inertial navigation system [D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2011(in Chinese).
- [16] 张通,符文星,任子君,等.冗余惯组故障检测与隔离的广义似然比解耦矩阵构造新方法[J].固体火箭技术,2017,40(4):532-536.
Zhang Tong, Fu Wenxing, Ren Zijun, et al. New decoupling matrix method for generalized likelihood fault detection and isolation of redundant IMU[J].

- Journal of Solid Rocket Technology, 2017, 40(4): 532-536(in Chinese).
- [17] 单斌, 吴晓光. 多惯性仪表冗余系统测量数据的一致性检验[J]. 导弹与航天运载技术, 2007(4): 45-47.
Shan Bin, Wu Xiaoguang. Measurement data consistency check of redundancy system with multiple inertial instrument[J]. Missile and Space Vehicle, 2007(4): 45-47(in Chinese).
- [18] Lee W H, Park C G. A fault detection method of redundant IMU using modified principal component analysis[J]. International Journal of Aeronautical and Space Sciences, 2012, 13(3): 398-404.