

控制与决策

Control and Decision

高超声速飞行器惯导系统误差参数两次优化辨识方法

郭玮林, 鲜勇, 张大巧, 李冰

引用本文:

郭玮林, 鲜勇, 张大巧, 等. 高超声速飞行器惯导系统误差参数两次优化辨识方法[J]. *控制与决策*, 2020, 35(1): 25–34.

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2018.0604>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

[基于多维信息特征映射模型的在线学习路径优化方法](#)

Method of online learning path optimization based on multi-dimensional information feature mapping model

控制与决策. 2019, 34(6): 1132–1140 <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2017.1579>

[基于快速不变卡尔曼滤波的视觉惯性里程计](#)

Visual-inertial odometry based on fast invariant Kalman filter

控制与决策. 2019, 34(12): 2585–2593 <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2018.0239>

[基于AQPSO的RBF神经网络自组织学习](#)

AQPSO-based self-organization learning of RBF neural network

控制与决策. 2018, 33(9): 1631–1636 <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2017.0595>

[基于移动数据窗的传递函数多新息随机梯度辨识方法](#)

Moving data window based multi-innovation identification stochastic gradient parameter identification method for transfer functions

控制与决策. 2017, 32(6): 1091–1096 <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2016.0529>

[基于SVR的惯性/卫星组合导航系统故障诊断方法](#)

Fault diagnosis method of integrated GPS/Inertial navigation system based on support vector regression

控制与决策. 2016, 31(10): 1889–1893 <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2015.1106>

[系统辨识算法的复杂性、收敛性及计算效率研究](#)

Complexity, convergence and computational efficiency for system identification algorithms

控制与决策. 2016, 31(10): 1729–1741 <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2015.0890>

[考虑局部估计误差相关性的传感器选择融合](#)

Sensor selection-based fusion considering cross-correlation of local estimation errors

控制与决策. 2015(2): 241–245 <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2013.1385>

[双率系统辅助模型框架下的随机牛顿递推辨识](#)

Auxiliary-model-based stochastic Newton recursive identification for dual-rate system

控制与决策. 2015(1): 117–124 <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2013.1227>

高超声速飞行器惯导系统误差参数两次优化辨识方法

郭伟林[†], 鲜 勇, 张大巧, 李 冰

(火箭军工程大学 作战保障学院, 西安 710025)

摘 要: 为满足高超声速飞行器高精度和高可靠性的导航要求, 提出一种在发射惯性系下利用智能优化算法实现捷联惯性系统误差参数两次优化辨识的方法. 建立惯性测量单元(IMU)误差补偿模型和完整的非线性捷联惯性系统导航模型, 为数值优化计算提供准确的模型基础. 基于 SINS/GPS/CNS 组合导航系统信息, 建立陀螺仪误差优化模型和加速度计误差优化模型, 采用两次优化策略分步估计捷联惯性系统误差参数: 首先利用粒子群算法对陀螺仪误差参数进行优化辨识和补偿; 然后利用粒子群算法对加速度计误差参数进行优化辨识. 仿真结果表明, 基于组合导航系统信息和非线性优化模型, 两次优化辨识方法能够在线辨识出高精度的捷联惯性系统误差参数, 陀螺仪和加速度计优化参数值的相对误差均在 20% 以内, 从而有效提高了高超声速飞行器导航精度.

关键词: 高超声速飞行器; SINS/GPS/CNS; 发射惯性系; 两次优化辨识; 非线性模型; 粒子群算法

中图分类号: V448.2

文献标志码: A

Quadratic optimization identification research on error parameters of SINS for hypersonic vehicle

GUO Wei-lin[†], XIAN Yong, ZHANG Da-qiao, LI Bing

(College of War Support, Rocket Force University of Engineering, Xi'an 710025, China)

Abstract: In order to meet the navigation requirements of high-accurate and high-reliable for hypersonic vehicles, a quadratic intelligent optimization method which can identify error parameters of strap-down inertial navigation system(SINS) in launch inertial coordinate system is proposed. The error compensating model and the complete nonlinear navigation model of the SINS are established, which can provide accurate model basis for optimization calculation. Based on information of the SINS/GPS/CNS integrated navigation system, the optimization model of gyro errors and the optimization model of accelerometer errors are built, and the quadratic intelligent strategy is adopted to estimate error parameters of the SINS. Firstly, error parameters of gyro are identified and compensated by using the particle swarm algorithm. On this basis, the error parameters of accelerometer are identified by using the particle swarm algorithm. The simulation results show that the quadratic optimization identification method can high-accurate identify the error parameters of the SINS online based on information of the integrated navigation system and the nonlinear optimization model, and the relative errors of optimization parameters of gyro and accelerometer are within 20%, and the navigation precision of the hypersonic vehicle is improved significantly.

Keywords: hypersonic vehicle; SINS/GPS/CNS; launch inertial coordinate system; quadratic optimization identification; nonlinear model; particle swarm optimization algorithm

0 引 言

高超声速飞行器具有飞行速度快、滑翔距离远、作战效能高等特点^[1], 同时它还具有良好的气动外形, 可借助气动力实施滑翔机动, 打破了传统弹道导弹的弹道为平面弹道且弹道可预测的理论基础, 具备较强的机动和突防能力, 因而对导航系统的精度、可靠性和适应性都提出了更高的要求^[2].

相比于其他导航方式, 惯性导航系统具有抗干扰能力强、可靠性好、输出连续等优点, 是作为高超声速

飞行器导航系统的理想选择^[3]. 由于惯性器件产生的测量误差对导航精度有着较大的影响, 并且误差是随时间积累的, 为保证高超声速飞行器导航精度, 必须对惯性系统误差进行补偿和修正.

目前, 国内外针对惯性系统的误差补偿与修正技术进行了广泛的研究. 在惯性系统误差标定方面, 通常基于高精度转台利用多位置和速率标定方法完成对误差的标定^[4-6], 但标定结束后惯性系统工具误差会因储存、运输和环境条件的影响而发生变化. 同时,

收稿日期: 2018-05-07; 修回日期: 2018-08-03.

责任编辑: 柴利.

[†]通讯作者. E-mail: gwlttxs@163.com.

由于高超声速飞行器高速度、高机动飞行特性,将可能导致惯性系统误差进一步增大,从而影响导航精度.因此,开展高超声速飞行器惯性系统误差参数高精度在线辨识研究具有重要意义.

由于单一组合导航系统难以满足高超声速飞行器高精度、长航时飞行要求,一些学者提出将卫星导航与天文导航系统组合使用以实现惯性系统误差修正和补偿^[7-9].基于SINS/GPS/CNS组合导航系统,文献[8]设计了基于卡尔曼滤波的高超声速飞行器惯性系统误差动态标定方法;文献[9]提出了联邦滤波算法以实现捷联惯性系统进行误差估计.目前,大部分多组合导航算法是以地理坐标系作为导航坐标系的,只能输出地理坐标系下的导航参数,而飞行器主动段制导控制工作是在发射惯性系下进行的,所以需要经过坐标转换计算才能得到发惯系下的导航参数;并且星敏感器测量的是惯性系下的姿态角,同样需要进行姿态转换才能得到地理坐标系下的姿态角,而转换过程必定会带来相应转换误差,从而降低了飞行器导航精度.

若将发惯系作为导航坐标系,则可直接利用高精度的星敏感器姿态角数据,避免了因坐标转换造成的导航误差,从而有效提高组合导航系统效能^[10].例如文献[11]建立了发惯系下的多组合导航系统模型,设计了扩展 H_∞ 滤波算法以提高导航参数精度;文献[12]设计了发惯系下基于多组合导航系统的粒子滤波算法以实现导航系统状态参数的建模估计.以上研究为高超声速飞行器惯性系统误差参数高精度在线辨识提供了较好的模型和理论基础.

考虑到目前高超声速飞行器惯性系统误差在线标定大部分采用以卡尔曼为基础的滤波算法,而这些方法往往存在模型建立难、系统状态方程推导复杂、

滤波时间较长等问题,基于上述分析和相关研究,本文提出一种在发惯系下利用智能优化算法实现对高超声速飞行器惯性系统误差参数两次优化辨识的方法.摒弃以解析简化、线性化和经典卡尔曼滤波为基础的传统研究方法,将惯性系统误差标定问题转换为参数优化辨识问题,通过建立完整和准确的非线性模型,基于SINS/GPS/CNS组合导航系统测量信息,采用智能优化算法和两次优化策略实现高超声速飞行器惯性系统误差参数的在线辨识.

1 两次优化辨识方法总体方案

为提高高超声速飞行器导航精度,本文设计了在发射惯性系下基于SINS/GPS/CNS组合导航系统的两次优化辨识方法总体方案,如图1所示.其中: N_b 、 N_a 分别表示包含误差的陀螺仪和加速度计脉冲输出值; $\Delta\theta_b$ 、 Δw_b 分别表示经误差补偿后的角度增量和视速度增量输出值; C_n^b 表示由弹体系至惯性系的坐标转换矩阵.

首先,建立惯性测量单元(IMU)误差补偿模型及完整的捷联惯性导航系统(SINS)导航误差模型,为后续优化计算提供准确的模型基础.

然后,基于SINS/CNS组合导航输出的姿态角数据建立陀螺仪误差优化模型,利用粒子群算法对陀螺仪误差参数进行优化辨识(为便于描述,下文将此优化步骤简称为“第1次优化”).之后将优化结果反馈至误差补偿模型,实现对陀螺仪误差的补偿和修正.

最后,基于SINS/GPS组合导航测量的速度数据,建立加速度计误差优化模型,采用粒子群算法对加速度计误差参数进行优化辨识(为方便描述,下文将此优化步骤简称为“第2次优化”).将优化值反馈至误差补偿模型再次进行误差补偿,最终得到高精度的高超声速飞行器误差参数和导航参数.

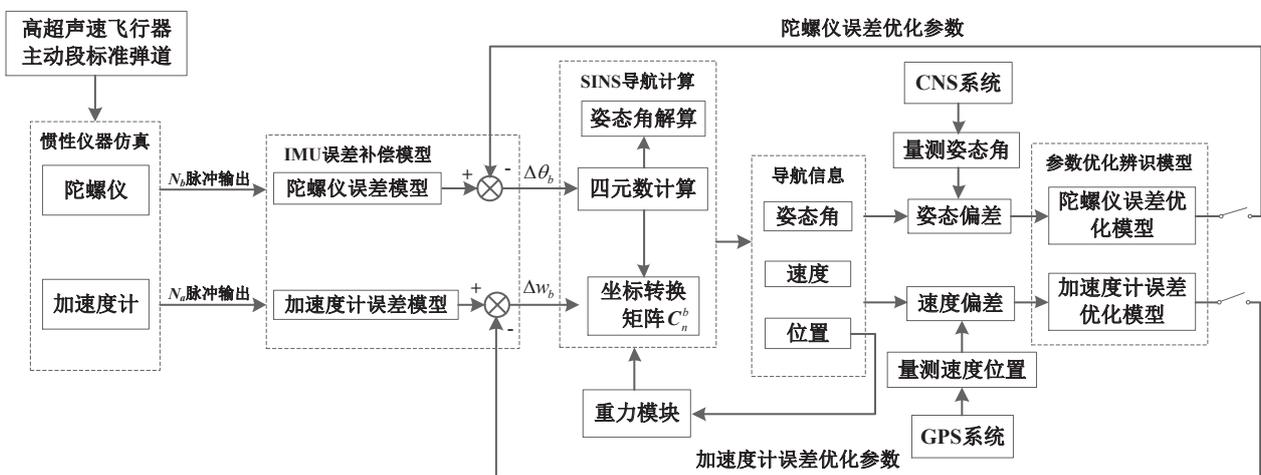


图1 两次优化辨识方法总体方案

2 IMU误差模型

2.1 加速度计误差模型

加速度计可以测量高超声速飞行器弹体系3个轴的视加速度分量.由于加速度计的制造工艺误差和安装误差,其测量输出值与飞行器实际视加速度值存在偏差.因为加速度计和陀螺仪的安装误差参数在捷联惯性测量单元制造并通过存储进入稳定期后基本不变,所以暂不考虑安装误差的影响;而加速度计的零次项漂移误差和一次项系数误差均会发生变化,对飞行器导航精度影响较大,所以必须考虑加速度计零次项漂移误差和一次项系数误差.于是,加速度计测量误差模型^[13]如下:

$$\begin{bmatrix} \delta\dot{w}_{xb} \\ \delta\dot{w}_{yb} \\ \delta\dot{w}_{zb} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Delta K_{0x} \\ \Delta K_{0y} \\ \Delta K_{0z} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \dot{w}_{xb} & 0 & 0 \\ 0 & \dot{w}_{yb} & 0 \\ 0 & 0 & \dot{w}_{zb} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta K_{1x} \\ \Delta K_{1y} \\ \Delta K_{1z} \end{bmatrix}. \quad (1)$$

其中: $\delta\dot{w}_{xb}$ 、 $\delta\dot{w}_{yb}$ 、 $\delta\dot{w}_{zb}$ 为弹体系下的视加速度误差分量, \dot{w}_{xb} 、 \dot{w}_{yb} 、 \dot{w}_{zb} 为弹体系下的视加速度分量, ΔK_{0x} 、 ΔK_{0y} 、 ΔK_{0z} 为加速度计零次项漂移系数的误差, ΔK_{1x} 、 ΔK_{1y} 、 ΔK_{1z} 为加速度计一次项比例系数的误差.

2.2 陀螺仪误差模型

陀螺仪可以测量高超声速飞行器绕弹体系3个轴的转动角速度.由于陀螺仪存在加工制造误差和安装误差,使得陀螺仪测量的角速度与实际角速度存在偏差.因为陀螺仪安装误差参数基本保持不变,所以同样不考虑陀螺仪的安装误差.对飞行器导航精度影响较大的主要是陀螺仪零次项漂移误差和与视加速度 \dot{w}_{xb} 有关的陀螺仪一次项系数误差,从而得到陀螺仪测量误差模型^[13]为

$$\begin{bmatrix} \delta\dot{\theta}_{xb} \\ \delta\dot{\theta}_{yb} \\ \delta\dot{\theta}_{zb} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Delta D_{0x} \\ \Delta D_{0y} \\ \Delta D_{0z} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \dot{w}_{xb} & 0 & 0 \\ 0 & \dot{w}_{yb} & 0 \\ 0 & 0 & \dot{w}_{zb} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta D_{1x} \\ \Delta D_{1y} \\ \Delta D_{1z} \end{bmatrix}. \quad (2)$$

其中: $\delta\dot{\theta}_{xb}$ 、 $\delta\dot{\theta}_{yb}$ 、 $\delta\dot{\theta}_{zb}$ 为飞行器绕弹体系3个轴的角速度误差, $\dot{\theta}_{xb}$ 、 $\dot{\theta}_{yb}$ 、 $\dot{\theta}_{zb}$ 为飞行器绕弹体系的角速度, ΔD_{0x} 、 ΔD_{0y} 、 ΔD_{0z} 为陀螺仪的零次项漂移系数误差, ΔD_{1x} 、 ΔD_{1y} 、 ΔD_{1z} 为陀螺仪与视加速度 \dot{w}_{xb} 有关的一次项系数误差.

2.3 IMU误差补偿模型

考虑加速度计和陀螺仪测量误差模型,可得弹体系下的IMU误差补偿模型^[14].其中:视加速度的误差补偿模型为

$$\begin{bmatrix} \dot{w}_{xb} \\ \dot{w}_{yb} \\ \dot{w}_{zb} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} K_{1x}(1+\Delta K_{1x}) & E_{yx} & E_{zx} \\ E_{xy} & K_{1y}(1+\Delta K_{1y}) & E_{zy} \\ E_{xz} & E_{yz} & K_{1z}(1+\Delta K_{1z}) \end{bmatrix}^{-1} \cdot \left(\begin{bmatrix} N_{xa} \\ N_{ya} \\ N_{za} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} K_{0x} + (\Delta K_{0x})K_{1x} \\ K_{0y} + (\Delta K_{0y})K_{1y} \\ K_{0z} + (\Delta K_{0z})K_{1z} \end{bmatrix} \right), \quad (3)$$

角速度的误差补偿模型为

$$\begin{bmatrix} \dot{\theta}_{xb} \\ \dot{\theta}_{yb} \\ \dot{\theta}_{zb} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & A_{yx} & A_{zx} \\ A_{xy} & 1 & A_{zy} \\ A_{xz} & A_{yz} & 1 \end{bmatrix}^{-1} \left(\begin{bmatrix} N_{xb}/K_x \\ N_{yb}/K_y \\ N_{zb}/K_z \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} D_{1x} + \Delta D_{1x} & D_{2x} & D_{3x} \\ D_{1y} + \Delta D_{1y} & D_{2y} & D_{3y} \\ D_{1z} + \Delta D_{1z} & D_{2z} & D_{3z} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{w}_{xb} \\ \dot{w}_{yb} \\ \dot{w}_{zb} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} D_{0x} + \Delta D_{0x} \\ D_{0y} + \Delta D_{0y} \\ D_{0z} + \Delta D_{0z} \end{bmatrix} \right). \quad (4)$$

这里: N_{xa} 、 N_{ya} 、 N_{za} 为加速度计脉冲输出值, N_{xb} 、 N_{yb} 、 N_{zb} 为陀螺仪脉冲输出值, E_{ij} 、 A_{ij} ($i, j = x, y, z$)分别为加速度计和陀螺仪安装误差系数; D_{ix} 、 D_{iy} 、 D_{iz} ($i, j = 1, 2, 3$)为陀螺仪一次项误差系数; K_x 、 K_y 、 K_z 为陀螺仪标度因子.对视加速度 \dot{w}_{xb} 、 \dot{w}_{yb} 、 \dot{w}_{zb} 和角速度 $\dot{\theta}_{xb}$ 、 $\dot{\theta}_{yb}$ 、 $\dot{\theta}_{zb}$ 进行积分,即可得到弹体系的视速度增量 Δw_{xb} 、 Δw_{yb} 、 Δw_{zb} 和角度增量 $\Delta\theta_{xb}$ 、 $\Delta\theta_{yb}$ 、 $\Delta\theta_{zb}$.

3 发射惯性系SINS导航模型

3.1 发射惯性系视速度计算

由于高超声速飞行器惯性导航系统是在惯性系下进行导航制导控制的,需要对弹体系下的视速度进行坐标转换,从而获得惯性系下的视速度,其转换公式如下:

$$\begin{bmatrix} \Delta w_{xn} \\ \Delta w_{yn} \\ \Delta w_{zn} \end{bmatrix} = C_n^b \begin{bmatrix} \Delta w_{xb} \\ \Delta w_{yb} \\ \Delta w_{zb} \end{bmatrix}. \quad (5)$$

其中: Δw_{xn} 、 Δw_{yn} 、 Δw_{zn} 为惯性系3个轴的视速度增量,视速度增量 Δw_{xb} 、 Δw_{yb} 、 Δw_{zb} 可由加速度计测量并经误差补偿后获取, C_n^b 为坐标转换矩阵.由于四元数法具有计算量小和精度高的优点,并且不会出现奇异情况,本文采用四元数法计算转换矩阵 C_n^b ,计

算公式为

$$C_n^b = \begin{bmatrix} q_1^2 + q_0^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2(q_1q_2 - q_0q_3) \\ 2(q_1q_2 + q_0q_3) & q_0^2 + q_2^2 - q_1^2 - q_3^2 \\ 2(q_1q_3 - q_0q_2) & 2(q_0q_1 + q_2q_3) \\ 2(q_0q_2 + q_1q_3) \\ 2(q_2q_3 - q_0q_1) \\ q_0^2 + q_3^2 - q_1^2 - q_2^2 \end{bmatrix} \rightarrow \leftarrow \quad (6)$$

其中: q_0, q_1, q_2, q_3 表示四元数, 可采用递推解法求取, 即

$$\begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_0 & -q_1 & -q_2 & -q_3 \\ q_1 & q_0 & -q_3 & q_2 \\ q_2 & q_3 & q_0 & -q_1 \\ q_3 & -q_2 & q_1 & q_0 \end{bmatrix}_{j-1} \cdot \begin{bmatrix} 1 - \frac{1}{8}\Delta\theta_j^2 \\ \left(\frac{1}{2} - \frac{1}{48}\Delta\theta_j^2\right)\Delta\theta_{xb} \\ \left(\frac{1}{2} - \frac{1}{48}\Delta\theta_j^2\right)\Delta\theta_{yb} \\ \left(\frac{1}{2} - \frac{1}{48}\Delta\theta_j^2\right)\Delta\theta_{zb} \end{bmatrix}_j \quad (7)$$

这里: $\Delta\theta_j = \sqrt{\Delta\theta_{xb}^2 + \Delta\theta_{yb}^2 + \Delta\theta_{zb}^2}$, 角度增量 $\Delta\theta_{xb}$ 、 $\Delta\theta_{yb}$ 、 $\Delta\theta_{zb}$ 可由陀螺仪测量并经误差补偿后获取。

根据四元数值即可解算出高超声速飞行器姿态角, 包括: 俯仰角 φ 、偏航角 ψ 和滚动角 γ 。姿态角计算公式为

$$\begin{cases} \varphi = \arctan \frac{2(q_1q_2 + q_0q_3)}{q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2}, \\ \psi = \arcsin 2(q_0q_2 - q_1q_3), \\ \gamma = \arctan \frac{2(q_0q_1 + q_2q_3)}{q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2}. \end{cases} \quad (8)$$

3.2 发射惯性系速度和位置计算

高超声速飞行器在惯性系下的运动方程为

$$\begin{cases} \dot{v}_{xn} = \dot{w}_{xn} + g_{xn}, \\ \dot{v}_{yn} = \dot{w}_{yn} + g_{yn}, \\ \dot{v}_{zn} = \dot{w}_{zn} + g_{zn}, \\ \dot{x}_n = v_{xn}, \\ \dot{y}_n = v_{yn}, \\ \dot{z}_n = v_{zn}. \end{cases} \quad (9)$$

其中: $v_{xn}, v_{yn}, v_{zn}, x_n, y_n, z_n$ 分别为飞行器在惯性系下的速度分量和位置分量; g_{xn}, g_{yn}, g_{zn} 为地球重力加速度在惯性系下的分量。

为降低弹载计算机弹上计算量, 采用逐次递推的方法计算飞行器惯性系下的速度和位置。其中: 速度递推公式为

$$\begin{bmatrix} v_{xn} \\ v_{yn} \\ v_{zn} \end{bmatrix}_j = \begin{bmatrix} v_{xn} \\ v_{yn} \\ v_{zn} \end{bmatrix}_{j-1} + \begin{bmatrix} \Delta w_{xn} \\ \Delta w_{yn} \\ \Delta w_{zn} \end{bmatrix}_j + \begin{bmatrix} g_{xn} \\ g_{yn} \\ g_{zn} \end{bmatrix}_{j-1} + \begin{bmatrix} g_{xn} \\ g_{yn} \\ g_{zn} \end{bmatrix}_j \frac{\Delta T}{2}, \quad (10)$$

位置递推公式为

$$\begin{bmatrix} x_n \\ y_n \\ z_n \end{bmatrix}_j = \begin{bmatrix} x_n \\ y_n \\ z_n \end{bmatrix}_{j-1} + \begin{bmatrix} v_{xn} \\ v_{yn} \\ v_{zn} \end{bmatrix}_{j-1} \Delta T + \begin{bmatrix} \Delta w_{xn} \\ \Delta w_{yn} \\ \Delta w_{zn} \end{bmatrix}_j \frac{\Delta T}{2} + \begin{bmatrix} g_{xn} \\ g_{yn} \\ g_{zn} \end{bmatrix}_{j-1} \frac{\Delta T^2}{2}. \quad (11)$$

4 惯导误差参数优化模型与算法设计

由式(4)、(7)和(8)可知, 陀螺仪误差包含于姿态角计算公式; 由式(3)、(5)和(10)可知, 加速度计误差包含于速度计算公式; 并且由式(5)可知, 只有在获得姿态转换矩阵 C_n^b 的前提下, 才能计算惯性系下的视速度增量, 然后由式(10)计算得到惯性系下的速度参数。因此, 考虑采用分步两次优化方法实现对捷联惯性系统误差参数的辨识。

第1步, 基于 SINS/CNS 组合导航系统姿态角量测值, 对陀螺仪误差参数进行第1次优化辨识和误差补偿;

第2步, 基于 SINS/GPS 组合导航系统速度量测值, 对加速度计误差进行第2次优化辨识和补偿。

下面建立高超声速飞行器惯导误差参数优化模型并设计相应的优化算法。

4.1 陀螺仪误差优化模型设计

1) 确定陀螺仪误差优化模型变量。

以飞行器捷联惯性导航系统陀螺仪误差 ($\Delta D_{0x}, \Delta D_{0y}, \Delta D_{0z}, \Delta D_{1x}, \Delta D_{1y}, \Delta D_{1z}$) 作为优化参数, 陀螺仪误差优化模型参数形式如下:

$$X_b = (x_{b1}, x_{b2}, x_{b3}, x_{b4}, x_{b5}, x_{b6})^T = (\Delta D_{0x}, \Delta D_{0y}, \Delta D_{0z}, \Delta D_{1x}, \Delta D_{1y}, \Delta D_{1z})^T. \quad (12)$$

2) 建立陀螺仪误差优化模型目标函数。

基于 SINS/CNS 组合导航系统信息, 将惯性导航系统输出的姿态角参数与 CNS 导航系统测量的姿态

角参数之间的等时偏差作为陀螺仪误差优化模型的目标函数,即

$$\begin{cases} f_1(\mathbf{Xb}) = \min \sum_{t=t_{b1}}^{t_{b2}} \sqrt{\delta\varphi(t)^2 + \delta\psi(t)^2 + \delta\gamma(t)^2}, \\ \delta\varphi(t) = \varphi_{\text{SINS}}(t) - \varphi_{\text{CNS}}(t), \\ \delta\psi(t) = \psi_{\text{SINS}}(t) - \psi_{\text{CNS}}(t), \\ \delta\gamma(t) = \gamma_{\text{SINS}}(t) - \gamma_{\text{CNS}}(t). \end{cases} \quad (13)$$

其中: $\varphi_{\text{SINS}}(t)$ 、 $\psi_{\text{SINS}}(t)$ 、 $\gamma_{\text{SINS}}(t)$ 为 t 时刻惯性系统输出的姿态角参数,可由式(4)、(7)和(8)计算得到(式(4)中的参数 ΔD_{0x} 、 ΔD_{0y} 、 ΔD_{0z} 和参数 ΔD_{1x} 、 ΔD_{1y} 、 ΔD_{1z} 即为式(12)中的优化变量); $\varphi_{\text{CNS}}(t)$ 、 $\psi_{\text{CNS}}(t)$ 、 $\gamma_{\text{CNS}}(t)$ 为 t 时刻 CNS 导航系统测量的姿态角参数; $\delta\varphi(t)$ 、 $\delta\psi(t)$ 、 $\delta\gamma(t)$ 为姿态角等时偏差量; t_{b1} 为陀螺仪误差参数第1次优化辨识的数据采样起始时刻; t_{b2} 为陀螺仪误差参数第1次优化辨识的数据采样结束时刻。

4.2 加速度计误差优化模型设计

1) 确定加速度计误差优化模型变量。

以飞行器捷联惯性导航系统加速度计误差 (ΔK_{0x} 、 ΔK_{0y} 、 ΔK_{0z} 、 ΔK_{1x} 、 ΔK_{1y} 、 ΔK_{1z}) 作为优化参数,加速度计误差优化模型参数形式如下:

$$\mathbf{Xa} = (\mathbf{xa}_1, \mathbf{xa}_2, \mathbf{xa}_3, \mathbf{xa}_4, \mathbf{xa}_5, \mathbf{xa}_6)^T = (\Delta K_{0x}, \Delta K_{0y}, \Delta K_{0z}, \Delta K_{1x}, \Delta K_{1y}, \Delta K_{1z})^T. \quad (14)$$

2) 建立加速度计误差优化模型目标函数。

首先利用第1次优化参数结果对陀螺仪误差进行补偿和修正;然后基于 SINS/GPS 组合导航系统信息,将惯性导航系统输出的速度信息与 GPS 导航系统测量的速度信息之间的等时偏差作为加速度计误差优化模型的目标函数,即

$$\begin{cases} f_2(\mathbf{Xa}) = \min \sum_{t=t_{a1}}^{t_{a2}} \sqrt{\delta v_x(t)^2 + \delta v_y(t)^2 + \delta v_z(t)^2}, \\ \delta v_x(t) = v_{x\text{SINS}}(t) - v_{x\text{GPS}}(t), \\ \delta v_y(t) = v_{y\text{SINS}}(t) - v_{y\text{GPS}}(t), \\ \delta v_z(t) = v_{z\text{SINS}}(t) - v_{z\text{GPS}}(t). \end{cases} \quad (15)$$

其中: $v_{x\text{SINS}}(t)$ 、 $v_{y\text{SINS}}(t)$ 、 $v_{z\text{SINS}}(t)$ 为 t 时刻惯性系统输出的速度信息,可根据式(3)、(5)和(10)计算得到(式(3)中的参数 ΔK_{0x} 、 ΔK_{0y} 、 ΔK_{0z} 和参数 ΔK_{1x} 、 ΔK_{1y} 、 ΔK_{1z} 即为式(14)中的优化变量); $v_{x\text{GPS}}(t)$ 、 $v_{y\text{GPS}}(t)$ 、 $v_{z\text{GPS}}(t)$ 为 t 时刻 GPS 导航系统测量的速

度信息; $\delta v_x(t)$ 、 $\delta v_y(t)$ 、 $\delta v_z(t)$ 为速度等时偏差量; t_{a1} 为加速度计误差参数第2次优化辨识的数据采样起始时刻; t_{a2} 为加速度计误差参数第2次优化辨识的数据采样结束时刻。

4.3 粒子群优化算法设计

考虑粒子群算法作为一种群体智能优化算法,具有收敛快、结构简单、通用性强等优点^[15-16],所以本文采用粒子群算法作为高超声速飞行器捷联惯性系统误差参数的优化辨识方法.利用粒子群算法优化捷联惯性系统误差参数的基本步骤如下。

Step 1: 种群的初始化. 设定初始参数,给出最大迭代次数 M 和种群大小 N . 随机产生粒子的初始位置和初始速度,并计算初始种群所有粒子的适应度,以确定每个粒子的个体最优值和种群的全局最优值。

Step 2: 更新粒子的位置和速度. 粒子位置和速度的计算公式如下:

$$\begin{cases} V_{ij}^{k+1} = wV_{ij}^k + c_1r_1(P_{ij}^k - X_{ij}^k) + c_2r_2(P_{gj}^k - X_{ij}^k), \\ X_{ij}^{k+1} = P_{gj}^k + V_{ij}^{k+1}. \end{cases} \quad (16)$$

其中: X_{ij}^k 、 V_{ij}^k 分别表示第 k 代粒子 i 的第 j 个变量的位置和速度, P_{ij}^k 、 P_{gj}^k 为第 k 代个体最优值和种群全局最优值, w 为惯性权重, c_1 、 c_2 为学习因子, r_1 、 r_2 为随机数。

Step 3: 更新粒子个体最优值和种群全局最优值. 根据式(13)或(15)计算第 $k+1$ 代粒子群的适应度 $f(X_i(k+1))$,并与第 k 代粒子的适应度 $f(P_i(k))$ 比较. 若 $f(X_i(k+1)) < f(P_i(k))$,则令 $P_i(k+1) = X_i(k+1)$,即完成对粒子个体最优值的更新. 同理,比较第 $k+1$ 代粒子群个体最优值的适应度 $f(P_i(k+1))$ 与第 k 代粒子群全局最优值的适应度 $f(P_g(k))$ 的大小. 若 $f(P_i(k+1)) < f(P_g(k))$,则令 $P_g(k+1) = P_i(k+1)$,即完成对粒子群全局最优值的更新。

Step 4: 终止条件判定. 若 $k > M$ 或搜索结果满足精度要求,则退出计算,输出高超声速飞行器捷联惯性系统误差参数最优解;否则,返回 Step 2.

5 仿真实验与分析

5.1 仿真初始条件

当采用粒子群算法进行优化仿真实验时,需要对粒子群算法的种群进行初始化. 设定粒子群惯性权重 w 取为 0.8,学习因子 c_1 和 c_2 分别取为 1 和 2. 第1次优化种群最大迭代次数 M_1 取 180,种群规模 N_1 取 50;第2次优化种群最大迭代次数 M_2 取 160,种群规模 N_2 取 40.

同时,对惯性系统测量单元IMU、GPS和CNS仪器误差参数设定如表1所示.

表1 IMU/GPS/CNS仪器误差参数

仪器	误差量	设定值	单位
陀螺仪	零次项误差 ΔD_{0x}	1.0	($^{\circ}$)/h
	零次项误差 ΔD_{0y}	1.0	($^{\circ}$)/h
	零次项误差 ΔD_{0z}	1.0	($^{\circ}$)/h
	一次项误差 ΔD_{1x}	1.0	($^{\circ}$)/(h·g)
	一次项误差 ΔD_{1y}	0.1	($^{\circ}$)/(h·g)
	一次项误差 ΔD_{1z}	0.1	($^{\circ}$)/(h·g)
加速度计	零次项误差 ΔK_{0x}	5.0e-4	g
	零次项误差 ΔK_{0y}	5.0e-4	g
	零次项误差 ΔK_{0z}	5.0e-4	g
	一次项误差 ΔK_{1x}	1.0e-3	-
	一次项误差 ΔK_{1y}	1.0e-3	-
	一次项误差 ΔK_{1z}	1.0e-3	-
GPS系统	测速误差	0.1	m/s
	定位误差	10.0	m
CNS系统	测角误差	10.0	($^{\circ}$)

5.2 主动段标准弹道设计

由于高超声速飞行器需要进行全程导航,而卫星导航信号极易受到外界干扰或屏蔽,尽管天文导航具有自主、可靠、精确的优点,但是易受环境因素的限制,并且无论是卫星导航系统还是天文导航系统都有发生故障的概率,提供全程的姿态基准和速度基准较为困难.因此,本文拟在主动段较短时间内实现对惯性系统误差参数的在线辨识,从而减轻高超声速飞行器后续远距离长航时飞行对卫星导航系统和天文导航系统的依赖程度,以提高飞行器在复杂恶劣环境下的适应能力和生存能力.假设高超声速飞行器利用三级运载火箭实现助推入轨,为实现捷联惯性系统误差参数的有效辨识,本文设计了高超声速飞行器主动段标准弹道,基于高超声速飞行器的机动飞行状态,为捷联惯导系统提供激励信号.经仿真计算得到发

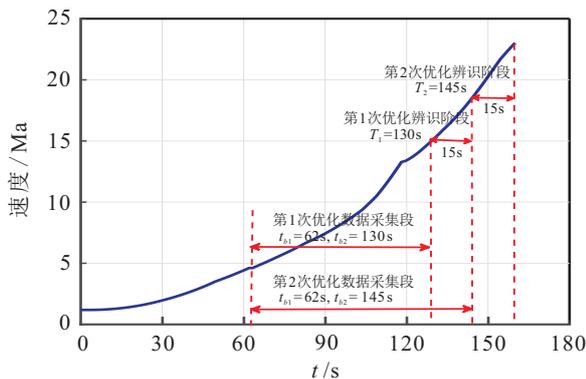


图2 高超声速飞行器速度变化曲线

射惯性系下高超声速飞行器主动段速度随时间的变化曲线如图2所示.

5.3 陀螺仪误差优化仿真计算

基于CNS/SINS组合导航系统信息,采用粒子群算法对陀螺仪误差参数进行仿真计算.第1次优化数据采集起始时刻 $t_{b1} = 62s$,即二级发动机点火时刻,此时飞行器飞行速度为4.61 Ma;数据采集结束时刻 $t_{b2} = 130s$,此时飞行器飞行速度已达到15.15 Ma.第1次优化辨识阶段的起始时刻为 $T_1 = 130s$,在130~145s时间段内完成陀螺仪误差参数优化辨识.第1次优化数据采集段和辨识阶段如图2中标定所示.经过50次仿真计算并取优化参数平均值,陀螺仪误差优化参数辨识结果如表2所示.

表2 陀螺仪误差参数优化结果

辨识参数	取值 下限	取值 上限	优化值	相对 误差/%	优化 耗时/s
$\Delta D_{0x}/((^{\circ})/h)$	-5.00	5.00	0.9745	2.55	11.4
$\Delta D_{0y}/((^{\circ})/h)$	-5.00	5.00	0.9874	1.26	
$\Delta D_{0z}/((^{\circ})/h)$	-5.00	5.00	1.0504	5.04	
$\Delta D_{1x}/((^{\circ})/(h \cdot g_{00}))$	-5.00	5.00	1.0065	0.65	
$\Delta D_{1y}/((^{\circ})/(h \cdot g_{00}))$	-0.50	0.50	0.1035	3.47	
$\Delta D_{1z}/((^{\circ})/(h \cdot g_{00}))$	-0.50	0.50	0.0896	10.36	

由表2数据可知,陀螺仪误差参数优化效果较好,陀螺仪误差参数 ΔD_{1z} 的相对误差最大,达到10.36%,但也在20%的相对误差范围以内;并且,陀螺仪误差优化的总耗时为11.4s,能够在第1次优化辨识阶段内完成辨识任务.因此,第1次优化能够有效地辨识出高精度的陀螺仪误差参数值.

将陀螺仪误差参数优化值反馈至误差补偿模型,对陀螺仪误差进行补偿和修正后,可以得到第1次优化的姿态角误差、位置和速度误差.CNS导航系统姿态角误差与第1次优化的姿态角误差曲线对比如图3所示,SINS导航系统与第1次优化的位置误差、速度误差曲线对比分别如图4和图5所示.

由图3~图5可知,第1次优化的姿态角误差小于CNS导航系统姿态角测量误差,并且第1次优化位置、速度误差也远小于SINS导航系统位置、速度误差.所以采用粒子群算法对陀螺仪误差参数的优化辨识与误差补偿,惯性导航系统姿态角精度得到较大幅度提高,从而减小了导航系统位置和速度输出数据误差,提高了高超声速飞行器捷联惯性系统导航精度.

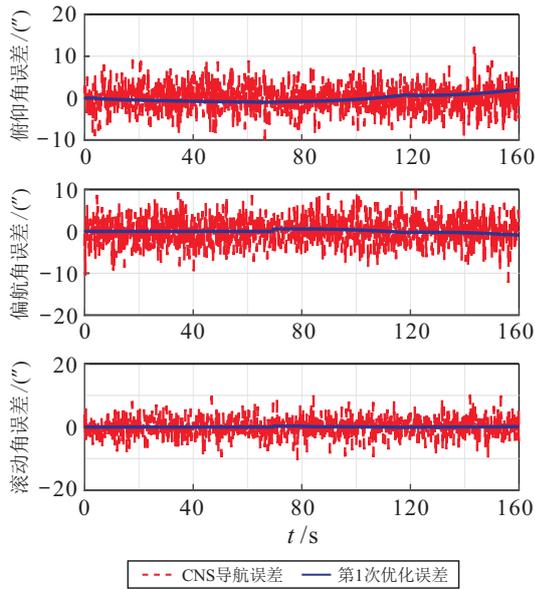


图3 第1次优化姿态角误差曲线对比

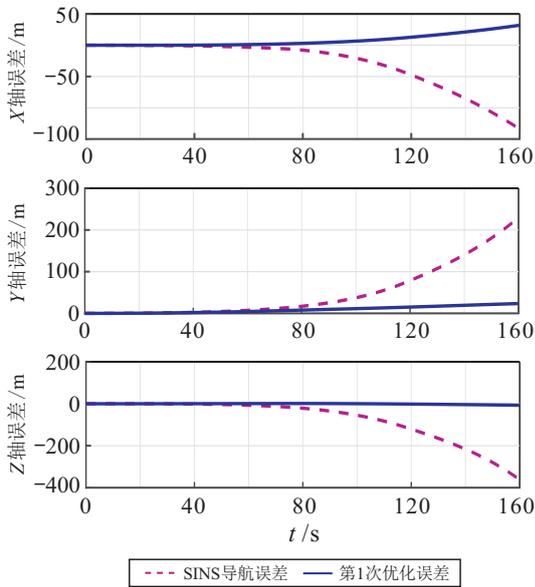


图4 第1次优化位置误差曲线对比

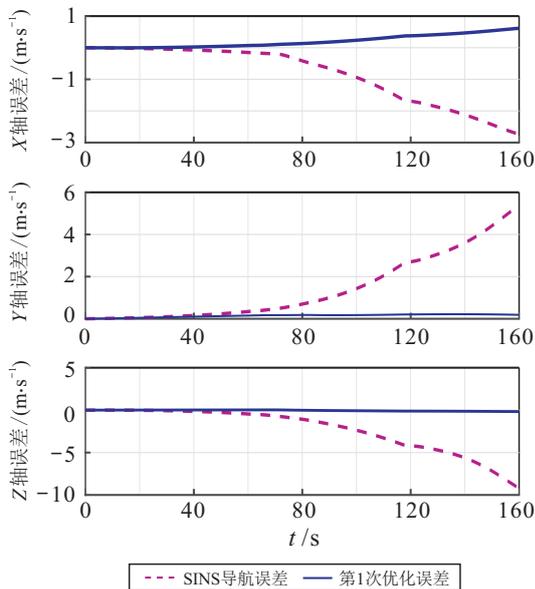


图5 第1次优化速度误差曲线对比

5.4 加速度计误差优化仿真计算

利用第1次优化结果对陀螺仪误差进行补偿和修正后,基于GPS/SINS组合导航信息,采用粒子群算法对加速度计误差参数进行优化仿真计算.第2次优化数据采集起始时刻 $t_{a1} = 62\text{ s}$;数据采集结束时刻 $t_{a2} = 145\text{ s}$,该时刻对应的飞行器速度为 18.75 Ma .第2次优化辨识阶段的开始时刻为 $T_2 = 145\text{ s}$,在 $145 \sim 160\text{ s}$ 时间段内完成加速度计误差参数优化辨识,第2次优化数据采集段和辨识阶段如图2中标定所示.经过50次仿真计算并取优化参数平均值,加速度计误差参数优化辨识结果如表3所示.

表3 加速度计误差参数优化结果

辨识参数	取值 下限	取值 上限	优化值	相对 误差/%	优化 耗时/s
$\Delta K_{0x}/g$	-1.0e-3	1.0e-3	5.1e-4	2.24	10.5
$\Delta K_{0y}/g$	-1.0e-3	1.0e-3	4.7e-4	6.15	
$\Delta K_{0z}/g$	-1.0e-3	1.0e-3	4.3e-4	13.02	
ΔK_{1x}	-1.0e-3	1.0e-3	1.0e-4	0.29	
ΔK_{1y}	-1.0e-2	1.0e-2	1.1e-3	11.56	
ΔK_{1z}	-1.0e-2	1.0e-2	8.9e-4	11.06	

由表3数据可知,对加速度计误差参数进行第2次优化能够得到较好的优化结果,加速度计误差参数 ΔK_{0z} 的相对误差最大,达到13.02%,仍在20%范围以内,满足精度要求.同时加速度计误差辨识的总耗时为10.5s,能够在第2次优化辨识阶段内完成辨识任务.因此,第2次优化可以有效辨识出高精度的加速度计误差参数.

由表2和表3仿真实验结果可知,针对第1次陀螺仪误差参数的优化辨识,粒子群算法计算耗时共计11.4s,小于第1次优化辨识阶段15s的总时长,因此,粒子群第1次辨识算法能够在第1次优化辨识阶段内完成辨识任务,满足时间要求,保证了后续第2次优化辨识工作顺利进行.针对第2次加速度计误差参数的优化辨识,粒子群算法计算耗时共计10.5s,小于第2次优化辨识阶段15s的总时长,因此,粒子群第2次辨识算法能够在第2次优化辨识阶段内完成辨识任务,同样满足时间要求,保证了高超声速飞行器在主动段预定时间内实现惯性系统误差参数的快速辨识.从而表明粒子群辨识算法具有较快的收敛速度,利用该算法实现误差参数的在线辨识是可行的.

将加速度计误差参数优化值反馈至误差补偿模型,对加速度计误差进行补偿后,可以得到第2次优

化的位置和速度误差. GPS导航系统定位误差、第1次优化位置误差和第2次优化位置误差曲线对比如图6所示, GPS导航系统测速误差、第1次优化速度误差和第2次优化速度误差曲线对比如图7所示.

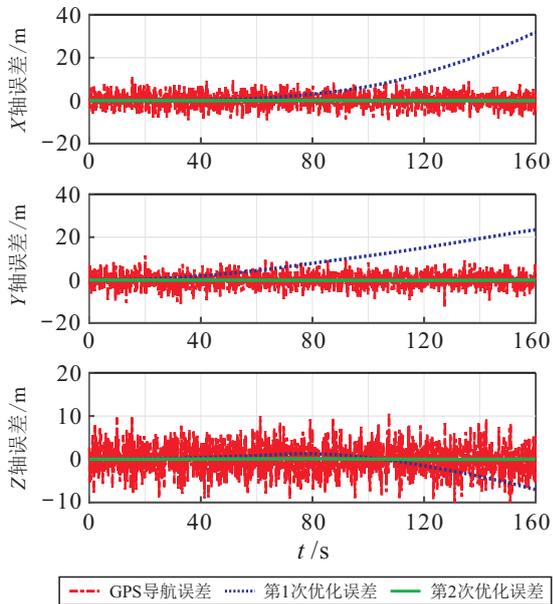


图6 第2次优化位置误差曲线对比

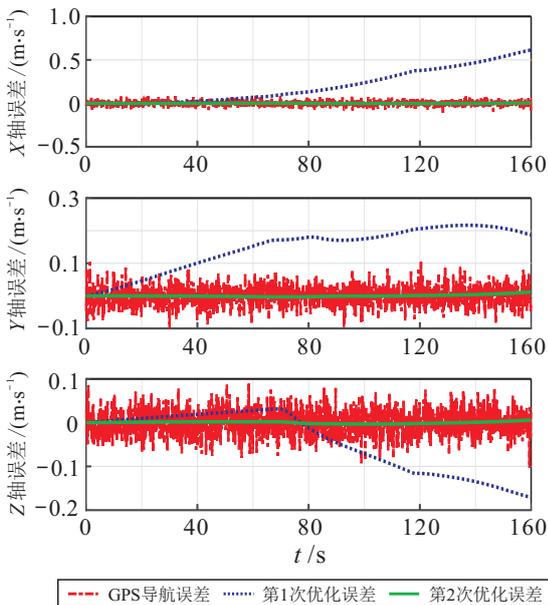


图7 第2次优化速度误差曲线对比

由图6和图7可知,虽然第1次优化位置和速度误差远小于捷联惯性导航系统误差,但相比于GPS导航系统定位和测速误差仍要大很多,而第2次优化位置和速度误差不仅小于第1次优化误差,而且还小于GPS导航系统误差,说明两次优化辨识方法能够显著减小导航参数误差.

为了更好地验证采用非线性优化模型和两次优化辨识方法的性能,增加仿真对比实验,基于相同仿真条件,采用基于线性化模型的卡尔曼滤波算法作

为对比验证的基准.经仿真实验,IMU误差参数辨识统计结果如表4所示.根据纯SINS导航数据、卡尔曼滤波仿真数据、第1次优化和第2次优化仿真数据,计算高超声速飞行器主动段导航误差参数的均方根(RMS),其统计结果如表5所示.

表4 IMU误差参数辨识统计结果

辨识参数	标准值	卡尔曼滤波估计值	两次优化辨识值
$\Delta D_{0x}/((^\circ)/h)$	1.0	3.073 2	0.974 5
$\Delta D_{0y}/((^\circ)/h)$	1.0	0.173 2	0.987 4
$\Delta D_{0z}/((^\circ)/h)$	1.0	1.388 6	1.050 4
$\Delta D_{1x}/((^\circ)/(h \cdot g_0))$	1.0	1.953 6	1.006 5
$\Delta D_{1y}/((^\circ)/(h \cdot g_0))$	0.1	0.036 5	0.103 5
$\Delta D_{1z}/((^\circ)/(h \cdot g_0))$	0.1	0.875 5	0.089 6
$\Delta K_{0x}/g$	$5.0e-4$	$3.7e-3$	$5.1e-4$
$\Delta K_{0y}/g$	$5.0e-4$	$9.9e-4$	$4.7e-4$
$\Delta K_{0z}/g$	$5.0e-4$	$5.2e-4$	$4.3e-4$
ΔK_{1x}	$1.0e-4$	$1.1e-4$	$1.0e-4$
ΔK_{1y}	$1.0e-3$	$5.0e-4$	$1.1e-3$
ΔK_{1z}	$1.0e-3$	$1.1e-3$	$8.9e-4$

表5 主动段导航误差参数均方根统计结果

误差类型	导航参数	纯SINS误差	卡尔曼滤波误差	第1次优化误差	第2次优化误差
姿态角误差/($^\circ$)	俯仰角	159.03	2.28	0.80	0.78
	偏航角	272.05	1.63	0.33	0.33
	滚动角	299.67	1.48	0.08	0.15
位置误差/m	X轴	47.10	0.34	11.76	0.02
	Y轴	78.88	0.16	11.58	0.08
	Z轴	121.94	0.10	2.28	0.05
速度误差/(m/s)	X轴	1.12	0.011	0.28	0.001
	Y轴	2.10	0.010	0.16	0.003
	Z轴	3.38	0.008	0.08	0.002

由表4结果可知,相较于基于线性化模型的常规卡尔曼滤波算法,采用基于非线性化模型的两两次优化辨识方法能够辨识出精度更高的惯性系统误差参数.由表5数据可知:纯惯性导航系统姿态角均方根误差为几百角秒左右,卡尔曼滤波姿态角均方根误差为几角秒左右,而第1次优化和第2次优化姿态角均方根误差在1.0角秒以内;虽然卡尔曼滤波位置和速度均方根误差小于纯惯性导航系统误差和第1次优化误差,其位置均方根误差为 $10e-1$ 量级,速度均方根

误差为 $10e-2$ 量级,但第2次优化位置均方根误差为 $10e-2$ 量级,速度均方根误差为 $10e-3$ 量级,位置和速度误差量级更小.因此,基于准确的非线性优化模型,采用两次优化辨识方法不仅能够计算得到较小误差的导航参数,而且还可以辨识出高精度的惯性系统误差参数,使得高超声速飞行器惯性系统导航精度显著提高.

为了验证160s辨识结束后飞行器的运行效果,增加仿真实验,在辨识结束后飞行器继续飞行200s时间.在这个飞行过程中,设定惯性导航系统陀螺仪随机漂移量为 $0.01^\circ/h$,加速度计随机漂移量为 $5.0 \times 10^{-5}g$,同时设定CNS系统和GPS系统受到干扰(故障)而无法正常使用.通过纯惯性导航系统和两次优化辨识的惯性系统导航飞行对比实验,检验高超声速飞行器后续运行状况.经仿真实验计算,可得高超声速飞行器在200s飞行过程中的导航误差均方根,其统计结果如表6所示.

表6 飞行器运行导航误差均方根统计结果

误差类型	导航参数	纯SINS导航误差	两次优化辨识误差
位置误差/m	X轴	368.60	2.88
	Y轴	801.99	9.63
	Z轴	1408.90	4.10
速度误差/(m/s)	X轴	2.23	0.03
	Y轴	5.31	0.06
	Z轴	9.29	0.02

由表6结果可知:在后续200s飞行过程中,纯惯性导航系统位置均方根误差最大达到 $10e+3$ 量级,速度均方根误差达到 $10e+1$ 量级,导航精度低,飞行器运行效果较差;而采用两次优化辨识方法对惯性系统误差进行辨识与补偿后,飞行器在干扰情况下运行的位置均方根误差仅为 $10e+1$ 量级,速度均方根误差仅为 $10e-2$ 量级,导航精度较高,飞行器运行效果较好.分析原因,是因为两次优化辨识方法在160s之前已完成误差参数的高精度辨识,所以后续飞行将不再依赖CNS/GPS组合导航系统信息.因此,在CNS/GPS导航系统受到干扰不能使用的情况下,经两次优化辨识与补偿的惯性导航系统仍能保持较高的导航精度,高超声速飞行器运行状况良好.

6 结论

本文针对高超声速飞行器捷联惯性系统误差参数辨识问题进行研究,建立了高超声速飞行器IMU

误差补偿模型和发射惯性系下完整的非线性SINS导航模型,为后续误差参数的优化辨识提供了准确的模型基础.采用两次优化策略分步估计误差参数:首先设计了陀螺仪误差优化模型,采用粒子群算法对陀螺仪误差进行优化辨识和补偿;然后设计了加速度计误差优化模型,并采用粒子群算法对加速度计误差进行优化辨识.由仿真结果可知,基于SINS/CNS/GPS组合导航系统和非线性优化模型,两次优化辨识方法能够辨识出相对误差在20%以内的陀螺仪和加速度计误差参数值.

本文摒弃以解析简化、线性化和经典卡尔曼滤波为基础的传统研究思路,建立了完整的非线性优化模型,无需线性化处理,保证了模型的精准.相比于其他方法,本文方法不仅可以计算得到精确的导航参数,而且还能够在线辨识出较高精度的惯性系统误差参数,这对于提高高超声速飞行器的导航性能、适应现代战场环境是非常有利的.当然,运用智能优化算法在线辨识误差参数存在计算量较大的问题,但随着计算机技术的迅速发展,计算能力不断提高,计算量的压力将越来越小,因此,利用智能优化算法辨识惯性系统误差参数具有可行性.同时,未来还需要在地面及飞行试验的验证和应用方面进一步开展研究工作,以提高算法的适用性.

参考文献(References)

- [1] 马宇,蔡远利.高超声速飞行器调度双模预测控制方法[J].控制与决策,2017,32(11):2063-2070.
(Ma Y, Cai Y L. Scheduled dual mode predictive control for hypersonic vehicles[J]. Control and Decision, 2017, 32(11): 2063-2070.)
- [2] 彭惠.近空间飞行器惯性导航系统误差建模及修正关键技术[D].南京:南京航空航天大学自动化学院,2014.
(Peng H. The key technology research on error modeling and compensation of the INS for the HCV[D]. Nanjing: College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014.)
- [3] Schierman J D, Ward D G, Hull J R, et al. Adaptive guidance systems for hypersonic reusable launch vehicles[C]. IEEE Aerospace Conference Proceedings Montana: IEEE, 2001: 2657-2668.
- [4] Zhang H, Wu Y, Wu M. A multi-position calibration algorithm for inertial measurement units[C]. AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit. Hawaii: AIAA, 2008: 18-21.
- [5] Ren Q, Wang B, Deng Z, et al. A multi-position

- self-calibration method for dual-axis rotational inertial navigation system[J]. *Sensors & Actuators A Physical*, 2014, 219: 24-31.
- [6] Li C, Cao Y, Zhang S F. A new multi-position calibration method for accelerometers of the inertial navigation system[C]. *The 27th Chinese Control and Decision Conference*. Qingdao: IEEE, 2015: 6491-6494.
- [7] Ushaq M, Cheng F J, Jamshaid A. A fault tolerant SINS/GPS/CNS integrated navigation scheme realized through federated kalman filter[J]. *Applied Mechanics & Materials*, 2013, 332: 104-110.
- [8] Peng H, Xiong Z, Wang R, et al. A new dynamic calibration method for IMU deterministic errors of the INS on the hypersonic cruise vehicles[J]. *Aerospace Science & Technology*, 2014, 32(1): 121-130.
- [9] Li R, Chen X, Wang L, et al. SINS/GPS/CNS integrated navigation method study based on federated filter[C]. *International Symposium on Systems and Control in Aerospace and Astronautics*. Shenzhen: IEEE, 2008: 1-5.
- [10] 赵慧, 熊智, 施丽娟, 等. 基于惯性系下陀螺误差在线估计修正的惯性与星光组合导航方法[J]. *兵工学报*, 2016, 37(12): 2259-2267.
(Zhao H, Xiong Z, Shi L J, et al. A SINS/STAR integrated navigation method based on online estimation of gyroscope error in inertial coordinate[J]. *Acta Armamentarii*, 2016, 37(12): 2259-2267.)
- [11] Zhao H, Xiong Z, Shi L, et al. A robust filtering algorithm for integrated navigation system of aerospace vehicle in launch inertial coordinate[J]. *Aerospace Science & Technology*, 2016, 58: 629-640.
- [12] 熊智, 潘加亮, 林爱军, 等. 发射系下 SINS/GPS/CNS 组合导航系统联邦粒子滤波算法[J]. *南京航空航天大学学报*, 2015, 47(3): 319-323.
(Xiong Z, Pan J L, Lin A J, et al. SINS/GPS/CNS integrated navigation system federal PF algorithm in launch inertial coordinate system[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2015, 47(3): 319-323.)
- [13] 鲜勇, 李刚. 弹道导弹捷联惯性导航系统误差传播模型[J]. *兵工学报*, 2009, 30(3): 338-341.
(Xian Y, Li G. Research on SINS error transfer model of ballistic missile[J]. *Acta Armamentarii*, 2009, 30(3): 338-341.)
- [14] 鲜勇, 李邦杰, 雷刚, 等. 弹道导弹精度分析方法[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 2012: 91-94.
(Xian Y, Li B J, Lei G, et al. Ballistic missile precision analysis method[M]. Changsha: National University of Defence Technology Press, 2012: 91-94.)
- [15] Pontani M, Ghosh P, Conway B A. Particle swarm optimization of multiple-burn rendezvous trajectories[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2012, 35(4): 1192-1207.
- [16] 杨景明, 侯新培, 崔慧慧, 等. 基于融合多策略改进的多目标粒子群优化算法[J]. *控制与决策*, 2018, 33(2): 226-234.
(Yang J M, Hou X P, Cui H H, et al. Improved multi-objective particle swarm optimization algorithm based on integrating multiply strategies[J]. *Control and Decision*, 2018, 33(2): 226-234.)

作者简介

郭玮林(1992—), 男, 博士生, 从事飞行器总体设计、导航与制导的研究, E-mail: gwlttxs@163.com;

鲜勇(1972—), 男, 教授, 博士生导师, 从事飞行器设计、制导理论等研究, E-mail: xy603xy@sohu.com;

张大巧(1982—), 男, 讲师, 博士, 从事飞行器航迹规划的研究, E-mail: yamazh@163.com;

李冰(1993—), 女, 博士生, 从事飞行器设计、模式识别与图像处理的研究, E-mail: libingbenyi@163.com.

(责任编辑: 李君玲)