

doi:10.19306/j.cnki.2095-8110.2020.06.010

一种弱重力环境下的高速旋转载体 滚动角快速对准方法

莫明岗, 孙兆伟, 叶东

(哈尔滨工业大学航天学院, 哈尔滨 150000)

摘要:为解决高速旋转载体无控飞行段弱重力环境下惯导空中动基座对准问题,研究了基于旋转载体惯性信息特征的滚动角快速对准方法。首先分析了旋转载体的惯性信息特征。针对这一特征,提出了一种基于载波相位跟踪的滚动角对准方法,仅利用Y轴陀螺或Z轴陀螺信息即可实现滚动角的快速对准。为进一步提高该方法的适应性,充分利用Y轴陀螺或Z轴陀螺的信息,提出了一种基于双信源信息融合的惯导滚动角对准方法,以实现最优的滚动角跟踪结果。仿真与试验结果表明,该方法可在不依赖卫星、无初始姿态角且载体失重的条件下,5s内完成滚动角快速对准,且对准精度优于 3° 。该方法可自适应地剔除异常滚动角跟踪结果,有效提高了高速旋转载体用惯性导航系统对复杂力学环境的适应性与可靠性。

关键词:高速旋转载体;动基座对准;相位跟踪

中图分类号:V448.2

文献标志码:A

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



文章编号:2095-8110(2020)06-079-07

A Fast Alignment Method for Roll Angle of High Speed Rotating Carrier in Weak Gravity Environment

MO Ming-gang, SUN Zhao-wei, YE Dong

(School of Astronautics, Harbin Institute of Technology, Harbin 150000, China)

Abstract: In order to solve the problem of inertial navigation in-flight moving base alignment under weak gravity environment in uncontrolled flight phase of high-speed rotating carrier, a fast rolling angle alignment method based on inertial information characteristics of rotating carrier is studied in this paper. Firstly, the inertial information characteristics of the rotating carrier are analyzed. In view of this feature, a roll angle alignment method based on carrier phase tracking is proposed. Only Y-axis or Z-axis gyroscope information can be used to achieve fast roll angle alignment. In order to further improve the adaptability of the method and make full use of the information of Y-axis or Z-axis gyroscope, a roll angle alignment method based on dual source information fusion is proposed to achieve the optimal rolling angle tracking results. The simulation and test results show that under the condition of carrier zero gravity, the proposed method can complete the alignment within 5 seconds without satellite assist and initial attitude, and the alignment accuracy is better than 3 degrees. This proposed method can adaptively eliminate the abnormal roll angle tracking results, and effectively improve the adaptability and reliability of inertial navigation

收稿日期:2020-09-07;修订日期:2020-10-09

基金项目:国防科技预研项目(51309060305)

作者简介:莫明岗(1974-),男,博士研究生,主要从事惯导系统及组合导航技术研究。E-mail:mominggang33s@163.com

system for high-speed rotating carrier in complex mechanical environment.

Key words: High speed rotating carrier; Moving base alignment; Phase tracking

0 引言

传统的火炮和火箭弹通过抛物线弹道去攻击目标,命中率很低,消耗量巨大^[1],且射程较近,作战效费比不高。相对于传统的常规武器,制导武器具有打击精度高、射程远、使用灵活等诸多优点,使陆军装备的发展产生了革命性的变化^[2-5]。

以上装备在飞行中多处于高速旋转状态,统称为高速旋转载体,在发射时力学环境较为恶劣^[6],器件在实际使用中失效概率较高。而近年来随着微机电技术的发展,基于微机电系统(Micro-Electro-Mechanical System, MEMS)传感器的惯性导航系统具有抗大过载、动态性高、体积小、功耗低等诸多优点,成为了多种高速旋转载体用惯性导航系统的首选^[7-8]。

现有的基于位置、速度匹配的空中动基座对准方法需要系统准确敏感重力信息,才能得到准确的姿态信息用于载体控制与制导,但高速旋转载体在飞行初始的无控飞行段处于近似失重状态,传统的基于地球重力信息敏感的空中动基座对准方法难以得到准确的载体姿态信息。同时根据高速旋转载体控制与制导相关理论,高速旋转载体空中动基座对准需要的姿态角信息为滚动角信息^[9],因此载体空中动基座对准的主要目标是得到准确的滚动角信息。针对高速旋转载体用惯性导航系统的应用特点与需求特性,提出了一种不依赖对重力信息敏感的高速旋转载体滚动角对准方法,以获得准确的滚动角信息用于高速旋转载体末制导。

为解决高速旋转载体惯导弱重力条件下空中动基座对准问题,论文基于旋转载体惯性信息特征开展了空中动基座对准方法研究。首先针对旋转载体的惯性信息特征进行了分析,在以上工作的基础上提出了基于载波相位跟踪的滚动角对准方法,以实现只利用单个Y轴陀螺或Z轴陀螺信息条件下滚动角的快速对准;为进一步提高算法的适应性,充分利用Y轴陀螺或Z轴陀螺的信息,提出了双信源滚动角对准方法,以实现惯导信息的充分融合,从而得到最优的滚动角跟踪结果。仿真结果表明,论文提出的方法不依赖加速度计信息即可完成系统的空中动基座对准,可实现弱重力条件下高速旋转载体的空中快速对准,有效减少了系统的准备时间。

1 高速旋转载体飞行特性

首先,对载体坐标系 $OX_bY_bZ_b$ (b 系) 进行定义: $OX_bY_bZ_b$ 的原点在载体重心上; OX_b 轴在载体纵轴上,指向头部; OY_b 轴在载体对称平面内,并垂直于载体纵轴向上; OZ_b 轴按右手坐标系确定。

在高速旋转载体飞行过程中,由于载体绕其纵轴的高速旋转^[10],导致了3个姿态角中滚动角的初始对准具有较大的难度。对于旋转载体,快速提供滚动角信息又是非常重要的,它将为后续的精对准提供基础。本节尝试利用锁相环跟踪高速旋转载体飞行过程中由于旋转调制而在MEMS加速度计或陀螺感受到的正弦信号相位的方法,以完成载体的滚动角初始对准工作。

在高速旋转载体的飞行过程中,载体的俯仰角也会发生持续变化,具有一定的俯仰角速率 $\dot{\theta}(t)$; 同时考虑到载体飞行过程中不改变航向,也即航向角速率 $\dot{\psi}(t)$ 近似为0。而由于载体绕其纵轴的高速旋转,导致了 Y_b 轴与 Z_b 轴陀螺上感受到的俯仰角速率 $\dot{\theta}(t)$ 呈现出类似正弦变化的趋势,且正弦信号的幅值随俯仰角速率 $\dot{\theta}(t)$ 的变化而变化。忽略地球自转角速率和载体相对于地球的转移角速率的微弱影响后,其关系如下:

当 $\dot{\theta}(t) > 0$ 时,有

$$\begin{cases} \omega_{yb}^y = \dot{\theta}(t) \sin(\gamma) \\ \omega_{zb}^z = \dot{\theta}(t) \cos(\gamma) \end{cases} \quad (1)$$

当 $\dot{\theta}(t) < 0$ 时,有

$$\begin{cases} \omega_{yb}^y = -\dot{\theta}(t) \sin(\gamma) \\ \omega_{zb}^z = -\dot{\theta}(t) \cos(\gamma) \end{cases} \quad (2)$$

图1所示为典型飞行轨迹中 Y_b 轴与 Z_b 轴陀螺测量值(轨迹发生器产生的理想值)的变化规律示意图。

综上所述,如果能够提取出加速度计或陀螺输出的正余弦信号中的相位信息(包含载体的滚动角信息),就可以完成姿态对准过程中难度最大的滚动角对准工作。

2 基于载波相位跟踪的高速旋转载体滚动角对准方法

2.1 锁相环工作原理

在无线电通信领域常通过锁相环的形式完成

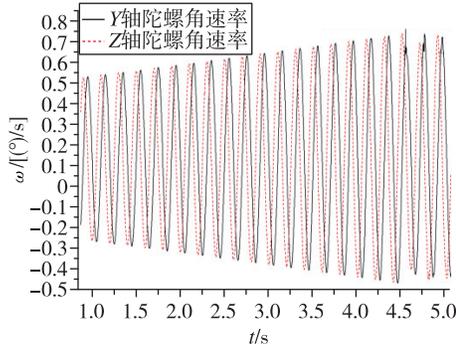


图 1 Y 轴与 Z 轴陀螺的测量值
Fig. 1 Measurement of Y-axis and Z-axis gyroscopes

对正弦信号的跟踪,并得到信号准确的相位信息,传统的环路滤波器由模拟电路构成,包含鉴相器、环路滤波器以及压控振荡器三部分。其基本工作原理为:首先使用鉴相器对输入信号与输出信号之间的相位差进行鉴别,之后利用环路滤波器对鉴相器输出的相位差进行滤波,产生控制信号来调整压控振荡器输出信号的频率,使输入信号与输出信号的相位和频率保持一致,实现对输入信号的锁定^[11]。

鉴相器可以简单地是一个乘法器,锁相环进入锁定状态后,其输出信号的相位和频率与输入信号非常接近,由信号的相关理论可知,鉴相器输出信号此时包含有用的低频成分与高频信号成分。

环路滤波器通常设计成一个低通滤波器,通过环路滤波器可降低环路中的噪声,并对信号中的高频信号成分进行滤除,保留信号中有用的低频成分,避免噪声与高频信号成分对压控振荡器的调节过激而导致系统失锁。

常用的环路滤波器分为一阶环路滤波器、二阶环路滤波器和三阶环路滤波器^[12]。

1) 一阶环路滤波器

当没有环路滤波器,即环路滤波器的传递函数 $F(s)$ 为恒定系数时,称之为 一阶环路滤波器,其中 K 为环路增益

$$F(s) = \frac{1}{K} \omega_n \tag{3}$$

由此得到一阶锁相环的系统函数为

$$H(s) = \frac{\omega_n}{s + \omega_n} \tag{4}$$

2) 二阶环路滤波器

环路滤波器的传递函数 $F(s)$ 为

$$F(s) = \frac{\tau_2 s + 1}{\tau_1 s} \tag{5}$$

由传递函数可以计算得到二阶环路滤波器的系统函数如式(6)所示,式中的 ω_n 为特征频率, ξ 为阻尼系数

$$H(s) = \frac{2\xi\omega_n s + \omega_n^2}{s^2 + 2\xi\omega_n s + \omega_n^2} \tag{6}$$

$$\omega_n = \sqrt{\frac{K}{\tau_1}} \tag{7}$$

$$\xi = \frac{\omega_n \tau_2}{2} \tag{8}$$

3) 三阶锁相环

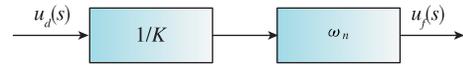
环路滤波器的传递函数 $F(s)$ 为

$$F(s) = \frac{1}{K} \left(b_3 \omega_n + \frac{a_3 \omega_n^2}{s} + \frac{\omega_n^3}{s^2} \right) \tag{9}$$

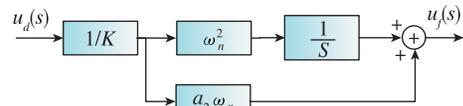
由传递函数可以计算得到三阶环路滤波器的系统函数如式(10)所示

$$H(s) = \frac{b_3 \omega_n s^2 + a_3 \omega_n^2 s + \omega_n^3}{s^3 + b_3 \omega_n s^2 + a_3 \omega_n^2 s + \omega_n^3} \tag{10}$$

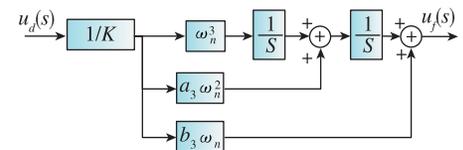
综合以上分析可得如图 2 所示的一阶环路滤波器、二阶环路滤波器以及三阶环路滤波器的方框图。



(a) 一阶环路滤波器



(b) 二阶环路滤波器



(c) 三阶环路滤波器

图 2 环路滤波器方框图

Fig. 2 Block diagram of loop filter

根据环路跟踪的相关理论,二阶锁相环无法准确跟踪匀加速度变化的载波相位信息,跟踪结果中会存在固定误差;而三阶锁相环则可准确跟踪匀加速度变化的载波相位信息,但三阶锁相环稳定性较差,环路参数难以选取,环路易失锁。因此,实际应用中应根据系统的实际构成与轨迹飞行特性来选

取环路滤波器。

2.2 基于载波相位跟踪的单信源高速旋转载体滚动角对准方法

根据以上分析可知,高速旋转载体惯性导航系统输出的Y轴陀螺与Z轴陀螺角速率为正弦信号,且信号的载波相位与滚动角相关。通过对Y轴陀螺与Z轴陀螺角速率进行相位跟踪,得到正弦信号的相位,即可得到准确的滚动角信息。因此提出了基于载波相位跟踪的滚动角对准算法,该方法对Y轴陀螺或Z轴陀螺角速率进行相干解调与载波相位跟踪,经过计算得到准确的滚动角信息,其中的锁相环为二阶锁相环。

算法实现框图如图3所示。

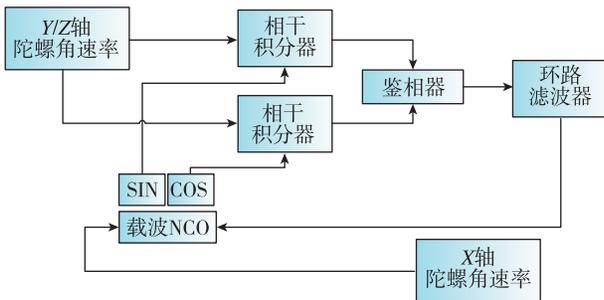


图3 基于载波相位跟踪的单信源高速旋转载体滚动角对准方法

Fig. 3 Roll angle alignment method for high speed rotating carrier with single source based on carrier phase tracking

2.3 基于载波相位跟踪的并行双路滚动角对准方法

根据2.2节提出的方法可知,Y轴陀螺与Z轴陀螺任意一轴存在的情况下即可完成对滚动角的跟踪,但该算法只针对一路Y轴陀螺或Z轴陀螺进行,未对两路信息进行进一步融合,无法充分发挥系统的性能优势,且当Y轴或Z轴陀螺任意一路故障时,则有可能导致系统失效。因此需要给出一种可同时使用Y轴陀螺与Z轴陀螺作为信源实现滚动角跟踪并最优化筛选的算法,以充分对多路信息进行融合,从而提高系统的鲁棒性。根据以上需求,提出了基于载波相位跟踪的并行双路滚动角对准方法,下面详细对该方法进行描述。

由信号处理的相关理论可知,在对信号稳定跟踪后,信号跟踪环路Q支路的积分值可看作信号的噪声积分值,即Q值越大,信号的信噪比越低,理论上环路的跟踪精度越低,推论到本文的研究内容,

则等同于滚动角跟踪精度越低。图4所示为理论飞行轨迹条件下滚动角跟踪误差与噪底估计结果的对比,由仿真结果可知,噪底估计结果越高,滚动角跟踪误差越大。

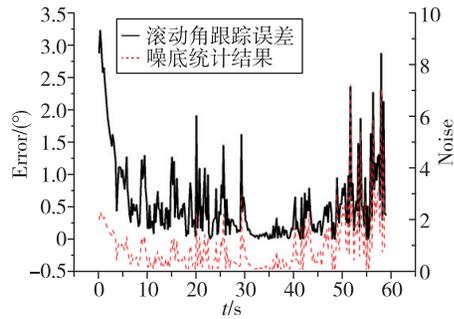


图4 理论飞行轨迹噪底估计结果与滚动角跟踪误差对比

Fig. 4 Comparison between theoretical flight trajectory noise floor estimation results and rolling angle tracking error

为进一步提高算法的性能,充分利用Y轴陀螺与Z轴陀螺信息,以得到最优化的滚动角估计结果,并结合本节给出的信号噪底估计特性,在已有工作的基础上,提出了并行双路跟踪滚动角对准方法(图5)。该方法同时包含两路滚动角跟踪环路,两路信源分别为Y轴陀螺角速率与Z轴陀螺角速率,分别得到两路的滚动角跟踪结果与噪底估计结果,通过基于噪底估计的最优化滚动角跟踪结果优选算法,得到了最优化的滚动角跟踪结果。其中基于噪底估计的最优化滚动角跟踪结果优选算法实现如下:

1)比较两路跟踪环路的噪底估计结果 Q_Y 和 Q_Z ;

2)若 $Q_Y \geq Q_Z$,则输出Z陀螺作为信源跟踪环路的滚动角跟踪结果,若 $Q_Y < Q_Z$,则输出Y陀螺作为信源跟踪环路的滚动角跟踪结果。

该方法充分利用了Y轴陀螺与Z轴陀螺信息,以得到最优化的滚动角估计结果,同时还根据噪底估计结果自动地对Y轴陀螺与Z轴陀螺的故障信息进行隔离,有效地提高了系统的环境适应性。

3 仿真分析

为了验证提出的基于载波相位跟踪的单信源滚动角对准方法的有效性,进行了仿真分析,场景设计如表1所示,选取Y轴陀螺作为载波相位跟踪信源。

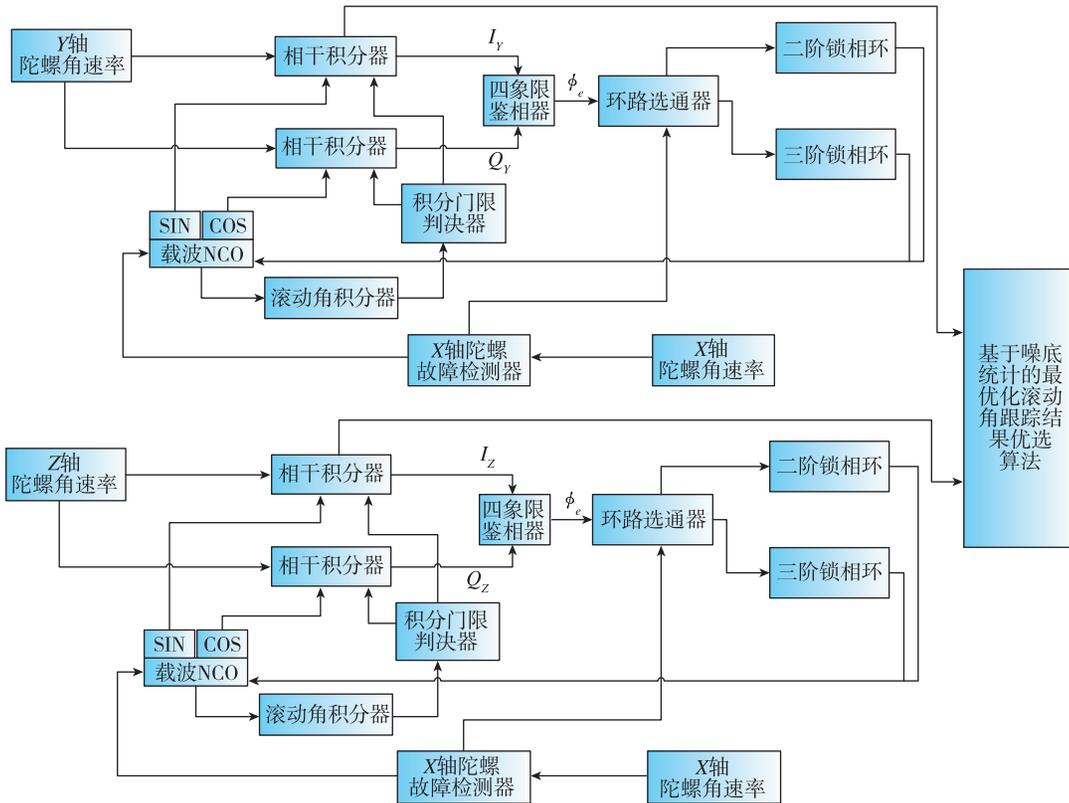


图 5 并行双路滚动角对准方法

Fig. 5 Parallel dual-channel in-flight moving base alignment algorithm

表 1 仿真场景

Tab. 1 Simulation scenarios

序号	场景	参数
1	高速旋转载体飞行滚动角速率/ $[(^{\circ})/s]$	1800
2	高速旋转载体飞行俯仰角速率/ $[(^{\circ})/s]$	2
3	高速旋转载体飞行方位角/ $(^{\circ})$	0
4	相干积分时间/s	0.5
5	初始滚动角误差/ $(^{\circ})$	180

经过仿真,得到高速旋转载体滚动角估计误差如图 6 所示。由图 6 可知,在 5s 后滚动角估计结果由 180° 收敛至 3° 以内,满足对载体姿态的控制要求。仿真结果表明,该方法可以在不依赖卫星、无初始姿态角的条件下,快速地对载体的滚动角进行跟踪,完成高速旋转载体空中动基座对准,且在惯导系统只有 Y 轴陀螺或者 Z 轴陀螺存活的情况下,即可完成空中动基座对准,极大地提高了系统的鲁棒性。

为了进一步对提出的双信源对准算法进行验证,确认算法在 Y 轴或者 Z 轴陀螺性能异常情况下

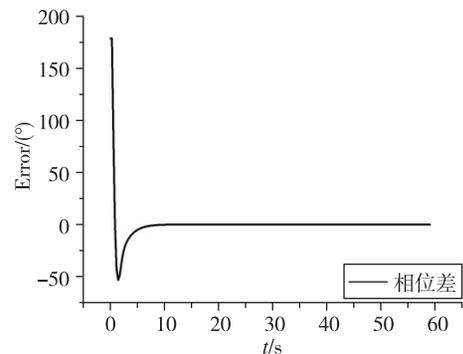


图 6 滚动角对准误差

Fig. 6 Roll angle alignment error

的滚动角跟踪效果,在仿真场景的第 11~12s 在 Y 轴陀螺仪的角速率信息上增加了 $100(^{\circ})/s$ 的扰动,在第 31~32s 在 Z 轴陀螺仪的角速率上增加了 $100(^{\circ})/s$ 的扰动,并分别针对并行双路跟踪滚动角对准方法与单信源滚动角跟踪方法进行仿真对比,仿真结果如图 7~图 9 所示。对仿真结果进行统计得到滚动角跟踪精度统计结果如表 2 所示。由仿真结果可知,论文提出的并行双路跟踪滚动角对准算法相对于单信源滚动角跟踪方法,在系统异常条件下有效地提高了滚动角对准精度,同时提升了系统在复杂环境下的适应性与可靠性。

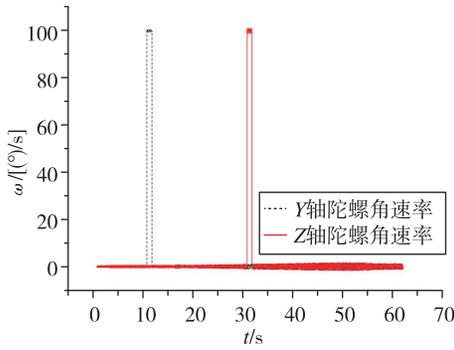


图 7 Y 轴陀螺与 Z 轴陀螺输出结果

Fig. 7 Y-axis gyroscope and Z-axis gyroscope output results

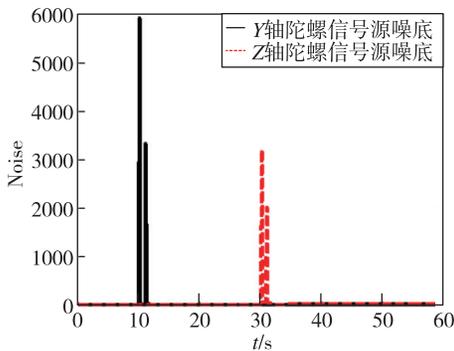


图 8 Y 轴陀螺信源与 Z 轴陀螺信源跟踪噪底对比

Fig. 8 Comparison of tracking noise floor between Y-axis gyro source and Z-axis gyro source

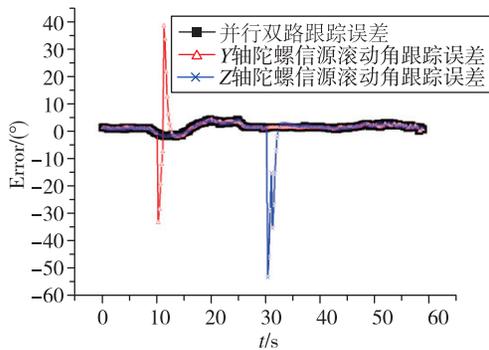


图 9 滚动角跟踪误差对比

Fig. 9 Comparison of roll angle tracking error

表 2 统计结果

Tab. 2 Statistical results

滚动角跟踪误差统计结果/(°)	
Y 轴陀螺信源跟踪误差	4.9243
Z 轴陀螺信源跟踪误差	5.8210
并行双环路跟踪误差	1.7808

本次车载试验设备连接关系如图 10 所示,共采

集到 8 组有效数据,每组数据时长约为 1min,其试验条件设定如表 3 所示。

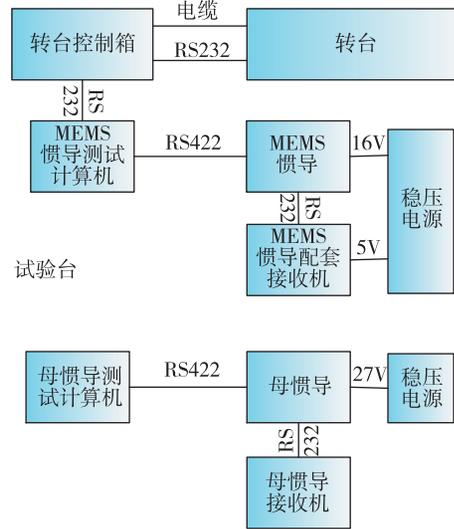


图 10 设备连接关系

Fig. 10 Device connection

表 3 数据试验条件设定

Tab. 3 Data test condition setting

数据编号	转台角速率设置/(°/s)	
1	横滚转速	200
	俯仰转速	2
2	横滚转速	200
	俯仰转速	2
3	横滚转速	400
	俯仰转速	2
4	横滚转速	400
	俯仰转速	2
5	横滚转速	600
	俯仰转速	2
6	横滚转速	600
	俯仰转速	2
7	横滚转速	600
	俯仰转速	2
8	横滚转速	600
	俯仰转速	2

分别对单信源与双信源滚动角对准方法进行对比,结果如表 4 所示。由试验结果可知,论文提出的基于载波相位跟踪的滚动角对准方法可得到准确的载体滚动角信息,对准精度优于 3°,同时提出的双信源对准算法相对于单信源对准算法,进一步提高了对准精度。

表 4 试验结果
Tab. 4 Test results

数据编号	单 Y 轴陀螺信源 对准最大误差/(°)	双信源对准 最大误差/(°)
1	2.93	2.13
2	2.42	1.92
3	2.86	1.902
4	1.02	0.914
5	2.24	1.759
6	2.171	1.893
7	2.510	2.372
8	2.651	2.543

4 结论

论文针对基于旋转载体惯性信息特征的空中动基座对准方法开展了研究,得到以下结论:

1)针对旋转载体的惯性信息特征进行分析,在以上工作的基础上,提出了基于载波相位跟踪的滚动角对准方法。仿真与试验结果表明,该方法可在不依赖卫星、无初始姿态角且失重条件下,5s 内完成对准,滚动角对准精度优于 3°(满足控制要求)。

2)为进一步提高算法的适应性,充分利用 Y 轴陀螺或 Z 轴陀螺的信息,提出了并行双路跟踪滚动角对准方法。该方法同时对 Y 轴陀螺与 Z 轴陀螺的输出结果进行跟踪,利用基于噪底估计的最优化滚动角跟踪结果优选算法,得到了最优的滚动角跟踪结果。仿真与试验结果表明,该方法可自适应地对异常跟踪结果进行剔除,并输出最优的滚动角跟踪结果,进一步提高了整个高速旋转载体用惯性导航系统的对准精度和可靠性。

参考文献

- [1] Sun P, Yang G, Ding M, et al. System design for detecting cannon launching times[C]// Proceedings of 2017 1st International Conference on Electronics Instrumentation and Information Systems(EIIS), 2017: 78-82.
- [2] Park W, Yun J, Ryoo C K, et al. Guidance law for a modern munition[C]// Proceedings of International Conference on Control Automation and Systems (IC-CAS). IEEE, 2010.
- [3] 李小燕, 李杰, 冯凯强, 等. 制导炮弹用 INS/GPS 组合导航系统空中对准方法[J]. 测试技术学报, 2019, 33(4): 329-333.
- Li Xiaoyan, Li Jie, Feng Kaiqiang, et al. Air alignment method of INS/GPS integrated navigation system for rotary missile[J]. Journal of Test and Measurement Technology, 2019, 33(4): 329-333(in Chinese).
- [4] Raghavan A, Halder P, Mukhopadhyay S. Integrated guidance and control for precision guided munition for anti-tank application[C]// Proceedings of 2013 International Conference on Emerging Trends in Communication, Control, Signal Processing and Computing Applications (C2SPCA). IEEE, 2013: 117-123.
- [5] Liu Z, Yu F. Derivation of dynamic model and simulation of guided munitions[C]// Proceedings of 2008 27th Chinese Control Conference, 2008: 67-74.
- [6] Lim J H, Choi K H, Kim L W, et al. Land vehicle positioning in urban area by integrated GPS/BeiDou/OBD-II/MEMS IMU[C]// Proceedings of 2016 IEEE International Conference on Intelligent Transportation Engineering (ICITE). IEEE, 2016: 103-110.
- [7] Li B, Cai L, Xiao M. Adaptive extended Kalman filtering algorithm for SINS/GPS integrated navigation in guided munitions[C]// Proceedings of 2010 IEEE International Conference on Intelligent Computing and Intelligent Systems, 2010: 41-47.
- [8] Zhang Q, Niu X. Research on accuracy enhancement of low-cost MEMS INS/GNSS integration for land vehicle navigation[C]// Proceedings of 2018 IEEE/ION Position, Location and Navigation Symposium (PLANS), 2018: 20-24.
- [9] 李杰, 杨雁宇. 一种融合互补滤波和卡尔曼滤波高精度姿态测量算法[J]. 中国惯性技术学报, 2018, 26(1): 51-55, 86.
- Li Jie, Yang Yanyu. A high precision attitude measurement algorithms combining complementary filtering and Kalman filtering[J]. Chinese Journal of Inertial Technology, 2018, 26(1): 51-55, 86 (in Chinese).
- [10] Liu Z, Yu F. Three dimensional tracking guidance law for guided munitions[C]// Proceedings of 2011 Chinese Control and Decision Conference (CCDC), 2011: 47-53.
- [11] Kong S H. A deterministic compressed GNSS acquisition technique[J]. IEEE Transactions on Vehicular Technology, 2013, 62(2): 511-521.
- [12] Kaplan E. Understanding GPS: principles and applications(Second Edition)[M]. Artech House, Inc, 2006: 183-188.