

doi:10.19306/j.cnki.2095-8110.2020.03.006

基于正逆向导航解算的捷联罗经动基座对准研究

于飞飞,王振桓,曾庆双,陈希军

(哈尔滨工业大学航天学院,哈尔滨 150001)

摘要:针对基于正逆向导航解算的捷联罗经动基座对准实时性弱的问题,基于姿态补偿对准方法,采用一次性姿态补偿和接续姿态更新两种补偿方法设计了一种新的算法,并进行了仿真试验。通过仿真试验验证,全循环法和半循环法均能在同等参数和时间条件下提高对准精度,对比常规捷联罗经对准方法,缩短了对准时间。针对粗对准误差过大导致精对准时间延长的问题,提出了正逆向二级变参数配置方法,减少了对准时间。

关键词:初始对准;罗经效应;逆向导航;动基座

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(2020)03-0038-08



Research on Strapdown Compass Moving Base Alignment Based on Forward and Reverse Navigation Solution

YU Fei-fei, WANG Zhen-huan, ZENG Qing-shuang, CHEN Xi-jun

(School of Astronautics, Harbin Institute of Technology, Haerbin 150001, China)

Abstract: Aiming at the problem of weak real-time alignment of strapdown compass moving base based on forward and reverse navigation solution, a new alignment method based on attitude compensation alignment method is proposed, by using two compensation methods, one-off attitude compensation and continuous attitude updating, and simulation experiments are carried out. Verified by simulation experiment, the full cycle and the half cycle methods can improve the alignment accuracy under conditions of same parameters and time. Comparing with the conventional strap-down compass alignment method, the alignment time is shortened. Aiming at the problem that the coarse alignment error is too large to prolong the fine alignment time, a forward and reverse two-stage parameter configuration method is proposed and the alignment time is shortened.

Key words: Initial alignment; Compass effect; Reverse navigation; Moving base

0 引言

罗经系统典型的对准方法有解析对准和罗经法对准^[1-4]。罗经法初始对准是利用罗经原理基于控制反馈的自主式对准方法^[5]。罗经法对准不需

要精确的数学模型和噪声模型,并且具有自主性强、精度高和航向误差不随时间积累等特点^[6]。捷联罗经初始对准是基于罗经效应通过控制算法完成闭环调节的过程,对准算法的精确性和快速性是相互制约的。随着光纤陀螺、激光陀螺和加速度计

收稿日期:2020-02-17;修订日期:2020-03-16

基金项目:国家自然科学基金(61703123)

作者简介:于飞飞(1987-),男,硕士,主要从事导航、制导与控制方面的研究。E-mail: luckyufeifei@163.com

通信作者:王振桓(1983-),男,博士,副研究员,主要从事导航、制导与控制方面的研究。E-mail: zhenhuanwang@hit.edu.cn

等惯性器件的日益成熟完善,为捷联罗经初始对准研究增加了新的活力^[7],最终使精度得到了很大提高,而快速性问题逐步成为捷联罗经对准研究的主要问题之一。将逆向导航解算运用于捷联罗经对准之中,改进捷联罗经对准方法,对缩短其对准时间具有重要的现实意义^[8]。严恭敏将逆向导航解算应用于捷联罗经初始对准中,设计了快速捷联罗经初始对准方法,并借助辅助外速,将正向捷联罗经初始对准与逆向航位推算相结合,实现了行进状态下的捷联罗经初始对准和位置导航^[9]。目前进行的仿真或试验基本是在静止或直线运动条件下完成的,在实际应用中,很难达到这种理想状态。在动基座条件下,姿态角一直处于变化中,如果采用文献^[9]中的方法,在导航计算机处理数据期间载体姿态角已经发生变化,计算完毕后并不能获得最新的姿态角;另外,还可能遇到较大干扰或恶劣环境,造成粗对准航向角误差变大,有时能超过 10° 以上,在大失准角条件下会延长精对准时间,尽管不影响最终精度,但快速性受到影响^[10]。本文针对上述问题进行了深入研究,提出了基于姿态补偿的对准方法和正逆向二级变参数对准法,解决了相关问题。

1 捷联罗经初始对准原理

捷联罗经初始对准原理如下^[11]:

水平对准东向通道

$$\begin{cases} \delta v_E = v_E - v_{RE} \\ v_E = (f_N^n - K_{E1} \delta v_E) / s \\ \omega_{cN} = \delta v_E (1/R_N + K_{E2}/R_N + K_{E3}/s) \end{cases} \quad (1)$$

水平对准北向通道

$$\begin{cases} \delta v_N = v_N - v_{RN} \\ v_N = (f_N^n - K_{N1} \delta v_N) / s \\ \omega_{cE} = -\delta v_N (1/R_M + K_{N2}/R_M + K_{N3}/s) \end{cases} \quad (2)$$

罗经方位通道

$$\begin{cases} \delta v_N = v_N - v_{RN} \\ v_N = (f_N^n - K_{U1} \delta v_N) / s \\ \omega_{cE} = -\delta v_N (1/R_M + K_{U2}/R_M) \\ \omega_{cU} = \delta v_N K(s) \end{cases} \quad (3)$$

其中, f_N^n 由加速度计测量值经姿态矩阵转换后获得。 v_R 为辅助外速,一般情况下车载测速仪输出的速度 v_R^b 必须转化为导航系下的参考速度 v_{RE} 和 v_{RN} 。 v_{RE} 和 v_{RN} 主要参与两方面的计算,一是参与数学平台更新计算,二是对应参与导航解算速度 v_E 和 v_N 的补偿。若将 v_R 取零,则可得静基座或晃动

基座捷联罗经对准算法。 K_{E1} 、 K_{E2} 、 K_{E3} 为水平对准东向回路系数, K_{N1} 、 K_{N2} 、 K_{N3} 为水平对准北向回路系数, K_{U1} 、 K_{U2} 为方位对准回路系数, $K(s)$ 为低通滤波器,具体如下

$$K(s) = K_{U3} / \omega_{ie} \cos L \cdot (s + K_{U4}) \quad (4)$$

2 捷联罗经回路参数分析

分析罗经回路参数的目的是通过配置合适的极点,提高对准回路系统的综合性能。

2.1 水平对准回路参数

根据水平对准通道方程,并以水平对准北向回路为例,进行对准回路分析。

设衰减系数为 σ , $\sigma = \xi \omega_n$, 无阻尼振荡频率为 ω_n , 阻尼振荡频率为 ω_d , 则特征根可设为: $s_1 = -\sigma$, $s_2 = -\sigma + j\omega_d$, $s_3 = -\sigma - j\omega_d$, 构造特征多项式如下

$$\begin{aligned} \Delta s &= (s + \sigma)(s + \sigma - j\omega_d)(s + \sigma + j\omega_d) \\ &= s^3 + 3\sigma s^2 + (3\sigma^2 + \omega_d^2)s + \sigma^3 + \sigma\omega_d^2 \end{aligned} \quad (5)$$

由回路方程求得水平对准北向回路特征多项式如下

$$\Delta s = s^3 + K_{N1}s^2 + (1 + K_{N2})\omega_s^2 s + gK_{N3} \quad (6)$$

对比式(5)和式(6),可得参数如下: $K_{N1} = 3\sigma$, $K_{N2} = (3\sigma^2 + \omega_d^2) / \omega_s^2 - 1$, $K_{N3} = (\sigma^3 + \sigma\omega_d^2) / g$ 。

2.2 方位对准回路参数

根据罗经方位通道方程,列写方位回路特征多项式如下

$$\begin{aligned} \Delta s &= s^4 + (K_{U1} + K_{U4})s^3 + [\omega_s^2(1 + K_{U2}) + \\ &K_{U1}K_{U4}]s^2 + \omega_s^2(1 + K_{U2})K_{U4}s + gK_{U3} \end{aligned} \quad (7)$$

罗经方位回路中的 K_{U1} 、 K_{U2} 和水平对准北向回路中的 K_{N1} 、 K_{N2} 并不相同。显然,罗经方位对准回路是一个四阶系统,一般用 2 个二阶系统串联来实现,论文采用以下两种方式实现。

方法 a, 2 个相同振荡环节串联,这是一种最经典的设置方法^[12],特征多项式为

$$\Delta = (s^2 + 2\xi\omega_n s + \omega_n^2)^2 \quad (8)$$

对比式(7)和式(8)系数,可得参数如下: $K_{U1} = K_{U4} = 2\sigma$, $K_{U2} = 2\sigma^2 / (\xi\omega_s)^2 - 1$, $K_{U3} = \sigma^4 / (\xi^4 g)$ 。

2 个振荡环节,跟踪速度快,但不利于对准结果的稳定,在摇摆状态下对准时,对准误差较大。

方法 b, 1 个振荡环节和 1 个过阻尼环节,极点配置有区别于方法 a, 此配置方法具有更强的跟踪能力,同时保证了稳态精度,能够提高摇摆状态下的对准精度^[13]。特征多项式为

$$\Delta = (s + \omega_n)^2 (s^2 + 2\xi\omega_n s + \omega_n^2) \quad (9)$$

对比式(7)和式(9)系数,可得参数如下: $K_{U1} = 2\omega_n, K_{U2} = 2\sigma^2 / (\xi\omega_n)^2 - 1, K_{U3} = \sigma^4 / (\xi^4 g), K_{U4} = 2\sigma$ 。

本文中水平对准参数设计均使用同一种设计思路,方位对准参数根据不同的载体状态,使用不同的配置方法。

2.3 调节参数 T_d

T_d 为阻尼振荡周期,在实现准时以 T_d 为调节参数更加方便直观。由前述分析可知,三阶水平对准回路和四阶方位对准回路均建立在二阶回路基础之上,因此从二阶系统入手分析 T_d 作为调节参数的优势。

典型的二阶闭环传递函数为

$$\Phi(s) = \frac{G(s)}{1+G(s)} = \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2\xi\omega_n s + \omega_n^2} \quad (10)$$

取 $T_d = 30s, \xi = 0.3$, 其单位阶跃响应曲线,如图1所示。

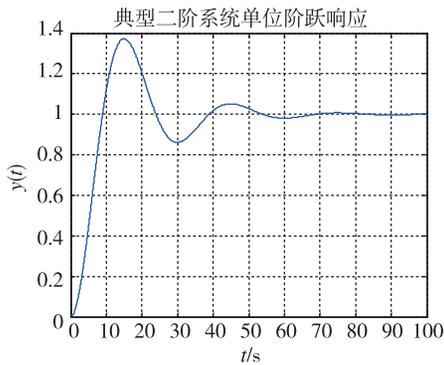


图1 典型二阶系统单位阶跃响应曲线

Fig. 1 Unit step response curve of the typical second-order system

将2个典型二阶系统串联起来获得典型四阶系统, T_d 和 ξ 保持不变,单位阶跃响应曲线如图2所示。

在 ξ 一定时,对于二阶系统和四阶系统来说, T_d 可以反映 t_r, t_p, t_s 等指标,振荡次数主要由 ξ 确定。因此,对于罗经法初始对准来说,在 ξ 一定时,以 T_d 作为调节参数更加直观实用,可以在一定程度上反映对准时间;但在实际工程中,由于环境和器件误差等原因, T_d 不能选的太小,否则系统振荡加强,不利于稳定收敛。因此,在算法实现时可将水平对准回路和方位对准回路参数改写为以 T_d 作为调节参数的形式。文中水平回路用 T_{xy} 表示,方位回路用 T_z 表示。

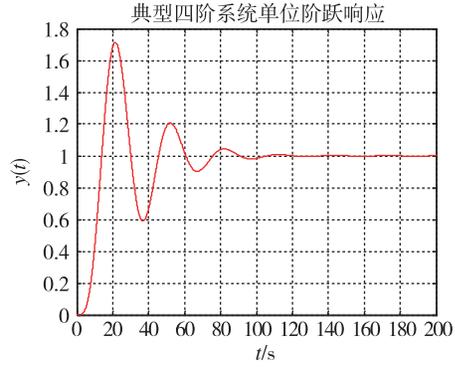


图2 典型四阶系统单位阶跃响应曲线

Fig. 2 Unit step response curve of the typical fourth-order system

3 逆向导航解算运用分析

由文献[9]可知,正、逆向导航算法在形式上是相同的,只要将正向存储的陀螺数据和地球自转角速率取反,并将正向终值设置为逆向初值,就能实现逆向导航。因此,在捷联罗经初始对准中,如果被逆向处理的数据作为一组新数据继续使用,等效增加了数据量;或者将正向罗经对准和逆向姿态解算相结合,正向反复使用数据,也可等效为增加了数据量^[14]。逆向导航解算在捷联罗经初始对准中的运用主要有两种思路,具体如下:

全循环正逆向对准:初始对准完成一次粗、精对准后,将相应数据存储,并作逆向处理,构造一组新数据,接续进行逆向罗经精对准,进行精对准正逆向循环直到精度符合要求,时序如图3所示。

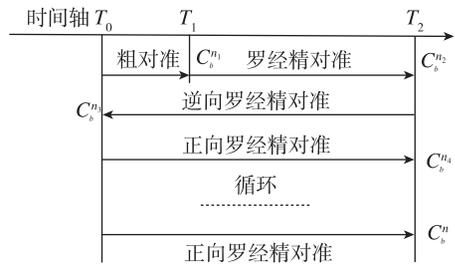


图3 全循环正逆向对准法时序图

Fig. 3 Sequence diagram of the full cycle forward and reverse alignment method

半循环正逆向对准:初始对准完成一次粗、精对准后,将相应数据存储,以获得姿态矩阵为初值,进行逆向姿态解算至起点,利用存储的数据,再次进行正向罗经精对准,如此循环直到精度符合要求,时序如图4所示。

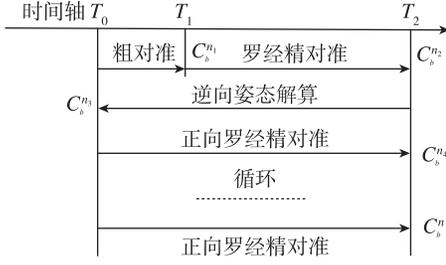


图 4 半循环正逆向对准法时序图

Fig. 4 Sequence diagram of the half cycle forward and reverse alignment method

4 动基座逆向捷联罗经精对准算法

将方程组(1)~(3)离散化后,借鉴文献[9]的逆向导航推导思路,推导动基座逆向捷联罗经精对准算法,具体如下:

逆向水平对准东向通道

$$\begin{cases} \delta v_{E_{k-1}} = v_{E_k} - v_{REk} \\ v_{E_{k-1}} = v_{E_k} + (f_{E_{k-1}}^n - K_{E1} \delta v_{E_{k-1}}) T_s \\ \omega_{c_{E_{k-1}}} = \delta v_{E_{k-1}} (1/R_N + K_{E2}/R_N + K_{E3} T_s) \end{cases} \quad (11)$$

参数为: $K_{E1} = 3\sigma$, $K_{E2} = (3\sigma^2 + \omega_d^2)/\omega_s^2 - 1$, $K_{E3} = (\sigma^3 + \sigma\omega_d^2)/g$ 。

逆向水平对准北向通道

$$\begin{cases} \delta v_{N_{k-1}} = v_{N_k} - v_{RNk} \\ v_{N_{k-1}} = v_{N_k} + (f_{N_{k-1}}^n - K_{N1} \delta v_{N_{k-1}}) T_s \\ \omega_{c_{N_{k-1}}} = \delta v_{N_{k-1}} (1/R_M + K_{N2}/R_M + K_{N3} T_s) \end{cases} \quad (12)$$

参数为: $K_{N1} = 3\sigma$, $K_{N2} = (3\sigma^2 + \omega_d^2)/\omega_s^2 - 1$, $K_{N3} = (\sigma^3 + \sigma\omega_d^2)/g$ 。

逆向罗经方位通道

$$\begin{cases} \delta v_{N_{k-1}} = v_{N_k} - v_{RNk} \\ v_{N_{k-1}} = v_{N_k} + (f_{N_{k-1}}^n - K_{U1} \delta v_{N_{k-1}}) T_s \\ \omega_{c_{E_{k-1}}} = -\delta v_{N_{k-1}} (1/R_M + K_{U2}/R_M) \\ \omega_{c_{U_{k-1}}} = \frac{[K_{U3} \delta v_{N_{k-1}} T_s / (\omega_{ie} \cos L) + \omega_{c_{U_{k-1}}}] }{(1 + K_{U4} T_s)} \end{cases} \quad (13)$$

参数为: $K_{U1} = K_{U4} = 2\sigma$, $K_{U2} = 2\sigma^2 / (\xi\omega_s)^2 - 1$, $K_{U3} = \sigma^4 / (\xi^4 g)$ 。

如果是单纯的摇摆状态下,此时载体没有线运动,可将辅助外速置零,但是逆向罗经方位通道采用如下配置为: $K_{U1} = 2\omega_n$, $K_{U2} = 2\sigma^2 / (\xi\omega_s)^2 - 1$, $K_{U3} = \sigma^4 / (\xi^4 g)$, $K_{U4} = 2\sigma$ 。

5 基于姿态补偿的对准实现及仿真试验

5.1 姿态补偿分析

在动基座条件下,若姿态角在 T_2 时刻后发生

了变化,直接运用上述两种思路进行对准,对准结果会存在很大误差,无法完成对准,因此必须进行姿态补偿。以全循环法为例,时序如图 5 所示。

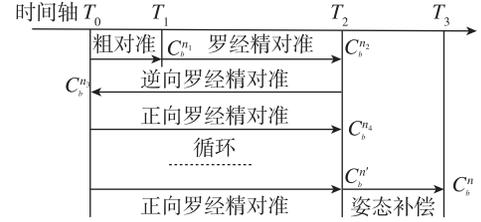


图 5 基于姿态补偿的初始对准时序图

Fig. 5 Sequence diagram of the initial alignment method based on attitude compensation

本文设计了一次姿态补偿和接续姿态更新两种补偿方法,具体如下:

一次姿态补偿法:初始对准前,事先约定循环计算使用数据长度的时间 T_2 。在 T_2 时刻开始循环解算,同时存储 T_2 时刻之后的数据;计算出 T_2 时刻至循环计算结束时刻载体的姿态变化量;在循环解算结束时,进行一次姿态补偿,获得最新姿态矩阵。 T_2 时刻姿态矩阵 C_b^n 可表示为

$$C_b^n = C_i^n C_{i_{b0}}^i C_b^{i_{b0}} \quad (14)$$

其中, i 系为地球惯性坐标系; i_{b0} 系为载体惯性坐标系,这里特指 T_2 时刻的载体坐标系。在经过正逆向捷联罗经初始对准后,获得了 T_2 时刻的精确姿态矩阵。因 i 系和 i_{b0} 系均为惯性坐标系,也可认为 T_2 时刻之后 $C_{i_{b0}}^i$ 是一个常值,那么 $T_2 \sim T_3$ 时刻之间姿态矩阵的变化,可认为是由于 C_i^n 和 $C_b^{i_{b0}}$ 变化引起的,因此需求出姿态补偿期间 C_i^n 和 $C_b^{i_{b0}}$ 的变化量。 C_i^n 计算公式如下

$$C_i^n = C_e^i C_i^e \quad (15)$$

C_e^n 由姿态补偿的开始时刻,载体所在位置经度和纬度变化求得,对于无线运动的晃动基座无变化。 C_i^e 由补偿时间 t 确定。具体公式如下

$$C_e^n = \begin{bmatrix} -\sin\lambda & \cos\lambda & 0 \\ -\sin L \cos\lambda & -\sin L \sin\lambda & \cos L \\ \cos L \cos\lambda & \cos L \sin\lambda & \sin L \end{bmatrix} \quad (16)$$

$$C_i^e = \begin{bmatrix} \cos(\omega_{ie} t) & \sin(\omega_{ie} t) & 0 \\ -\sin(\omega_{ie} t) & \cos(\omega_{ie} t) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (17)$$

$C_b^{i_{b0}}$ 计算公式如下

$$\begin{cases} q_{bk}^{i_{b0}} = q_{bk-1}^{i_{b0}} \otimes q(\omega_{ibk}^b T_s) \\ C_{bk}^{i_{b0}} = f(q_{bk}^{i_{b0}}) \end{cases} \quad (18)$$

接续姿态更新法:初始对准前,事先约定循环计算使用数据长度的时间 T_2 。在 T_2 时刻开始循环解算,同时存储 T_2 时刻之后的采样数据;在获得 T_2 时刻精确姿态矩阵后,以其为初值,利用 T_2 时刻之后存储的惯组数据进行姿态更新解算;一直更新到最新采样数据时刻 T_3 ,此时初始对准结束,从而获得了最新的姿态矩阵。

5.2 摇摆状态下仿真试验验证

为了验证两种补偿方法的正确性,在摇摆状态下进行仿真试验,摇摆模型为三轴正弦摇摆。约定本文中对准姿态角和对准误差均按照俯仰角、横滚角和航向角的顺序书写,惯组数据均从轨迹发生器中获得。这里采用一次正向捷联罗经精对准代替循环法对准,初始姿态角为: $0^\circ, 0^\circ, 30^\circ$;粗对准误差为: $1^\circ, 1^\circ, 5^\circ$; T_2 取值 800s,假设导航计算机计算耗时为 13s, T_3 取值 813s。813s 时刻姿态角真值从轨迹发生器中直接获得,按照俯仰角、横滚角、航向角的顺序分别为 $1.9021^\circ, 2.8532^\circ$ 和 26.7693° 。仿真试验结果见表 1。

表 1 姿态补偿对准仿真试验结果表

Tab. 1 Simulation test results of attitude compensation alignment

补偿方法	对准姿态角/(°)			对准误差/(°)		
无	0.0079	-0.0024	30.0065	-1.8942	-2.8555	3.2428
一次姿态补偿	1.9187	2.8730	26.7963	0.0166	0.0198	-0.0210
接续姿态更新补偿	1.9016	2.8391	26.7595	-0.0005	-0.0140	-0.0044

分析表 1,如果对 800s 对准结果进行 13s 姿态补偿,最终对准精度将大大提高,否则误差很大。

5.3 行进状态下仿真试验验证

通常舰船和车辆等载体在初始准时,速度不高,运动比较平稳,但也会出现加速、减速或转弯等现象,导致速度和航向角发生变化,因此也需要进行姿态补偿。这里以全循环法为列,时序如图 6 所示。

假设载体初始时刻姿态角为 $0^\circ, 0^\circ, 30^\circ$,从 T_1 时刻开始以 1m/s 的视加速度向北作匀加速运动 10s,之后先进行右转弯 10s,接续进行左转弯 10s,转弯时转动角速率恒定为 0.0175rad/s (大约转动 $1^\circ/\text{s}$),之后匀速行驶 280s,再进行右转弯 10s,后保持匀速运动。在前 10s 完成粗对准, T_1 取 10s, T_2 取 300s,假设导航计算机解算耗时 30s,即 T_3 取

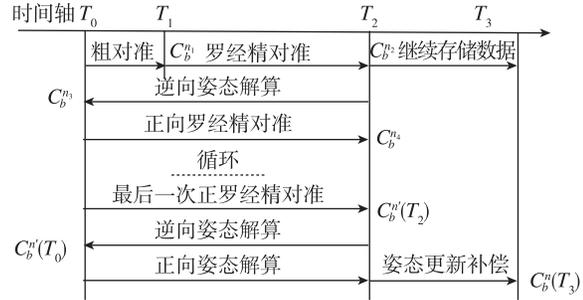


图 6 行进状态下基于姿态补偿的全循环法初始对准时序图
Fig. 6 Sequence diagram of full cycle initial alignment based on attitude compensation in moving state

330s。采用三种方法进行仿真试验:常规捷联罗经对准、全循环捷联罗经对准和半循环捷联罗经对准。全循环捷联罗经对准共进行 3 次正向罗经精对准,2 次逆向罗经精对准,采用真实 300s 数据等效 1500s 数据;半循环捷联罗经对准共进行 3 次正向罗经精对准,2 次逆向姿态解算,采用真实 300s 数据等效 1500s 数据;作为对比,常规捷联罗经对准采用 330s 真实数据完成对准。三种方法均采用水平调平+方位估算粗对准方法,过程一样,仿真试验结果中只对比精对准过程,具体如图 7~图 9 所示。

分析图 7 常规法仿真试验结果,对准误差为 $-0.0044^\circ, 0.0018^\circ$ 和 0.1845° 。

分析图 8 全循环法仿真试验结果,300s 时刻对准姿态角为 $0.0057^\circ, 0.0002^\circ$ 和 29.9763° ,对准误差为 $-0.0042^\circ, -0.0021^\circ$ 和 0.0244° 。从轨迹发生器获得 330s 时刻姿态角为 $0.0010^\circ, 0.0008^\circ$ 和 20.0009° 。补偿后获得最终姿态角为 $0.0057^\circ, 0.0009^\circ$ 和 19.9761° ,最终误差为 $0.0047^\circ, 0.0001^\circ$ 和 -0.0248° ,精度符合要求。

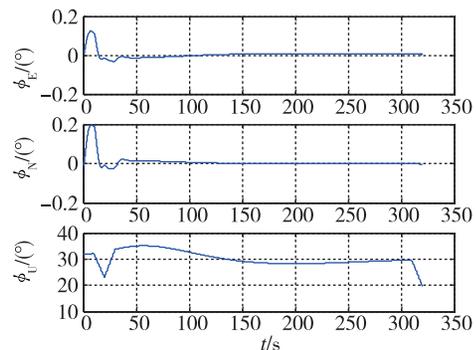


图 7(a) 行进状态常规法对准姿态角图
Fig. 7(a) Alignment attitude angle by conventional method in moving state

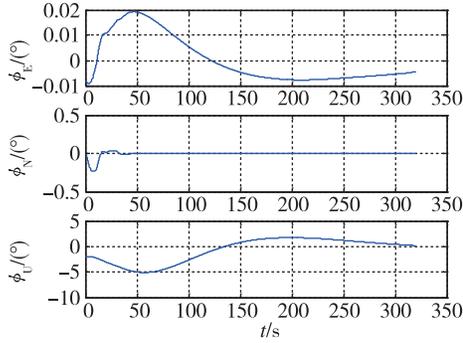


图 7(b) 行进状态常规法对准误差图

Fig. 7(b) Alignment error by conventional method in moving state

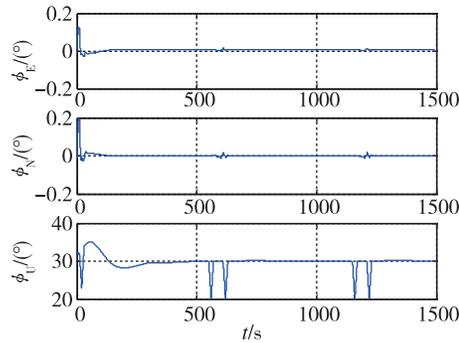


图 8(a) 行进状态全循环法对准姿态角图

Fig. 8(a) Alignment attitude angle by full cycle method in moving state

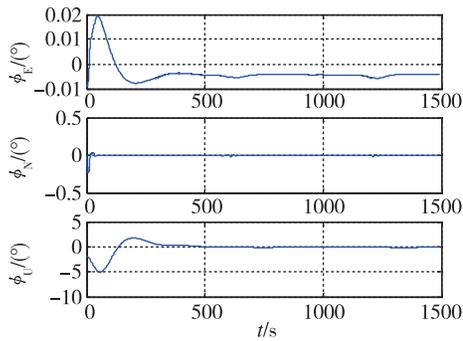


图 8(b) 行进状态全循环法对准误差图

Fig. 8(b) Alignment error by full cycle method in moving state

分析图 9 半循环法仿真试验结果,300s 时刻对准姿态角为 0.0056° 、 0.0002° 和 30.0383° , 对准误差为 -0.0041° 、 -0.0021° 和 0.0357° 。从轨迹发生器获得 330s 时刻姿态角为 0.0010° 、 0.0008° 和 20.0009° 。补偿后姿态角为 0.0054° 、 0.0009° 和 20.0382° , 计算出最终误差为 0.0044° 、 0.0001° 和 -0.0373° , 精度符合要求。

因此, 经过姿态补偿后, 基于正逆向导航解算的捷联罗经全循环法和半循环法, 在动基座条件下均能完成初始对准, 在同等时间和参数条件下, 对

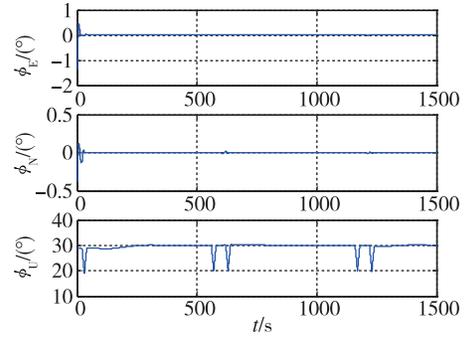


图 9(a) 行进状态半循环法对准姿态角图

Fig. 9(a) Alignment attitude angle by half cycle method in moving state

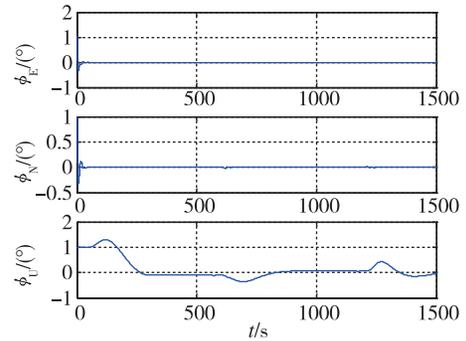


图 9(b) 行进状态半循环法对准误差图

Fig. 9(b) Alignment error by half cycle method in moving state

比常规捷联罗经对准方法, 其对准精度高, 且缩短了对准时间。

6 基于正逆向导航解算的变参数捷联罗经初始对准研究

当粗对准误差较大时, 精对准必须加快收敛速度, 尽快将误差降下来; 当误差较小时, 如果继续保持振荡频率, 那么就不利于收敛区域稳定, 有可能一直振荡, 或者需要更长的初始对准时间。因此, 本文提出了基于正逆向导航解算的二级变参数捷联罗经对准方法。

6.1 正逆向二级参数配置

现以全循环法为例进行分析, 具体参数配置示意图如图 10 所示。

1) 第一级参数: 第一级参数配置在第 1 次正向罗经精对准中, 强调前期对准过程的收敛速度, 罗经方位调节参数 T_z 取小值, 提高振荡频率, 加快收敛。经过大量仿真试验可知, 当 ξ 取 0.707 时, 在第 1 个 T_z 处, 航向误差一般降低至原误差的 4%~6% 之内, 甚至更低, 满足小角度要求。如果粗对准

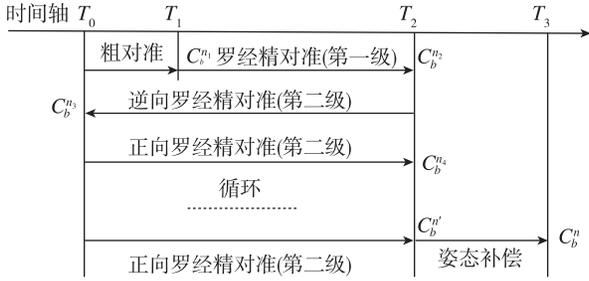


图 10 正逆向二级变参数配置示意图

Fig. 10 Schematic diagram of forward and reverse two-stage parameter configuration

结束后误差已经很小,那么在 T_z 内会进一步减小振荡,保证了第 1 次正向罗经初始对准结果能为后续罗经精对准提供更高品质的初值。

2)第二级参数:第二级参数配置在后续正逆向循环中,强调后期对准结果的稳定性,罗经方位调节参数 T_z 取大值,提高了最终精度的稳定性。

6.2 仿真试验及验证

在摇摆和行进两种状态下进行仿真试验,以给定误差作为粗对准结果,直接参与罗经精对准。给定粗对准误差为 $1^\circ, 1^\circ, 10^\circ$,以全循环法为例进行仿真试验,固定参数和变参数两种方法均进行 3 次正向罗经精对准和 2 次逆向罗经精对准。摇摆状态仿真实验, T_2 取 260s,固定调节参数: $T_{xy} = 20, T_z = 100$;变调节参数:第一级调节参数 $T_{xy} = 20, T_z = 100$,第二级调节参数 $T_{xy} = 20, T_z = 200$ 。其他条件同 5.2 节,仿真试验结果分别如图 11(a)和图 11(b)所示。行进状态仿真试验,载体运动状态同 5.3 节, T_2 取 200s,固定调节参数: $T_{xy} = 20, T_z = 100$;变调节参数:第一级调节参数取 $T_{xy} = 20, T_z = 100$,第二级调节参数 $T_{xy} = 20, T_z = 200$ 。仿真试验结果分别如图 12(a)和图 12(b)所示。

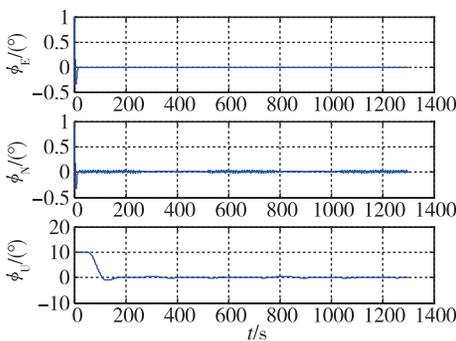


图 11(a) 摇摆状态固定参数对准误差图

Fig. 11(a) Alignment error by fixed parameters in swing state

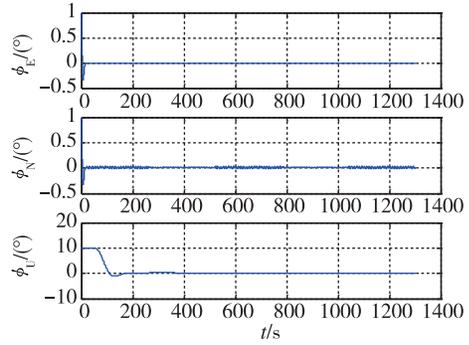


图 11(b) 摇摆状态变参数对准误差图

Fig. 11(b) Alignment error by variable parameters in swing state

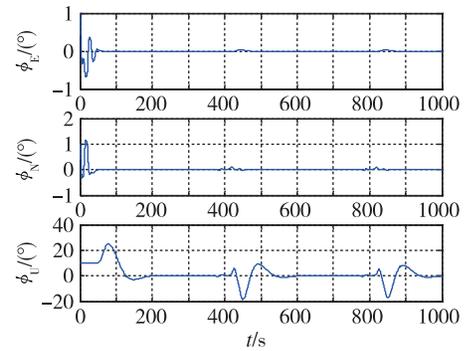


图 12(a) 行进状态固定参数对准误差图

Fig. 12(a) Alignment error by fixed parameters in moving state

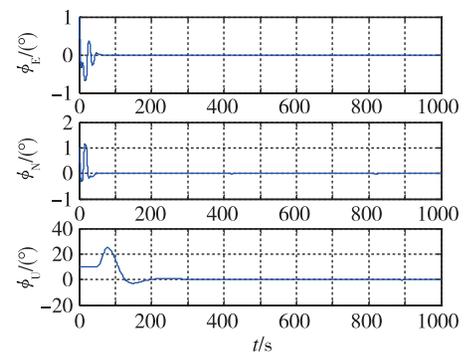


图 12(b) 行进状态变参数法对准误差图

Fig. 12(b) Alignment error by variable parameters in moving state

分析图 11(a),对准误差为 $-0.0082^\circ, -0.0018^\circ$ 和 0.1349° ,没有达到对准要求,再增大正逆次数后,继续小幅振荡,几乎没有提高;分析图 11(b),对准误差为 $-0.0078^\circ, -0.0018^\circ$ 和 0.0038° ,达到了对准要求。

分析图 12(a),对准误差为 $-0.0043^\circ, -0.0029^\circ$ 和 -0.1730° ,没有达到对准要求,再增大

正逆次数后,继续小幅振荡,几乎没有提高;分析图12(b),初始对准误差为 -0.0043° 、 -0.0029° 和 -0.0006° ,达到了对准要求。

因此,采用变参数法对准经过第一级对准后,误差迅速收敛到要求范围内,在第二级对准中超调量逐渐减小,误差很快趋于稳定。

7 结论

本文重点研究了逆向导航解算在捷联罗经初始对准中的应用问题,在全循环正逆向对准和半循环正逆向对准方法的基础上,针对提升基于正逆向导航解算的捷联动基座对准实时性的问题,提出了基于姿态补偿的对准方法。该方法能够减小在循环解算过程中因外界环境变化导致姿态角变化而产生的新误差,从而提高了对准精度,实现了基于正逆向导航解算的捷联罗经动基座初始对准。针对动基座中粗对准误差过大导致精对准时间延长的问题,提出了正逆向二级变参数配置方法,加快了对准过程中误差收敛速度,缩短了对准时间。最后进行了仿真试验验证,证明了在动基座条件下全循环法和半循环法均能在同等参数和时间条件下提高对准精度,对比常规捷联罗经对准方法,缩短了对准时间。

参考文献

- [1] Schuler A R, Grammatikos A, Fegley K A. Measuring rotational motion with linear accelerometers[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1967, 3(3): 465-472.
- [2] Julier S J, Uhlmann J K. Unscented filtering and nonlinear estimation[J]. Proceedings of the IEEE, 2004, 92(3): 401-422.
- [3] Tan C W, Park S. Design and error analysis of accelerometer-based inertial navigation systems[R]. UCB-ITS-PRR-2002-21 California PATH Research Report, 2002.
- [4] Mostov K. Design of accelerometer-based gyro-free navigation systems[D]. University California Berkeley, 2000.
- [5] Tan C W, Park S, Mostov K, et al. Design of gyro-scope-free navigation systems[C]// Proceedings of IEEE Intelligent Transportation Systems Conference. Oakland(CA), USA, 2001.
- [6] Gade K. The seven ways to find heading[J]. Journal of Navigation, 2016, 69(5): 955-970.
- [7] Sandoval-Romero G E. Fiber optic gyrocompass superluminescent fiber source[J]. IEEE Aerospace & Electronic Systems Magazine, 2005, 20(7): 19-20.
- [8] 茹书山, 赵忠华. 基于逆向算法的捷联罗经快速对准技术研究[J]. 电子测量技术, 2011, 34(1): 46-50. Ru Shushan, Zhao Zhonghua. Study on fast alignment method of strapdown gyrocompass based on converse algorithm [J]. Electronic Measurement Technology, 2011, 34(1): 46-50(in Chinese).
- [9] 严恭敏. 捷联惯导系统动基座初始对准及其它相关问题研究[R]. 西安: 西北工业大学博士后研究报告, 2008. Yan Gongmin. On SINS in-movement initial alignment and some other problems[R]. Xi'an: Postdoctoral Research Report of Northwestern Polytechnical University, 2008(in Chinese).
- [10] Lu J, Xie L, Li B. Applied quaternion optimization method in transfer alignment for airborne AHRS under large misalignment angle[J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 2016, 65(2): 346-354.
- [11] 严恭敏, 严卫生, 徐德民. 逆向导航算法及其在捷联罗经动基座初始对准中的应用[C]// 第27届中国控制会议. 昆明, 2008. Yan Gongmin, Yan Weisheng, Xu Demin. On reverse navigation algorithm and its application to SINS gyrocompass in-movement alignment[C]// Proceedings of 27th Chinese Control Conference. Kunming, 2008(in Chinese).
- [12] Weng J, Yan G M, Qin Y Y, et al. Variable parameter gyrocompass alignment algorithm based on large error angle model[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2012(4).
- [13] 李汉舟, 潘泉, 邓麟, 等. 极点配置对罗经对准性能的影响[J]. 中国惯性技术学报, 2014, 22(6): 711-718. Li Hanzhou, Pan Quan, Deng Lin, et al. Pole assignment's influence on alignment performance of SINS gyrocompass[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2014, 22(6): 711-718(in Chinese).
- [14] 刘锡祥, 徐晓苏, 李天旦, 等. 基于数据存储与循环解算的SINS快速对准方法[J]. 中国惯性技术学报, 2013, (6): 715-720. Liu Xixiang, Xu Xiaosu, Li Tiandan, et al. Fast alignment method for SINS based on stored data and loop calculation[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2013(6): 715-720(in Chinese).