

二频机抖激光陀螺捷联惯导系统快速对准方法

高春峰, 魏 国, 谢元平, 李 耿, 刘 灿

(国防科学技术大学 光电科学与工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘 要: 以教研室自行研制的 90 型二频激光陀螺捷联惯导系统为研究对象, 详细分析了惯性系对准在静态及摇摆基座条件下的收敛时间、对准精度。理论分析表明, 具体对准时间的取值应该根据 IMU 精度、算法参数设定以及扰动情况而定。经大量实验验证, 静态条件下, 对准 150 s 左右航向角收敛到稳态值, 此时横摇和俯仰角振荡在 1.5" 以内, 航向角振荡在 1' 以内; 摇摆基座条件下, 对准 200 s 后输出横摇角和俯仰角误差在 7" 以内, 航向角误差在 1.5' 以内。实验结果充分证明了惯性系对准可以满足在短时间内输出姿态角达到一定精度范围的要求, 具有良好的工程应用价值。

关键词: 激光陀螺; 惯性系对准; 收敛时间; 摇摆实验

中图分类号: TN249 文献标志码: A 文章编号: 1007-2276(2014)02-0375-07

Fast alignment of mechanically dithered ring laser gyro SINS system

Gao Chunfeng, Wei Guo, Xie Yuanping, Li Geng, Liu Can

(College of Optoelectronic Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: For study of the 90-type mechanically dithered ring laser gyro SINS system which is self-developed by the authors' department, this article detailed analyzed the convergence time and alignment precision of inertial alignment on static base and swing base. Theoretical analysis shows, the value of the alignment time should basis on the IMU accuracy, settings of the algorithm parameter and the disturbance situation. Through a large number of experiment, on static base, it takes 150 s for the heading angle reaches a steady state value, and then the oscillation amplitude of the roll angle and pitch angle are lower than 1.5", the heading angle oscillating is within 1'; on swing base, after 200 s, the error of the roll angle and pitch angle are lower than 7", the error of heading angle is within 1.5'. Results confirm that the inertial alignment can meet the requirement of reaching a certain attitude angle accuracy range within a short time, and can be well used in engineering applications.

Key words: RLG; inertial alignment; convergence time; swinging experiment

收稿日期: 2013-06-17; 修订日期: 2013-07-15

作者简介: 高春峰(1989-), 男, 硕士生, 主要从事激光在惯性导航技术中的应用研究。Email: neil1989@126.com

导师简介: 谢元平(1971-), 男, 副教授, 硕士生导师, 博士, 主要从事惯导器件及光电检测技术方面的研究。Email: xyp99999@139.com

0 引言

随着国内激光陀螺制造工艺的不断成熟,激光陀螺捷联惯导系统在近几年内得到了飞速发展,已经广泛应用在舰船、战机、战车、导弹等领域,捷联惯导系统初始对准的精度和对准时间直接影响到系统的导航精度和快速反应能力,因此,针对某些大失准角、快速性要求较高的特殊应用背景,找到一种对准时间短,又能达到一定精度的对准方法具有较强的工程应用意义^[1-5]。文中在惯性系对准现有理论的基础上,针对教研室自行研制的二频机抖激光陀螺捷联惯导系统,对快速对准的精度以及收敛时间进行了理论和实验研究。

1 快速对准原理^[2,6]

1.1 坐标系定义

(1) 地球坐标系 e 原点 o_e 位于地心, z_e 轴沿地球自转方向, o_e, x_e, y_e 位于赤道平面, x_e 指向载体所在经线, y_e 与 x_e, z_e 成右手坐标系。

(2) 地心惯性坐标系 i 对准起始时刻 t_0 时, $o-x_e y_e z_e$ 惯性凝固后形成的坐标系。

(3) 导航坐标系 n 原点位于载体重心, x_n 指向东向, y_n 指向北向, z_n 指向天向。

(4) 载体系 b 原点位于载体重心, x_b 沿横轴指向载体右侧, y_b 沿纵轴指向载体前方, z_b 沿立轴指向载体上方。

(5) 载体惯性系 i_{b_0} 在对准起始时刻 t_0 时, $o-x_b y_b z_b$ 经惯性凝固后的坐标系。

1.2 快速对准原理分析

地球自转角速度是一个已知的恒定值,只要时间测准,重力加速度在惯性空间内旋转过的角度可精确计算出,而重力加速度在惯性空间内的方向改变包含了地球北向信息,因此可以利用加速度信息在不同坐标系中体现不同变化趋势的这一特性,间接地分析载体坐标系与导航坐标系之间的转换关系。

将姿态阵分解为四个相关矩阵的乘积形式:

$$C_b^n = C_e^n C_i^e(t) C_{i_{b_0}}^n C_{i_{b_0}}^b(t) \quad (1)$$

其中

$$C_e^n = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ -\sin L & 0 & \cos L \\ \cos L & 0 & \sin L \end{bmatrix}$$

$$C_i^e(t) = \begin{bmatrix} \cos \omega_{ie}(t-t_0) & \sin \omega_{ie}(t-t_0) & 0 \\ -\sin \omega_{ie}(t-t_0) & \cos \omega_{ie}(t-t_0) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中: C_e^n 为地球坐标系 e 相对于导航坐标系 n 的变换矩阵; $C_i^e(t)$ 为地心惯性系 i 和地球坐标系 e 之间的变换矩阵; L 为载体所在纬度; ω_{ie} 为地球自转角速度; $\Delta t = t - t_0$ 为经历的时间间隔。 $C_{i_{b_0}}^b(t)$ 为载体惯性系 i_{b_0} 和载体坐标系 b 之间的变换矩阵,在初始时刻 $C_{i_{b_0}}^b(t_0)$ 为单位阵,在对准开始后,可以利用陀螺实时输出的角速度信息,通过四元数更新求解。所以,姿态矩阵确定的关键是 $C_{i_{b_0}}^i$ 的求解。

在动基座情况下,加表的输出 f^b 包括三部分:首先是重力加速度 g^b ,其次是载体受到的干扰加速度 a_D^b ,还有加表的零偏 ∇^b 。因此,加表的输出在载体惯性系 i_{b_0} 中的投影为:

$$f^{i_{b_0}} = C_b^{i_{b_0}} f^b = -C_i^{i_{b_0}} g^i + C_b^{i_{b_0}} (a_D^b + \nabla^b) \quad (3)$$

由于对准时间短,可忽略加表零偏小量的影响,对公式(3)在 $[t_0, t_k]$ 时间段内进行积分:

$$v^{i_{b_0}} = \int_{t_0}^{t_k} C_b^{i_{b_0}} f^b dt = C_i^{i_{b_0}} \int_{t_0}^{t_k} g^i dt + \int_{t_0}^{t_k} C_b^{i_{b_0}} a_D^b dt \quad (4)$$

当载体受线性唯一运动干扰时,干扰加速度近似为周期性变化,长时间内可以认为干扰加速度的积分量为零,因此,可将加表的测量加速度积分值近似看作当地重力加速度的积分值。

将公式(2)代入 $g^i = C_e^i C_e^n g^n$ 中并在 $[t_0, t_k]$ 内积分有:

$$v^i = \begin{bmatrix} \frac{-g \cos L \sin[\omega_{ie}(t_k - t_0)]}{\omega_{ie}} \\ \frac{g \cos L (\cos \omega_{ie}[(t_k - t_0)] - 1)}{\omega_{ie}} \\ -g \sin L (t_k - t_0) \end{bmatrix} \quad (5)$$

在 t_{k_1}, t_{k_2} 时刻, $(t_0 < t_{k_1} < t_{k_2})$ 有:

$$v^{i_{b_0}}(t_{k_1}) = C_{i_{b_0}}^i v^i(t_{k_1})$$

$$v^{i_{b_0}}(t_{k_2}) = C_{i_{b_0}}^i v^i(t_{k_2}) \quad (6)$$

由于其中有 9 个元素,还需构造方程:

$$v^{i_{b_0}}(t_{k_1}) \times v^{i_{b_0}}(t_{k_2}) = C_i^{i_{b_0}} v^i(t_{k_1}) \times v^i(t_{k_2}) \quad (7)$$

由公式(4)~(7)可得:

$$C_{i_{b_0}}^i = \begin{bmatrix} [v^i(t_{k_1})]^T \\ [v^i(t_{k_2})]^T \\ [v^i(t_{k_1}) \times v^i(t_{k_2})]^T \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} [v^{i_{b_0}}(t_{k_1})]^T \\ [v^{i_{b_0}}(t_{k_2})]^T \\ [v^{i_{b_0}}(t_{k_1}) \times v^{i_{b_0}}(t_{k_2})]^T \end{bmatrix} \quad (8)$$

将 $C_{i_{b_0}}^i$ 代入公式(1)中即可得到初始姿态阵,由于在计算过程中公式(4)将干扰加速度积分掉,可适用于动态环境中,且有效提高了对准精度。

1.3 对准时间分析

整个对准过程与时间相关的有三部分:

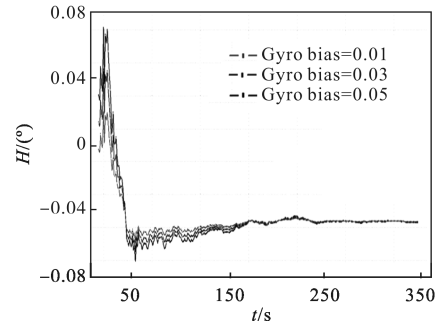
(1) 地心惯性坐标系 i 和地球坐标系 e 之间的变换矩阵 $C_i^e(t)$ 。在静基座情况下, $C_i^e(t)$ 只与地球自转角速度和对准时间差有关,是确定值,不影响收敛速度。

(2) 载体系 b 和载体惯性系 i_{b_0} 之间的变换矩阵 $C_{i_{b_0}}^i(t)$ 。 $C_{i_{b_0}}^i(t)$ 初始时刻为单位阵,可以由陀螺输出进行实时计算。

(3) 载体惯性系 i_{b_0} 和地心惯性坐标系 i 之间的变换矩阵 $C_{i_{b_0}}^i$ 。由公式(8)可知,只要知道 $t_0 \rightarrow t_{k_1} \rightarrow t_{k_2}$ 时间段内的加表数据,就可以确定出地心惯性系相对于载体惯性系的变换矩阵 $C_{i_{b_0}}^i$,因此,理论上只要有三个时刻的数据就可以解算出载体的初始姿态。但 g^b 在地心惯性系中以地球自转角速度 ω_{ie}^i 转动,由于 ω_{ie}^i 非常小,短时间内由于重力矢量在地心惯性系中的变化很小,其积分量 $v^i(t_k)$ 几乎是平行的,具有复共线性,当 f^b 的测量值存在微小扰动就会使结果产生很大偏差。因此, $C_{i_{b_0}}^i$ 是输出姿态收敛时间的主要影响因素,只要其收敛到稳态值,对准过程就进入稳定状态。而 $C_{i_{b_0}}^i$ 的收敛时间是由惯性器件的精度以及对准时 s 间 t_{k_1} 和 t_{k_2} 的比值决定的,惯性器件的精度越高,合适的选取 t_{k_1}, t_{k_2} 都可以提高对准的收敛速度。

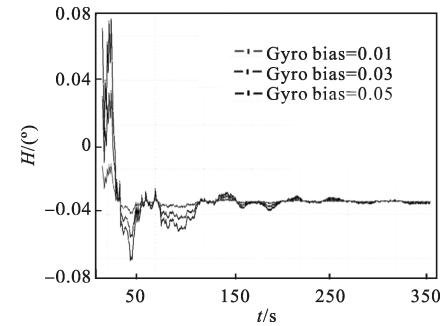
保持 t_{k_1}/t_{k_2} 比例不变,分别只改变陀螺零漂误差和加表零偏误差,仿真航向角对准收敛过程,结果如

图 1 所示。



(a) 不同陀螺零漂下对准收敛情况

(a) Convergence of alignment in different gyrobias



(b) 不同加表零偏下对准收敛情况

(b) Convergence of alignment in different accbias

图 1 不同惯性器件参数下航向角收敛过程

Fig.1 Convergence of alignment in different inertia device parameters

图 1(a)为陀螺零漂分别为 0.01、0.03、0.05°/h 情况下航向角对准收敛情况,可见陀螺零漂越小,对准收敛过程越快;图 1(b)为加表零偏分别为 0.1 mg、0.3 mg、0.5 mg 情况下航向角对准收敛情况,可以看出加表零偏越小,对准收敛速度越快。

保持陀螺和加表的精度不变,分别取 $t_{k_1}/t_{k_2}=1/4$ 、 $t_{k_1}/t_{k_2}=1/2$ 、 $t_{k_1}/t_{k_2}=3/4$,仿真航向角对准收敛情况,结果如图 2 所示。

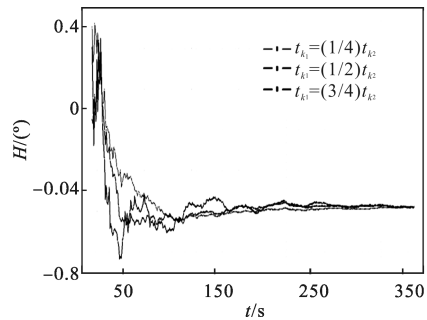


图 2 t_{k_1}/t_{k_2} 不同比例下对准收敛情况

Fig.2 Convergence of alignment in different t_{k_1}/t_{k_2}

明显可见 t_{k_1} 、 t_{k_2} 比值不同时,收敛速度有明显差异, t_{k_1}/t_{k_2} 的值越小,对准过程收敛越快。

动基座条件下, $C_i^e(t)$ 和 $C_b^{i_{b_0}}(t)$ 的求取与静基座相同,但在动基座条件下,需要通过积分消除扰动加速度的影响,因此对准的时长必须要长于扰动的周期,此时,动态条件下 $C_{i_{b_0}}^i$ 的收敛时间还要受到扰动频率的影响。

因此,惯性器件精度、算法参数的选取、以及扰动情况都会对对准的快速性产生影响。

2 实验结果与分析

采用教研室自行研制的 90 型二频机抖激光陀

螺旋捷联惯导系统,选取合适的算法参数,针对准静态和摇摆条件下进行对准实验,从对准精度、对准快速性、扰动条件等方面进行综合分析。

2.1 静态试验

将激光陀螺捷联惯导系统安装在转台上,保持水平,航向角从 0° 开始,每隔 60° 进行 5 次静态对准,共进行 30 次静态试验。实验过程中于 20 s 时输出第一组对准数据,而后每隔 1 s 输出一次姿态。代表性选取航向角为 0° 时三组对准结果,输出姿态收敛过程如图 3 所示。

可以看出,在 150 s 左右航向角收敛到稳态值,此时横摇和俯仰角振荡在 $1.5''$ 以内,航向角振荡在

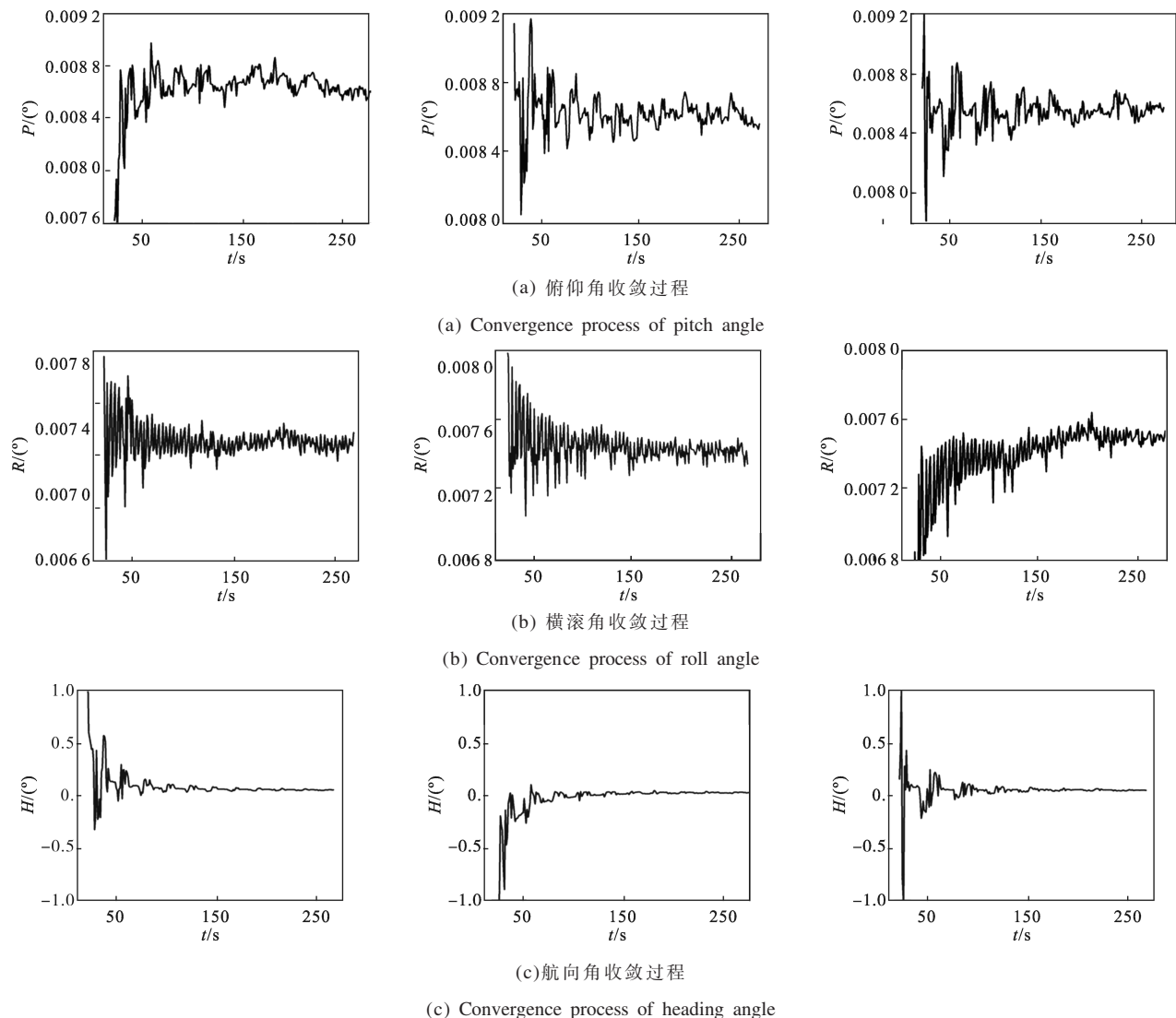


图 3 输出姿态收敛过程

Fig.3 Convergence process of attitude angle

1'以内。取150 s 时全方位多次静态快速对准结果与 精对准结果进行对比,如表 1 所示。

表 1 全方位多次静态对准

Tab.1 Inertial alignment in all-around heading angles on static base

Group	Pitch angle error/(")	Roll angle error /(")	Heading angle error/(")	Group	Pitch angle error/(")	Roll angle error /(")	Heading angle error/(")
1	-0.419	-0.066	39.283	16	-0.445	0.319	12.951
2	0.697	-0.455	-21.106	17	-0.312	-0.229	2.888
3	0.337	0.451	26.452	18	0.123	-0.229	-23.031
4	0.769	-0.703	18.084	19	-0.099	-0.067	-7.191
5	0.377	0.307	24.260	20	-0.042	0.286	-17.271
Standard deviation	0.471	0.489	22.863 97	Standard deviation	0.224	0.270	14.629 58
6	1.015	0.701	-29.579	21	0.787	0.655	-9.499
7	-0.182	-0.294	29.039	22	-0.984	0.277	-43.699
8	0.448	0.403	18.127	23	0.746	-0.457	-14.405
9	-0.781	0.827	-31.163	24	0.520	0.932	15.939
10	-0.897	-0.506	-30.875	25	-0.591	1.157	-21.55 1
Standard deviation	0.8134 96	0.5967 37	29.899 79	Standard deviation	0.824 337	0.633849	24.454 7
11	0.989	-0.600	-23.146	26	0.283	-0.845	28.191
12	-0.133	0.734	41.146	27	0.717	-0.679	-82.487
13	0.971	0.273	-8.746	28	0.312	0.906	9.127
14	-0.068	0.446	15.946	29	0.135	0.607	36.419
15	-1.205	0.417	-51.946	30	-0.833	0.455	-50.819
Standard deviation	0.912 951	0.505 843	35.758 97	Standard deviation	0.543 72	0.795 605	52.156 88

由表 1 可知,在同一航向角 5 次对准过程中,俯仰角和横滚角误差标准差小于 1",航向角误差标准差小于 1'。可以看出,在静基座条件下,惯性系对准满足全方位、快速性的要求,且有较好的稳

态精度。

2.2 转台摇摆试验

在转台摇摆条件下,设计三种摇摆的运动方式如表 2 所示。

表 2 不同摇摆方式设定

Tab.2 Different swing formats

Type	Inner frame rocking		Middle frame rocking		Outer frame rocking	
	Amplitude/(°)	Frequency/Hz	Amplitude/(°)	Frequency/Hz	Amplitude/(°)	Frequency/Hz
General sea emotion	10	0.125	4	0.2	4	0.2
Ideal sea emotion	3	0.06	2.5	0.08	2	0.08
Bad sea emotion	16	0.2	10	0.3	10	0.3

三种海情条件下,在 360°航向角范围内每隔 60°进行五次对准实验,共计进行了 90 次对准实验,实验过程中于 20 s 时输出第一组对准数据,而后每隔 1 s 输出一次姿态。实验结果表明,在同样

摇摆方式下,航向角变化后,对准结果的收敛情况及稳定性与航向角 0°时基本相同。因此,代表性地选取航向为 0°位置时三种海情条件下对准结果,如图 4 所示。

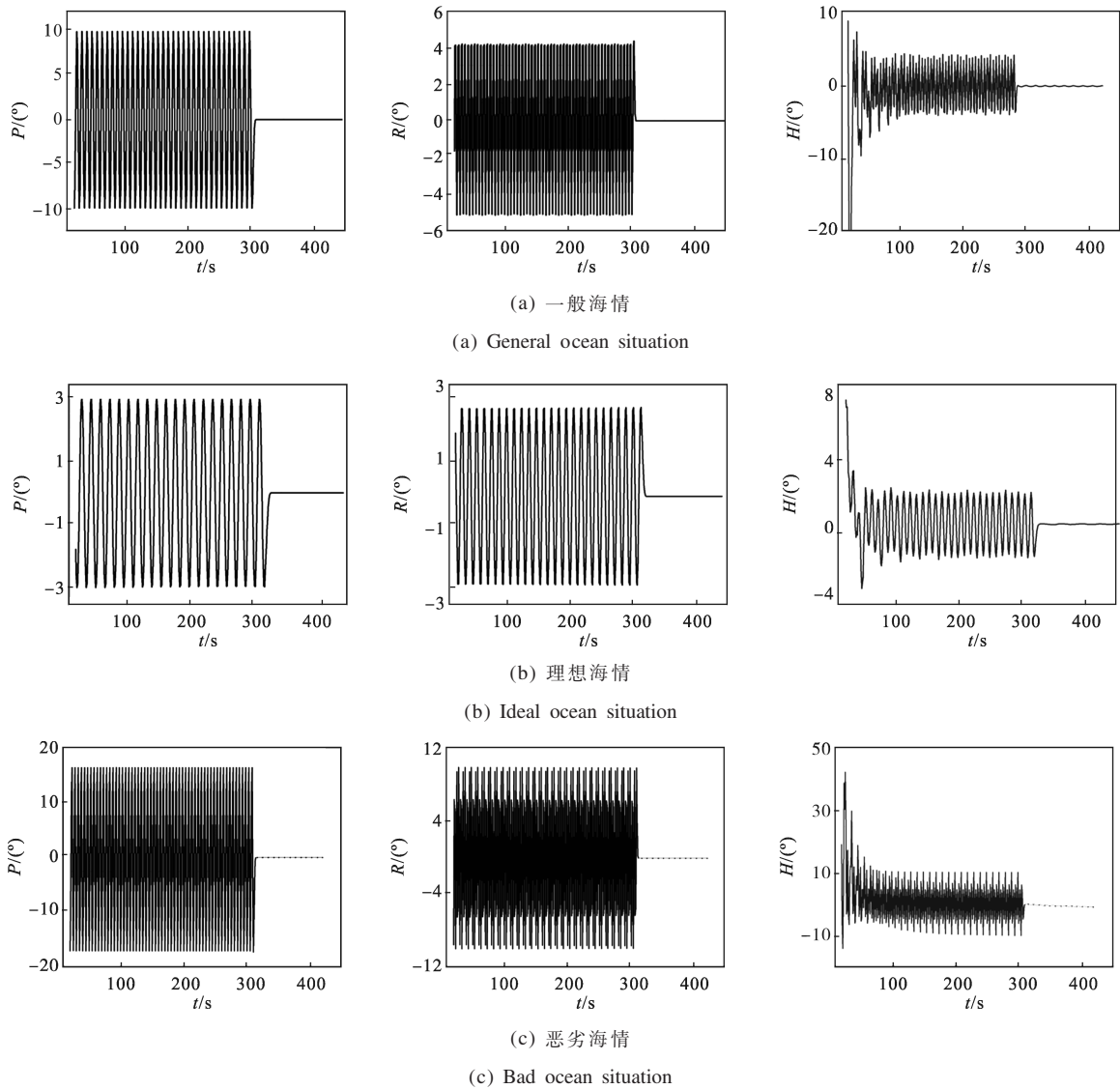


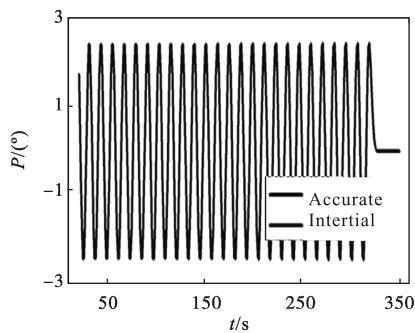
图 4 转台摇摆对准结果

Fig.4 Alignment results on swing turntable

可以看出, 在对准开始后, 输出俯仰角和横滚角很快进入稳定状态, 呈现等幅周期变化, 当转台停止回到初始位置后, 输出姿态角维持不变。代表

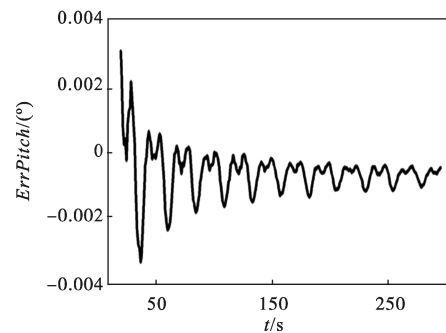
性地选取航向角 240° 时理想海情条件下惯性系对准与精对准结果对比, 如图 5 所示。

图 5(a1)、5(b1)、5(c1) 为惯性系对准与精对准输



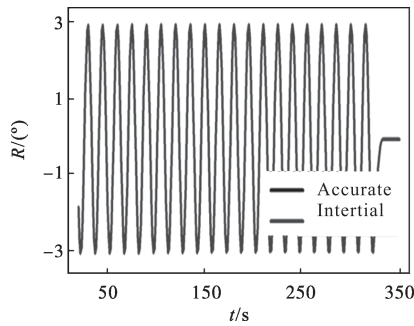
(a1) 俯仰角对比

(a1) Aligning result of pitch



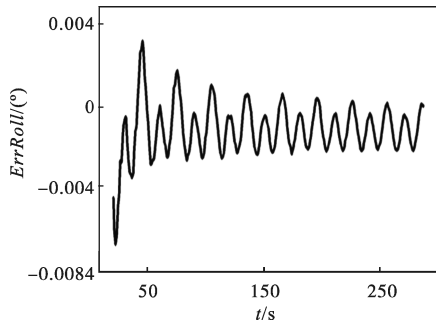
(a2) 俯仰角误差

(a2) Aligning error of pitch



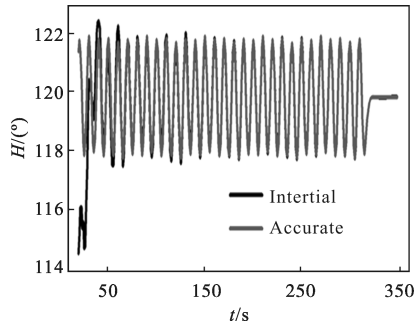
(b1) 横滚角对比

(b1) Aligning result of roll



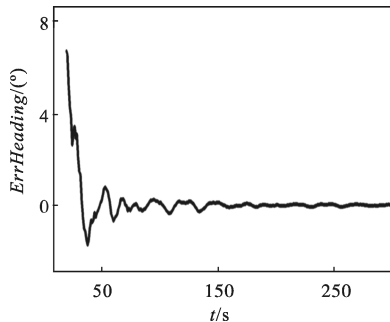
(b2) 横滚角误差

(b2) Aligning error of roll



(c1) 航向角对比

(c1) Aligning result of heading



(c2) 航向角误差

(c2) Aligning error of heading

图5 摇摆基座对准误差

Fig.5 Aligning error on swing turntable

姿态输出开始时基本已经跟踪精对准结果,在200 s后误差小于7",航向角在姿态输出开始时波动较大,在200 s后可以跟踪精对准结果,此后误差角小于1.5'。由此可见,惯性系对准可以满足摇摆情况下全方位快速对准的要求,具有一定的工程应用价值。

3 结论

在惯性系对准现有理论的基础上,针对影响输出姿态收敛时间的因素进行了理论仿真和实验验证,分别对静基座和摇摆条件下对准时间和精度进行了大量实验分析。在静基座条件下,对准时间150 s后,横摇角和俯仰角振荡在1.5"以内,航向角振荡在1'以内,多次对准系统输出水平姿态误差角标准差在1"以内,航向误差角标准差在1'以内;在摇摆条件下,俯仰角和横滚角在姿态输出开始时基本已经跟踪精对准结果,在200 s后,输出航向角可以稳定跟踪精对准结果,此时横摇角和俯仰角误差在7"以内,航向角误差在1.5'以内。实验结果充分证明了惯性系对准可以满足静态及摇摆条件下全方位快速对准要求,具有良好的工程应用价值。

参考文献:

- [1] Schimelevich L, Naor R. New approach to coarse alignment [C]//1996 IEEE Position, Location and Navigation Symposium, 1996: 324-327.
- [2] Sun Feng, Sun Wei. Research on coarse alignment of rotary SINS on a swing base [J]. *Chinese Journal of Scientific Instrument*, 2010, 31(4): 929-936. (in Chinese)
- [3] Qin Yongyuan, Mei Chunbo, Bai Liang. Error and calculation problem analysis of coarse alignment method with inertial frame for SINS [J]. *Journal of Chinese Inertial Technology*, 2010, 18(6): 648-652. (in Chinese)
- [4] Wei Guo, Wang Yu, Long Xingwu. Research on filtering method of dithered RLG's drift [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2011, 40(2): 305-309. (in Chinese)
- [5] Yu Hailong, Lu Xinming. Establishment and analysis of high-order error model of Laser Gyro SINS [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2013, 42(9): 2375-2379. (in Chinese)
- [6] Xu Bo, Sun Feng, Gao Wei. The coarse alignment of strap-down inertial navigation system for ship [J]. *Acta Armamentarii*, 2008, 29(12): 1467-1473.

出姿态角对比。可以看出,俯仰角和横滚角在20 s