

基于离心机测试的惯导平台误差系数辨识研究

陈 才, 郭 刚, 苏宝库

(哈尔滨工业大学空间控制与惯性技术研究中心, 黑龙江 哈尔滨 150001)

摘 要:为解决惯导平台误差模型辨识中与加速度高阶项有关的误差系数的辨识问题,提出一种基于离心机测试的惯导平台误差系数辨识的方案。通过分析惯导平台在过载状况下的受力,给出惯导平台在离心机上的安装定向及其误差系数的辨识方案。按该方案利用扩展卡尔曼滤波估计算法在某型惯导平台上进行误差系数辨识实验。结果表明,此方案可有效地辨识出惯导平台误差模型中与加速度高阶项有关的误差系数,且精度较高。

关键词: 惯导平台; 离心机测试; 模型辨识; 误差

中图分类号: U 666.121

文献标志码: A

DOI: 10.3969/j.issn.1001-506X.2010.08.39

Research on error model identification of inertial navigation platform based on centrifuge testing

CHEN Cai, GUO Gang, SU Bao-ku

(Space Control and Inertial Technology Research Center, Harbin Inst. of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: In order to identify the error model coefficients proportional to higher-order acceleration in error model identification of inertial navigation platform, an identification scheme based on centrifuge testing is developed. By analyzing the force on inertial navigation platform under the overload situation, the installing of inertial navigation platform on the centrifuge and the identification scheme are given. According to the scheme, an identification experiment using extended Kalman filtering is followed. The results show that this method is valid for the identification of the error model coefficients which are proportional to higher-order acceleration, furthermore, it has a high identification accuracy.

Keywords: inertial navigation platform; centrifuge test; model identification; error

0 引 言

目前,常见的惯导平台系统测试方法多是采用静态多位置翻滚方法,也有利用转台进行惯导平台测试的研究^[1]。与静态多位置翻滚方法相比较,利用转台对惯导平台进行标定虽然能提供更灵活多样的激励位置,但其给予的加速度场激励强度仍然被限制在 1g 内。由于这种加速度场激励强度的限制,使得在惯导平台误差模型的辨识中,对与加速度高阶项有关的误差系数往往都不能较好地辨识出,有时甚至无法对其进行辨识,成为惯导平台误差模型辨识中的难题^[2]。

大型精密离心机可以为惯导平台测试提供大加速度激励,在这种条件下可以更好地对惯导平台的误差模型特别是与加速度高阶项有关的误差系数进行辨识。国外已有利用离心机测试来辨识惯导平台误差模型的研究,但其对使用的离心机要求较高,需具有大框架的反转平台^[3-4]。国内

现有带反转平台的离心机由于其反转平台较小,无法在反转平台上安装惯导平台进行测试^[5]。受限于这种测试条件,国内未见开展有关研究工作的报道。

本文通过分析惯导平台实际运行中的过载状况,结合现有的离心机测试条件,提出一种惯导平台误差模型辨识的方案设计,并利用扩展卡尔曼滤波估计算法进行仿真。仿真结果表明该方案对惯导平台的误差模型辨识效果很好,特别是解决与加速度高阶项有关的误差系数的辨识的问题。

1 惯导平台过载状况的受力分析

惯导平台误差模型中,与加速度高阶项有关的误差系数主要影响惯导系统在过载状况下的系统精度。在实际运行中,惯导平台的大过载状态主要在飞行的上升段。其在飞行过程中受到由飞行器加速度及地球引力所形成的惯性力的作用,会产生一系列误差,严重时会产生较大变形,影

响系统的可靠性^[6]。在飞行上升段,惯导平台中台体和框架的定向及受力情况如图 1 及图 2 所示。飞行器加速度及重力加速度之和,使平台机构产生惯性力 F , F 在飞行器上升时作用方向向下,在飞行器转弯后 F 作用方向随飞行器纵轴一起变化。由于惯导平台中的台体稳定在惯性空间,对台体而言, F 力的作用方向将绕台体轴转动,由 $-Y_0$ 方向向 $-X_0$ 方向倾斜。而内、外框架随飞行器一起转动,对飞行器而言, F 力将始终作用在 $-Y$ 方向不变。

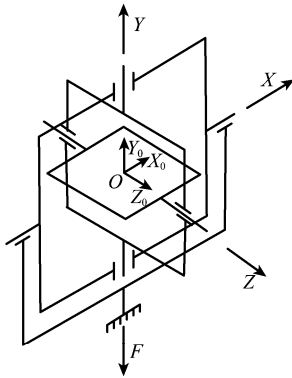


图 1 飞行器上升时惯导平台受力情况

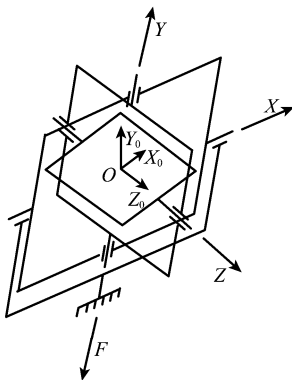


图 2 飞行器转弯后惯导平台受力情况

2 基于离心机测试的辨识方案设计

2.1 惯导平台在离心机上的安装定向

国内现有大型精密离心机所具有的反转平台尺寸都较小,只适用于仪表级的测试,而无法装载惯导平台。这样就只能在无反转平台的离心机上进行测试。

由于无反转平台,为了能把惯性平台的各项误差,主要是与高阶过载有关的误差激励出来,同时又要保证工作于空间稳定状态的台体能在高速旋转的离心机正常工作,需要对平台在离心机上的安装定向方式作合理的安排。

结合前面的惯导平台过载状况受力分析,离心测试时应模拟过载时的变力状态使其作用于惯导平台上。为此,将平台按图 3 的方式安装在离心机上。在这种定向状态下,令惯导平台的台体工作在空间稳定状态,当离心机以 ω 的角速率运行时,离心力将沿 $-Y$ 方向作用。台体的受力将由 $-Y_0$ 方向依次转向 $-X_0$ 方向、 $+Y_0$ 方向、 $+X_0$ 方向,然后又转回 $-Y_0$ 方向,并依照此次序重复旋转,使台体

承受在 X_0 、 Y_0 平面上的旋转离心力。而内、外框架则随离心机旋臂一起转动,持续承受沿 $-Y$ 方向作用的离心力。这种状态基本模拟了惯导平台在飞行中的实际受力状态,与飞行中惯导平台各轴的受力及加速度的状态相近似,可以对所需辨识的误差系数给予充分的激励。

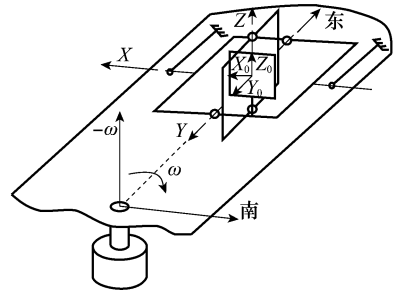


图 3 惯导平台在离心机上的安装定向

2.2 惯导平台误差模型的辨识方案

在按图 3 安装好惯导平台后,进行惯导平台误差模型辨识时分两个部分完成^[7-8]:首先,使离心机处于静止状态,对惯导平台中的陀螺加矩,使惯导平台按其按给定的运行路线动作,在此测试环境下辨识出惯导平台误差模型的常值误差系数项和与一次加速度相关的误差系数项;然后,使离心机运行,给惯导平台提供高 g 的大加速度场环境,并在前部分的辨识基础上进一步对与加速度高次项有关的误差系数项进行辨识。

该辨识方案的两个部分中,前一部分等价于惯导平台的静态多位置翻滚实验,后一部分利用了前面的辨识结果,使关注的焦点集中于与大大过载有关的误差系数项,这样可以降低辨识的复杂度。

3 系统数学模型及其扩展卡尔曼滤波算法

3.1 惯导平台误差模型

考虑惯导平台的实际工作特点及其误差系数的代表性,特别是与二次加速度、交叉加速度及三次加速度等加速度高阶项相关的误差系数,取惯导平台的误差系数模型如下^[9]

$$\begin{cases} A_{aX} = K_{0X} + K_{1X}A_{X0} + K_{2X}A_{Z0}A_{X0} \\ A_{aY} = K_{0Y} + K_{1Y}A_{Y0} + K_{2Y}A_{Y0}^2 \\ A_{aZ} = K_{0Z} + K_{1Z}A_{Z0} + K_{3Z}A_{Z0}^3 \\ \omega_X = D_{FX} + D_{1X}A_{X0} \\ \omega_Y = D_{FY} + D_{1Y}A_{Y0} + D_{2Y}A_{Y0}^2 \\ \omega_Z = D_{FZ} + D_{1Z}A_{Z0} + D_{2Z}A_{Y0}A_{Z0} \end{cases} \quad (1)$$

式中, K_0 为加表常值误差系数项; K_1 为加表与一次加速度相关的误差系数项; K_2 和 K_3 为加表与高阶加速度相关的误差系数项; D_F 为陀螺常值误差系数项; D_1 为陀螺与一次加速度相关的误差系数项; D_2 为陀螺与高阶加速度相关的误差系数项。

3.2 系统的状态方程和测量方程

惯导平台的数学模型可以用下面的非线性状态方程描述

$$\dot{X} = f(X, t) + w(t) \quad (2)$$

式中, \mathbf{X} 为多维的状态变量, 其维数可根据待辨识的误差模型进行增减, 这里待辨识误差系数有 17 个, 且将惯导平台的三个框架欧拉角也设计为状态变量, 共 20 维。 $X_1 \sim X_3$ 为三个陀螺的常值误差系数项, $X_4 \sim X_6$ 为三个陀螺与一次加速度相关的误差系数项, $X_7 \sim X_9$ 为三个加表的常值误差系数项, $X_{10} \sim X_{12}$ 为三个加表与一次加速度相关的误差系数项, $X_{13} \sim X_{17}$ 为陀螺和加表与加速度高次项有关的误差系数项, $X_{18} \sim X_{20}$ 为三个框架欧拉角。 $f(\mathbf{X}, t)$ 为 20 维非线性函数, $\mathbf{w}(t)$ 为扰动向量, 且有

$$\begin{cases} f_i = 0, i = 1, 2, \dots, 16, 17 \\ f_{18} = (\omega_{xp}(X) \cdot \cos X_{20} - \omega_{yp}(X) \cdot \sin X_{20}) / \cos X_{19} \\ f_{19} = \omega_{xp}(X) \cdot \sin X_{20} + \omega_{yp}(X) \cdot \cos X_{20} \\ f_{20} = (\omega_{yp}(X) \cdot \sin X_{20} \cdot \sin X_{19} - \omega_{xp}(X) \cdot \cos X_{20} \cdot \sin X_{19}) / \cos X_{19} + \omega_{zp}(X) \end{cases} \quad (3)$$

式中, $\omega_{xp}(X)$ 、 $\omega_{yp}(X)$ 和 $\omega_{zp}(X)$ 为平台沿三个台体轴的转动角速率。

取三个加表的输出为观测量, 有测量方程

$$\mathbf{a}_{\text{IND}} = h(\mathbf{X}, t) + \mathbf{m}(t) \quad (4)$$

式中, \mathbf{a}_{IND} 为三维的测量指示加速度向量; $h(\mathbf{X}, t)$ 为三维的关于 \mathbf{X} 和 t 的函数; $\mathbf{m}(t)$ 为三维的测量噪声向量。

3.3 扩展卡尔曼滤波估计算法

卡尔曼滤波技术在各领域已有广泛的应用, 是一种成熟有效的滤波估计算法^[10-11]。式(2)~式(4)所给的状态方程和测量方程都是非线性的, 为对其应用扩展卡尔曼滤波器, 需先将其进行小偏差线性化, 得到

$$\frac{d\delta\mathbf{X}(t_n)}{dt} = \mathbf{F}[\hat{\mathbf{X}}(t_{n-1} | t_{n-1}), t_n] \delta\mathbf{X}(t_{n-1}) + \mathbf{w}(t_{n-1}) \quad (5)$$

$$\delta\mathbf{Y}_a(t_n) = \mathbf{H}[\hat{\mathbf{X}}(t_n | t_{n-1}), t_n] \delta\mathbf{X}(t_n) + \mathbf{m}(t_n) \quad (6)$$

式中, $\mathbf{F}[\hat{\mathbf{X}}(t_{n-1} | t_{n-1}), t_n]$ 和 $\mathbf{H}[\hat{\mathbf{X}}(t_n | t_{n-1}), t_n]$ 分别是 $f(\mathbf{X}, t)$ 和 $h(\mathbf{X}, t)$ 围绕着相应状态参考点的偏微分线性化矩阵。

又定义

$$\delta\mathbf{Y}_a(t_n) \triangleq \mathbf{Y}_a(t_n) - \hat{\mathbf{Y}}_a(t_n | t_{n-1}) \quad (7)$$

对于上述线性化后的模型, 扩展卡尔曼滤波可以给出最佳的估计

$$\mathbf{P}(t_n | t_{n-1}) = \Phi\mathbf{P}(t_{n-1} | t_{n-1})\Phi^T + \Gamma\mathbf{Q}\Gamma^T \quad (8)$$

$$\mathbf{K}(t_n) = \mathbf{P}(t_n | t_{n-1})\mathbf{H}^T[\mathbf{H}\mathbf{P}(t_n | t_{n-1})\mathbf{H}^T + \mathbf{R}^*]^{-1} \quad (9)$$

$$\hat{\mathbf{X}}(t_n | t_n) = \hat{\mathbf{X}}(t_n | t_{n-1}) + \mathbf{K}(t_n)[\mathbf{Y}_a(t_n) - \hat{\mathbf{Y}}_a(t_n | t_{n-1})] \quad (10)$$

$$\mathbf{P}(t_n | t_n) = [\mathbf{I} - \mathbf{K}(t_n)\mathbf{H}]\mathbf{P}(t_n | t_{n-1}) \cdot [\mathbf{I} - \mathbf{K}(t_n)\mathbf{H}]^T + \mathbf{K}(t_n)\mathbf{R}^*\mathbf{K}^T(t_n) \quad (11)$$

式中, $\mathbf{R}^* = (\Delta t)^2 \mathbf{R}(t_n)$, $\mathbf{R}(t_n)$ 量测噪声协方差矩阵, $\Phi = \Phi[t_n, t_{n-1}; \hat{\mathbf{X}}(t_{n-1} | t_{n-1})]$ 是系统的状态转移矩阵, $\Gamma = \Gamma[t_n, t_{n-1}; \hat{\mathbf{X}}(t_{n-1} | t_{n-1})]$ 是噪声传递矩阵, \mathbf{Q} 为系统噪声的协方差矩阵, $\mathbf{P}(t_n | t_{n-1})$ 为预测误差协方差矩阵, $\mathbf{P}(t_n | t_n)$ 和 $\mathbf{P}(t_{n-1} | t_{n-1})$ 为估计误差协方差矩阵, $\mathbf{Y}_a(t_n)$ 和 $\hat{\mathbf{Y}}_a(t_n | t_{n-1})$ 分别是量测输出和预报输出, $\mathbf{H} = \mathbf{H}[\hat{\mathbf{X}}(t_n | t_{n-1}), t_n]$ 。

4 实验结果及分析

依照前面提出的辨识方案, 对某型惯导平台的误差模型系数进行辨识, 该惯导平台为三轴静压液浮平台, 其加速度计输出脉冲在每 1 倍重力加速度下为每秒 12 500 个。首先在 1g 加速度场条件下即离心机处于静止状态时进行实验, 利用扩展卡尔曼滤波器估计出常值误差系数项和与一次加速度有关的误差系数项。取滤波器的滤波周期为 1 s, 待估参数初值取为 0, 图 4 为其滤波估计结果。

然后在 10g 加速度场条件下进行实验, 以 1g 加速度场的辨识结果为基础, 进一步对与加速度有关的高次项误差系数进行滤波估计。其滤波周期为 0.04 s, 待估参数初值也取为 0, 结果见图 5。

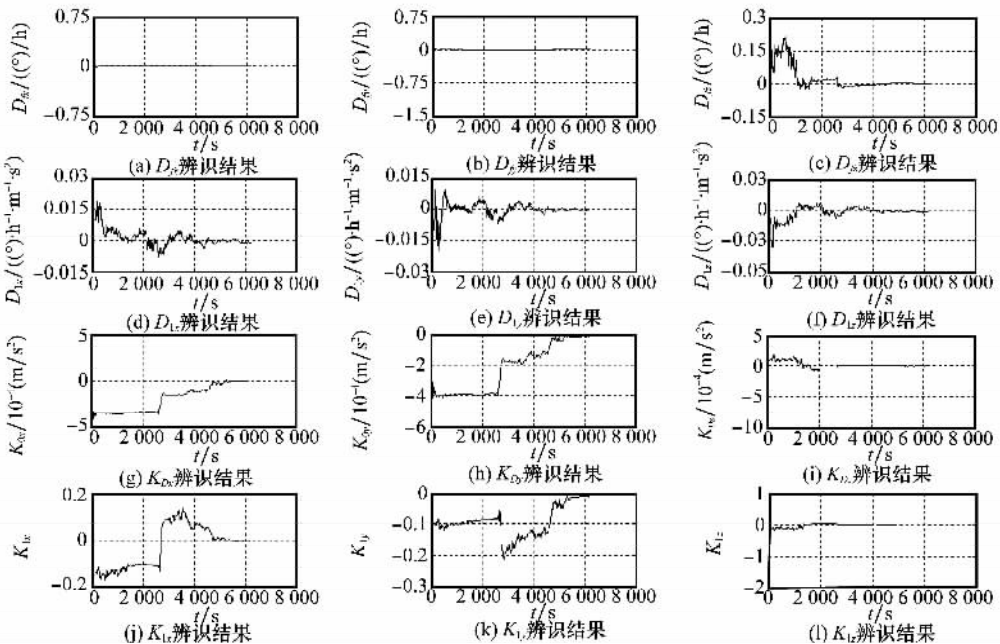


图 4 1g 加速度场条件下扩展卡尔曼滤波估计结果

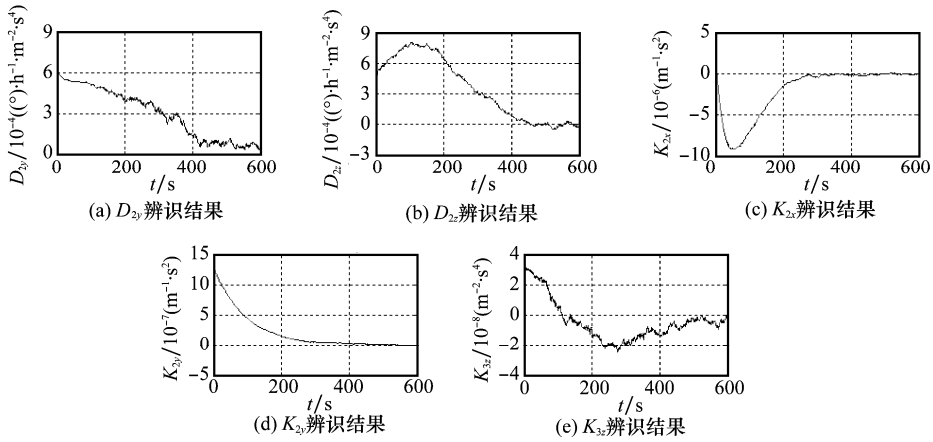


图 5 10g 加速度场条件下扩展卡尔曼滤波估计结果

从图 4 和图 5 中可以看到,两种测试环境下的滤波器估值分别在 6 000 s 和 600 s 左右时收敛到真值附近。

最后综合得到的辨识估计值在表 1 中给出。由表 1 可以看到,在式(1)中所给出惯导平台误差模型中误差系数的估计值均很好地收敛到真值附近,估值与真值的误差均在 10% 以内。其中与二次加速度、交叉加速度及三次加速度等加速度高阶项相关的 K_{2x} 、 K_{2y} 、 K_{3z} 、 D_{2y} 及 D_{2z} 这几个系数也都得到了很好的辨识,且辨识精度较高。

计算法在某型惯导平台上进行了误差系数辨识实验。结果表明,此方案可有效地辨识出惯导平台误差型中与加速度高阶项有关的误差系数,且精度较高。

参考文献:

[1] 邓正隆. 惯性技术[M]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学出版社, 2006:178 - 190.

[2] Wang H G, Williams T C. Strategic inertial navigation systems-high-accuracy inertially stabilized platforms for hostile environments [J]. *IEEE Control Systems Magazine*, 2008, 28(1):65 - 85.

[3] Frazier J H. Application of extended Kalman filtering to a dynamic laboratory calibration of an inertial navigation system [R]. AD 763718,1973:32 - 35.

[4] Curey R K, Ash M E, Thielman L O, et al. Proposed IEEE inertial systems terminology standard and other inertial sensor standards[C]// *IEEE PLANS, Position Location and Navigation Symposium*, 2004:83 - 90.

[5] 房振勇, 吴广玉. 国内外惯导用中型精密离心机“鸟笼”的发展现状比较分析[J]. *中国惯性技术学报*, 2003,11(2):68 - 72.

[6] 章燕申. 高精度导航系统[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2005: 102 - 131.

[7] IEEE Recommended Practice for Inertial Sensor Test Equipment, Instrumentation, Data Acquisition, and Analysis [S]. IEEE Std 1154 - 2005.

[8] IEEE Standard for Inertial Systems Terminology [S]. IEEE Std 1559 - 2009.

[9] Liu M, Liu Y, Su B K. Error model identification of inertial navigation platform based on errors-in-variables model [J]. *Journal of Systems Engineering and Electronics*, 2009, 20(2):388 - 393.

[10] Mirzaei F M, Roumeliotis S I. A Kalman filter-based algorithm for IMU-camera calibration: observability analysis and performance evaluation[J]. *IEEE Trans. on Robotics*, 2008, 24 (5):1143 - 1156.

[11] Daum F. Nonlinear filters: beyond the Kalman filter[J]. *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, 2005,20(8):57 - 69.

表 1 误差系数辨识仿真结果

| 误差系数 | 估计值 | 真值 |
|---|----------------------------|----------------------------|
| $K_{0x}/(m/s^2)$ | $3.531 1 \times 10^{-2}$ | $3.500 0 \times 10^{-2}$ |
| K_{1x} | 0.999 859 | 0.999 840 |
| $K_{2x}/(m/s^2)$ | $5.036 48 \times 10^{-7}$ | $5.000 00 \times 10^{-7}$ |
| $K_{0y}/(m/s^2)$ | $4.332 1 \times 10^{-2}$ | $4.250 0 \times 10^{-2}$ |
| K_{1y} | 0.999 977 | 0.999 900 |
| $K_{2y}/(m/s^2)$ | $1.228 036 \times 10^{-6}$ | $1.200 000 \times 10^{-6}$ |
| $K_{0z}/(m/s^2)$ | 6.314×10^{-2} | 6.310×10^{-2} |
| K_{1z} | 0.998 907 | 0.998 900 |
| $K_{3z}/(m^{-2} \cdot s^2)$ | $3.178 09 \times 10^{-8}$ | $3.000 00 \times 10^{-8}$ |
| $D_{fx}/((^\circ)/h)$ | 7.353 010 | 7.370 124 |
| $D_{1x}/((^\circ) \cdot h^{-1} \cdot m^{-1} \cdot s^2)$ | 0.102 508 | 0.108 296 |
| $D_{fy}/((^\circ)/h)$ | 7.820 244 | 7.821 356 |
| $D_{1y}/((^\circ) \cdot h^{-1} \cdot m^{-1} \cdot s^2)$ | 0.095 388 | 0.102 279 |
| $D_{2y}/((^\circ) \cdot h^{-1} \cdot m^{-2} \cdot s^4)$ | 0.000 607 | 0.000 602 |
| $D_{fz}/((^\circ)/h)$ | 1.680 855 | 1.654 516 |
| $D_{1z}/((^\circ) \cdot h^{-1} \cdot m^{-1} \cdot s^2)$ | 0.085 508 | 0.093 255 |
| $D_{2z}/((^\circ) \cdot h^{-1} \cdot m^{-2} \cdot s^4)$ | 0.000 467 | 0.000 451 |

5 结束语

本文为解决惯导平台误差模型辨识中与加速度高阶项有关的误差系数的辨识问题,分析了惯导平台在过载状况下的受力,针对现有条件,提出一种基于离心机测试的惯导平台误差系数辨识方案。按该方案利用扩展卡尔曼滤波估