

光纤捷联惯导系统温度效应补偿研究^{*}

彭 菲¹, 朱启举²

(1 国防科学技术大学航天与材料工程学院, 长沙 410073; 2 中国兵器工业第203研究所, 西安 710065)

摘 要: 光纤捷联惯导系统中的惯性器件零偏及标度因数受温度变化影响异常显著, 文中提出了一种光纤陀螺和加速度计零偏及标度因数的温度效应补偿模型, 该模型中参数取值通过全温范围内的转台试验获得, 通过对导航试验结果分析表明, 文中补偿模型能够有效地降低捷联惯导系统误差, 提高导航精度。

关键词: 光纤捷联惯导系统; 零偏系数; 标度因数; 温度效应

中图分类号: TJ765.4 文献标志码: A

The Study on Temperature Effect Compensation for Fiber-optic Strapdown Inertial Navigation System

PENG Fei¹, ZHU Qijiu²

(1 College of Aerospace and Materials Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2 No. 203 Research Institute of China Ordnance Industries, Xi'an 710065, China)

Abstract: In fiber-optic inertial navigation system, the scale factors and zero bias of inertial instruments vary significantly with environment temperature change. In this paper, a mathematic compensation model for fiber-optic gyroscopes and accelerometer's zero bias and scale factor was proposed; Parameters in this model are derived from turntable within total-temperature range. The navigation experiment results show that the navigation error of strapdown inertial navigation system can be reduced effectively by the compensation model.

Keywords: fiber-optic strapdown inertial navigation system(FSINS); zero bias coefficient; scale factor; temperature effect

0 引言

惯性器件的误差是惯导系统的主要误差源之一, 正确对装调完成后的惯导系统进行标定测试和误差补偿, 对于提高捷联惯导系统的精度具有十分重要的意义。惯性器件通过对其产生的模拟或数字信号与已知的输入运动记忆比较进行标定, 误差补偿即修正可预测的一种或多种系统误差对惯性器件的影响^[1]。文中针对基于光纤陀螺和单轴摆式加速度计组成的捷联惯导系统工作过程零位和标度因数随温度变化的特点, 对惯导系统的零位及刻度因数误差进行温度补偿, 提高惯导系统的导航精度。

1 捷联惯导系统全温标定试验物理意义

光纤陀螺和摆式加速度计, 作为一种测量角速度和加速度的装置, 适合应用于捷联惯导系

统。将光纤陀螺和摆式加速度计应用于较高精度要求的导航系统, 在初步静态性能测试中, 发现陀螺和加速度计都存在一定的随机误差, 尤其是零偏和标度因数, 受温度变化影响显著, 必须对其进行补偿。将捷联惯导系统进行全温标定, 得到全温范围内标度因数, 确定温度与标度因数拟合关系, 建立标度因数温度补偿算法模型。

2 惯性器件性能指标

光纤陀螺和加速度计性能指标如表1、表2所示。

表1 光纤陀螺性能指标

名 称	性能指标
刻度因数的重复性/%	≤ 0.01
零偏的稳定性(1σ)/((°)/h)	≤ 0.1
零偏重复性(1σ)/((°)/h)	≤ 0.1
随机游走/((°)/s $\sqrt{\text{Hz}}$)	≤ 0.0003

* 收稿日期: 2008-12-25

作者简介: 彭菲(1979-), 女, 北京人, 硕士研究生, 研究方向: 惯性导航系统测试。

表 2 加速度计性能指标

名称	性能指标
偏值 K_0 温度系数/(g/°C)	$\leq 1 \times 10^{-5}$
K_0 稳定性/g	$\leq \pm 1 \times 10^{-4}$
K_1 稳定性/%	$\leq \pm 0.01$
K_1 的温度系数/(mA/g/°C)	$\leq \pm 1 \times 10^{-5}$

3 捷联惯导系统性能要求和误差分析

系统实际使用时需要在 $-45^\circ\text{C} \sim 60^\circ\text{C}$ 的工作温度下,满足过载、振动、冲击、湿热等环境要求。

捷联惯导系统中主要误差源为惯性器件零偏的不稳定性、标度因数误差及非正交性误差,其中对战术级惯导系统来说,零位误差与标度因数误差对导航精度的影响较大。在全温范围的 70s 采集时间内,要求惯导系统导航解算位置误差小于等于 $30\text{m}(1\sigma)$,所以在全温范围内,对有效降低惯性器件的零位误差与标度因数误差的要求较高。

4 惯性器件标度因数测试

为了降低惯性器件的输出噪声对捷联惯导系统解算精度的影响,并且能够完全利用输出信息,陀螺和加速度计的输出全部采用增量形式,即角增量和速度增量^[2]。将捷联惯导系统安装在三轴转台上,利用三轴转台进行六位置试验,分别对陀螺和加速度计进行标定试验。转台具体位置如图 1 所示。

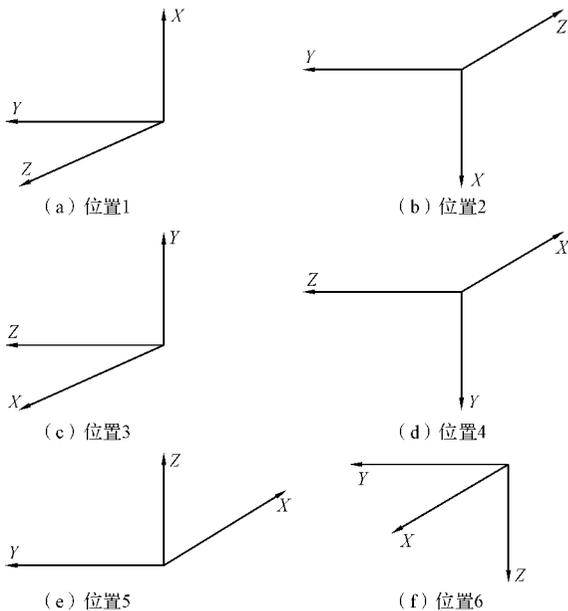


图 1 标定试验转台位置

4.1 陀螺标定

将转台设置在图 1 中的位置 1、3、5,利用转台提供的恒定速率,在温箱给定的环境温度下,分别绕 x 、 y 、 z 轴转动,采集陀螺通道的输出脉冲。根据陀螺输出信息,建立惯导系统速率陀螺基于角增量的标定方程。

4.2 加速度计标定

将转台分别设置在图 1 中的 6 个位置,利用转台提供的位置信号和水平基准,在温箱给定的环境温度下,采集加速度计通道的输出脉冲。根据输出信息,建立惯导系统加速度计基于速度增量的标定方程。

5 惯性器件温度系数处理

t_1 、 t_2 、 t_3 、 t_4 、 t_5 、 t_6 分别代表惯导系统在上述 6 个位置时相对于 20°C 的实时温度,即惯导系统中温度传感器测得的实际温度与 20°C 之差;下角标 b、a、h、d 分别代表惯导系统高低温试验前常温、高低温试验后常温、高温、低温状态。

5.1 陀螺零偏温度系数计算方法

在全温标定试验时,陀螺的标度因数对姿态解算误差影响很小,所以只对陀螺在不同温度点下的零偏系数进行判断计算,其中 k_{x0} 、 k_{y0} 、 k_{z0} 分别代表 3 个轴上陀螺的零偏系数。以 x 轴为例:

- 1) 高低温试验前的常温状态零偏预值
 - a) 当 $t_{3b} \geq 0$ 时

$$S_{x01} = k_{x0b} - (k_{x0h} - k_{x0b}) \cdot t_{3b} / (t_{3h} - t_{3b})$$
 - b) 当 $t_{3b} \leq 0$ 时

$$S_{x01} = k_{x0b} - (k_{x0d} - k_{x0b}) \cdot t_{3b} / (t_{3d} - t_{3b})$$
- 2) 高低温试验后的常温状态零偏预值
 - a) 当 $t_{3a} \geq 0$ 时

$$S_{x04} = k_{x0a} - (k_{x0h} - k_{x0a}) \cdot t_{3a} / (t_{3h} - t_{3a})$$
 - b) 当 $t_{3a} \leq 0$ 时

$$S_{x04} = k_{x0a} - (k_{x0d} - k_{x0a}) \cdot t_{3a} / (t_{3d} - t_{3a})$$
- 3) 温度为 20°C 的零偏值

$$e_x = 0.5 \cdot (S_{x01} + S_{x04})$$

4) 零偏温度系数

$$K_{tx1} = (k_{x0h} - e_x) / t_{3h}$$

$$K_{tx2} = (k_{x0d} - e_x) / t_{3d}$$

5.2 加速度计温度系数计算方法

根据六位置全温标定试验中加速度计零位

系数和标度因数, 计算加速度计零偏温度系数, 得到标度因数误差和标度因数温度系数。

六位置实时温度取平均值计算如下:

$t_{12} = (t_1 + t_2)/2, t_{34} = (t_3 + t_4)/2, t_{56} = (t_5 + t_6)/2; k_{ar0}, k_{ay0}, k_{az0}$ 分别为全温标定试验得到的加速度计零位, k_{ax}, k_{ay}, k_{az} 分别为全温标定试验得到的加速度计标度因数, 以惯导系统处于 3、4 位置, x 轴为敏感轴时为例, 计算加速度计温度系数。

5.2.1 零偏温度系数计算方法

1) 高低温试验前的常温状态零偏预值

a) 当 $t_{34b} \geq 0$ 时

$$S_{x01} = k_{ar0_b} - (k_{ar0_h} - k_{ar0_b}) \cdot t_{34b} / (t_{34h} - t_{34b})$$

b) 当 $t_{34b} \leq 0$ 时

$$S_{x01} = k_{ar0_b} - (k_{ar0_d} - k_{ar0_b}) \cdot t_{34b} / (t_{34d} - t_{34b})$$

2) 高低温试验后的常温状态零偏预值

a) 当 $t_{34a} \geq 0$ 时

$$S_{x04} = k_{ar0_a} - (k_{ar0_h} - k_{ar0_a}) \cdot t_{34a} / (t_{34h} - t_{34a})$$

b) 当 $t_{34a} \leq 0$ 时

$$S_{x04} = k_{ar0_a} - (k_{ar0_d} - k_{ar0_a}) \cdot t_{34a} / (t_{34d} - t_{34a})$$

3) 温度为 20℃ 的零偏值

$$e_x = 0.5 \cdot (S_{x01} + S_{x04})$$

4) 零偏温度系数

$$K_{tx1} = (k_{ar0_h} - e_x) / t_{34h}$$

$$K_{tx2} = (k_{ar0_d} - e_x) / t_{34d}$$

5.2.2 标度因数温度系数计算方法

1) 高低温试验前的常温状态标度因数预值

a) 当 $t_{34b} \geq 0$ 时

$$R_{x01} = k_{ar_b} - (k_{ar_h} - k_{ar_b}) \cdot t_{34b} / (t_{34h} - t_{34b})$$

b) 当 $t_{34b} \leq 0$ 时

$$R_{x01} = k_{ar_b} - (k_{ar_d} - k_{ar_b}) \cdot t_{34b} / (t_{34d} - t_{34b})$$

2) 高低温试验后的常温状态标度因数预值

a) 当 $t_{34a} \geq 0$ 时

$$R_{x04} = k_{ar_a} - (k_{ar_h} - k_{ar_a}) \cdot t_{34a} / (t_{34h} - t_{34a})$$

b) 当 $t_{34a} \leq 0$ 时

$$R_{x04} = k_{ar_a} - (k_{ar_d} - k_{ar_a}) \cdot t_{34a} / (t_{34d} - t_{34a})$$

3) 标度因数误差

$$k_{ex} = 0.5 \cdot (R_{x01} + R_{x04})$$

4) 标度因数温度系数

$$K_{tx1} = (k_{ar_h} - k_{ex}) / t_{34h}$$

$$K_{tx2} = (k_{ar_d} - k_{ex}) / t_{34d}$$

6 温度效应补偿前后导航解算位置结果比较

由于惯性器件温度是器件误差的函数, 可以建立基于温度系数的数学模型, 并且得到对应于温度干扰作用的信号, 温度误差补偿是通过测量温度误差系数, 利用这个系数对测量值加以修正, 以除去温度误差项。温度补偿常常是捷联惯导系统获得给定性能目标的主要因素^[3-4]。捷联惯导系统经过全温标定, 得到不同温度点下标度因数, 若在惯导系统中只代入各个温度点的标度因数, 不进行温度补偿, 则在温度取值边界点会出现导航解算结果跳跃的现象, 导致较大的位置误差; 然而根据标度因数温度系数进行导航解算, 就是对系统温度传感器的输出进行温度补偿, 可以有效改善导航解算位置误差较大的问题。图 2 为代入各个温度点标度因数, 未进行温度补偿时的导航解算位置结果, 图 3 为进行温度补偿后的导航解算位置结果。

采样频率为 0.01s, 采样点个数为 9000, 即同样都在 90s 的采集时间内, 由以下解算结果曲线可知, 未进行温度补偿时, 导航解算位置结果最大误差达到 181m, 70s 时也达到了 98m, 不满足技术指标要求; 进行温度补偿后, 捷联惯导系统三轴向的导航解算位置误差均得到有效改善, 此时的最大误差只有 29.5m, 70s 时的位置误差只有 15.8m, 通过计算可知, 满足惯导系统导航解算位置误差小于等于 30m(1σ) 的技术指标要求。

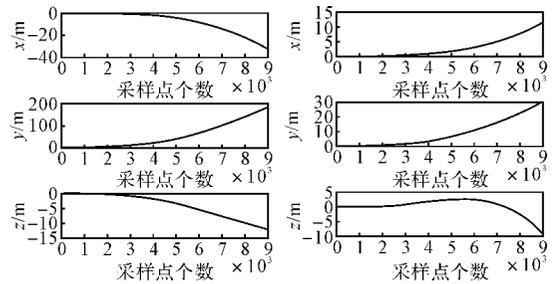


图 2 温度补偿之前导航解算位置结果 图 3 温度补偿之后导航解算位置结果

7 结论

将标度因数温度系数及零位温度系数代入
(下转第 26 页)

明三通道协调控制方案符合实际情况。

6) 在各特征参数具有最大 10% 的不确定性的条件下,控制系统仍具有较好的稳定性,说明三通道协调控制方案鲁棒性较好。

综上可知,在控制参数选择合理的条件下,协调控制系统能够满足侧向大、小扰动条件下的 RLV 非线性运动模型的控制要求,系统稳定性和鲁棒性均较好。

5 结 束 语

文中基于古典控制理论和 BTT 倾斜转弯控制技术,设计了 RLV 在大气层内飞行的姿态稳定方案。该方案利用俯仰、偏航和滚动的 3 个角速率信号,纵向和侧向加速度计的 2 个误差积分信号,以及 1 个速度倾斜角(小攻角飞行时用滚动角信号近似代替)信号进行反馈,并设置超前校正环节抑制舵机延迟,通过协调控制指令 $\beta_c = 0$ 或者侧向运动加速度指令 $a_{zc} = 0$,就可以实现三轴稳定。数值仿真表明,该方案具有良好的鲁棒性,适用性较强,实现较为简单,对 RLV 姿态控制方案的工程实现具有一定的参考价值。

参考文献:

[1] Chaudhary A, guyen V, Tran H, et al. Dynamics and stability and control characteristics of the X237 [R]. AIAA-2001-4383.

[2] Shtessel Y, McDuffie J. Sliding mode control of the X233 vehicle in launch and Re-entry modes [R]. AIAA-98-4414.

[3] 呼卫军,周军.可重复使用运载器变结构姿态控制算法设计[J].西北工业大学学报,2007,25(1):92-96.

[4] Hanson John M. Advanced guidance and control project for reusable launch vehicles[R]. AIAA-2000-3957.

[5] Yuri shtessel. Reusable launch vehicle control in multiple time scale sliding modes [R]. AIAA-2000-4155.

[6] Johnson E N, Calise A J, El-Shirbing, et al. Feedback linearization with neural network augmentation applied to X-33 attitude control[R]. AIAA-2000-4157.

[7] Calise A J, Lee S, Scharma M. Development of a reconfigurable flight control law for the X-36 tailless fighter aircraft[R]. AIAA-2000-3940.

[8] Hanson John M. A plan for advanced guidance and control technology for 2nd generation reusable launch vehicles[R]. AIAA-2002-4557.

[9] 柴霖,袁建平,罗建军,等.重复使用运载器 GN&C 技术发展趋势及特点[J].导弹与航天运载技术,2004(4):19-25.

[10] 张庆振,任章.天地往返可重复使用运载器再入飞行 GNC 系统关键技术[J].航天控制,2006,124(5):27-30.

[11] 王国辉,王小军,杨勇,等.美国重复使用运载器空气动力学研究现状[J].导弹与航天运载技术,2005(2):12-19.

[12] 朱亮,姜长生,方炜.空天飞行器六自由度数学建模研究[J].航天控制,2006,124(4):39-44.

[13] 彭刚,李新国.再入姿态的自适应逆控制应用研究[J].弹箭与制导学报,2005,25(2):33-38.

[14] 黎科峰,张庆振,任章.可重复使用飞行器再入控制系统设计[J].航天控制,2006,24(1):9-13.

[15] 郑建华,杨涤.鲁棒控制理论在倾斜转弯导弹中的应用[M].北京:国防工业出版社,2001.

(上接第 21 页)

捷联惯导系统导航解算模型,在全温范围内对温度传感器的输出进行温度补偿,有效地降低了惯性器件零位及标度因数随温度变化带来的误差,对提高导航解算位置精度具有工程应用价值。

参考文献:

[1] DavidH. Titterton. 捷联惯性导航技术[M]. 张天

光,王秀萍,王丽霞,等,译.北京:国防工业出版社,2007.

[2] 秦永元. 惯性导航[M]. 北京:科学出版社,2006.

[3] 张宗麟. 惯性导航与组合导航[M]. 北京:航空工业出版社,2000.

[4] 钱杏芳. 导弹飞行力学[M]. 北京:北京理工大学出版社,2000.