

一种无陀螺捷联惯导的九加速度计测姿方法

王东江 杨新民

(南京理工大学瞬态物理国家重点实验室 南京 210000)

摘要:通过对无陀螺捷联惯导系统的姿态测量原理进行分析,为了从工程安装角度提出一种简易的实现无陀螺捷联惯导的九加速度计安装方式,首先对该九加速度计配置方案的简易性和合理性进行了理论分析。基于捷联惯导原理对这种九加速度计安装方式的计算原理进行了数学推导,详细论述并计算了该无陀螺捷联惯导的实现算法,从而最终得出了该九加速度计配置方式可行的结论。与此同时对该九加速度计无陀螺惯导系统建立了角加速度和线加速度的数学模型,在假设没有随机白噪声和常值误差等测量误差的前提下对其进行了 MATLAB 仿真,给出了该系统的角速度和角速度误差值从而再次佐证了这种九加速度计的配置方式简易可行。

关键词: 无陀螺捷联惯导;九加速度计;姿态测量;姿态解算

中图分类号: V249.32⁺2 **文献标识码:** A **国家标准学科分类代码:** 590.35

Nine-accelerometer attitude determination method for gyroscope free strap-down inertial navigation system

Wang Dongjiang Yang Xinmin

(National Key Laboratory of Transient Physics, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210000, China)

Abstract: Based on the gyro free strap-down inertial attitude measurement principle of missile system is analyzed. From the point of view of engineering installation, this paper puts forward a kind of simple installation method of the nine accelerometer which can realize the gyro free strap-down inertial navigation system. The simplicity and rationality of the nine accelerometer configuration scheme are analyzed. The calculation principle of the guiding principle of installation of the nine acceleration are deduced based on the detailed calculation of the algorithm of GFSINS, which proves the feasibility of the nine accelerometer configuration. Finally, the mathematical model of angular acceleration and linear acceleration is established. On the assumption that there is no random white noise and constant error, through the MATLAB simulation, the angular velocity and angular velocity error of the system are given, and it is proved that the configuration of the nine accelerometer is simple and feasible.

Keywords: gyroscope free strap-down inertial navigation system; nine-accelerometer; attitude measurement; attitude calculation

0 引言

近些年随着微机电敏感元件和计算机性能的快速发展,惯性元件的性能及惯性导航系统的应用获得了突飞猛进的提高^[1-3]。在此基础上人们对于无陀螺捷联惯导的研究也逐渐深入。无陀螺捷联惯导系统是指在普通捷联惯导系统中不使用陀螺仪测量角速度,即仅采用加速度计作为敏感元件,从加速度计的输出中解算出角速度的惯性测量系统。无陀螺捷联惯导系统与普通捷联惯导相比具有能耗低、成本低、维护容易、可靠性高的优点^[4-6]。因为无陀螺捷联惯导系统是利用加速度计比力信号计算角速度,

由此带来的很多特性使无陀螺捷联惯导系统特别适合于测量过载较大、测量动态范围较大的导航时间较短的载体^[7]。

目前,人们对无陀螺捷联惯导系统也提出了多种理论算法与配置方案。其中无陀螺捷联惯导的加速度配置方式主要分为六加速度计、九加速度计、十二加速度计3种,本文通过研究九加速度计的姿态测量原理,提出了一种易于工程配置的九加速度的姿态测量方法,对其加速度进行分析与仿真,并且解算出载体角速度,证明该配置方法的简易可行。

1 无陀螺捷联惯导系统的姿态测量原理

想要确定一个物体在空间中的运动情况至少需要6个独立的参数,即3个确定物体质心位移的参数与3个确定绕物体质心转动的参数。在普通的捷联惯导系统之中,往往通过3个加速度计测量确定物体质心位移的参数^[8],3个陀螺仪测量出确定物体质心转动的参数。在无陀螺捷联惯导中除去了陀螺仪,因此需要用加速度计获得上述的6个参数。如图1所示,动点P位于坐标系OX_aY_aZ_a与坐标系O'X_bY_bZ_b中,其中R_{ob}是坐标系OX_aY_aZ_a原点到坐标系O'X_bY_bZ_b原点的位置矢量,R_a是P点相对于坐标系OX_aY_aZ_a的位置矢量,R_b是P点相对于坐标系O'X_bY_bZ_b的位置矢量,ω_{ab}是坐标系OX_aY_aZ_a相对坐标系O'X_bY_bZ_b的转动角速度。由图得:

$$\mathbf{R}_a = \mathbf{R}_{ob} + \mathbf{R}_b \tag{1}$$

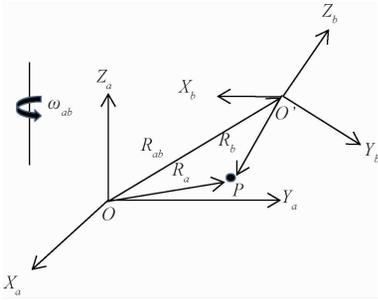


图1 动点P相对于不同坐标系的位置矢量关系

对上式两边二次求导,得到点P的加速度的矢量合成公式:

$$\frac{d^2\mathbf{R}_a}{dt^2} | a = \frac{d^2\mathbf{R}_{ob}}{dt^2} | a + \frac{d^2\mathbf{R}_b}{dt^2} | b + 2\omega_{ab} \times \frac{d\mathbf{R}_b}{dt} | b + \frac{d\omega_{ab}}{dt} \times \mathbf{R}_b + \omega_{ab} \times (\omega_{ab} \times \mathbf{R}_b) \tag{2}$$

该式表明任意瞬时动点的绝对加速度等于该瞬时的牵连加速度、哥氏加速度和相对加速度的矢量和。从该式中还可以看出在绝对加速度中含有角速度,因此只要将式中的线加速度与角速度进行分离,通过合理配置的9个加速度计的输出信号分别解算出载体在三维空间中的三维角运动和三维线运动,那么就可用加速度计完全取代陀螺仪,从而实现无陀螺捷联惯导系统。

2 九加速度计配置方案

对于无陀螺捷联惯性导航系统而言,至少需要6个加速度计实现对载体在空间中运动状态的描述^[9-10]。与此同时,加速度计必须安装在载体的非质心处用以测量绕质心的转动。九加速度计无陀螺捷联惯导系统相比于六加速度计捷联惯导系统,不仅可以得到6个描述载体运动的参数,还可以得到3个冗余量,通过这3个冗余量可以对系统的部分误差进行补偿,从而提高系统的精度。9个加速度计在载体坐标系中的位置如图2所示。

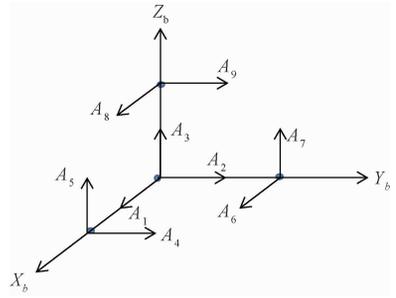


图2 九加速度计配置方式

从图2中可以看出,位于坐标系中心处的3个加速度计,可以直接测得载体的线加速度,充分利用了冗余的信息。另外,在载体坐标系的3个坐标轴的正向方向上分别对称放置两个加速度计,这样的配置方式十分利于工程实现且配置简单。

f^b_n为在载体中心的比力,f^b_n为加速度计A_n敏感得到的比力,θ_n为加速度计敏感轴与载体坐标系三轴夹角余弦组成的矢量,r_n为安装位置矢量。其中(θ_n,r_n)是相对于载体坐标系而言的。则由图2可得:

$$[\theta_1 \cdots \theta_9] = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 1 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \tag{3}$$

$$[r_1 \cdots r_9] = L \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 1 & 0 & 0 & 1 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \tag{4}$$

$$\begin{cases} \dot{\omega}_x = \frac{(A7 - A9 + A2 - A3)}{2L} \end{cases} \tag{5}$$

$$\begin{cases} \dot{\omega}_y = \frac{(A8 - A5 + A3 - A1)}{2L} \end{cases} \tag{6}$$

$$\begin{cases} \dot{\omega}_z = \frac{(A4 - A6 + A1 - A2)}{2L} \end{cases} \tag{7}$$

$$\begin{cases} \omega_x \omega_y = \frac{(A7 + A9 - A3 - A2)}{2L} \end{cases} \tag{8}$$

$$\begin{cases} \omega_y \omega_z = \frac{(A5 + A8 - A3 - A1)}{2L} \end{cases} \tag{9}$$

$$\begin{cases} \omega_x \omega_z = \frac{(A4 + A6 - A2 - A1)}{2L} \end{cases} \tag{10}$$

$$\begin{cases} f_x^b = A1 \end{cases} \tag{11}$$

$$\begin{cases} f_y^b = A2 \end{cases} \tag{12}$$

$$\begin{cases} f_z^b = A3 \end{cases} \tag{13}$$

同时由上式可以得到:

$$\omega_x^2 = \frac{(A7 + A9 - A3 - A2)(A4 + A6 - A2 - A1)}{2L(A5 + A8 - A3 - A1)} \tag{14}$$

$$\omega_y^2 = \frac{(A7 + A9 - A3 - A2)(A5 + A8 - A3 - A1)}{2L(A4 + A6 - A2 - A1)} \tag{15}$$

$$\omega_z^2 = \frac{(A4 + A6 - A2 - A1)(A5 + A8 - A3 - A1)}{2L(A7 + A9 - A3 - A2)} \tag{16}$$

至此,可以通过开方算法求解出载体的姿态角速度的绝对值,并判断角速度的符号^[11]:

$$\omega_x = \sqrt{\frac{1}{2L}} \cdot$$

$$\sqrt{\frac{|(A7+A9-A3-A2)| |(A4+A6-A2-A1)|}{|(A5+A8-A3-A1)|}} \cdot \text{sign1}(t) \quad (17)$$

$$\omega_y = \sqrt{\frac{1}{2L}} \cdot$$

$$\sqrt{\frac{|(A7+A9-A3-A2)| |(A5+A8-A3-A1)|}{|(A4+A6-A2-A1)|}} \cdot \text{sign2}(t) \quad (18)$$

$$\omega_z = \sqrt{\frac{1}{2L}} \cdot$$

$$\sqrt{\frac{|(A4+A6-A2-A1)| |(A5+A8-A3-A1)|}{|(A7+A9-A3-A2)|}} \cdot \text{sign3}(t) \quad (19)$$

其中

$$\text{sign1}(t) =$$

$$\begin{cases} 1, & \omega(t-1) + \frac{(A7-A9+A2-A3)}{2L} \Delta T > 0 \\ -1, & \omega(t-1) + \frac{(A7-A9+A2-A3)}{2L} \Delta T < 0 \end{cases}$$

$$\text{sign2}(t) =$$

$$\begin{cases} 1, & \omega(t-1) + \frac{(A8-A5+A3-A1)}{2L} \Delta T > 0 \\ -1, & \omega(t-1) + \frac{(A8-A5+A3-A1)}{2L} \Delta T < 0 \end{cases}$$

$$\text{sign3}(t) =$$

$$\begin{cases} 1, & \omega(t-1) + \frac{(A4-A6+A1-A2)}{2L} \Delta T > 0 \\ -1, & \omega(t-1) + \frac{(A4-A6+A1-A2)}{2L} \Delta T < 0 \end{cases}$$

3 硬件设计与实验仿真

根据系统方案,选择关键器件的具体型号,MEMS 惯性元件采用 ADXL203 与 ADXL103,采用 STM32F446 微控制器为数据处理芯片,其中 ADXL203 是单芯片+2 轴加速度计的惯性测量元件,ADXL103 是单芯片+1 轴加速度计的惯性测量元件。将 ADXL103 作为测量加速度 A_3 的加速度计安装在图 2 原点处,其余采用 4 片 ADXL203 加速度计分别用于测量 A_1 与 A_2 、 A_4 与 A_5 、 A_6 与 A_7 、 A_8 与 A_9 ,并将其安装在图 2 所示位置。

在此基础上经过上一小节的计算公式的推导,可以建立角加速度和线加速度的数学模型^[12]。在假设加速度计没有随机噪声等测量误差的情况下利用 MATLAB 软件进行仿真分析。建立的数学模型如下:

$$\begin{cases} \omega_x(t) = 4\sin(0.5t) \\ \omega_y(t) = 4\cos(0.5t) \\ \omega_z(t) = 4 + 10^{-3}t^2 \end{cases}$$

$$\begin{cases} f_x(t) = 4\sin(t)\cos(t) \\ f_y(t) = 3\cos(2t)\cos(t) \\ f_z(t) = 2\cos(2t)\cos(0.5t) \end{cases}$$

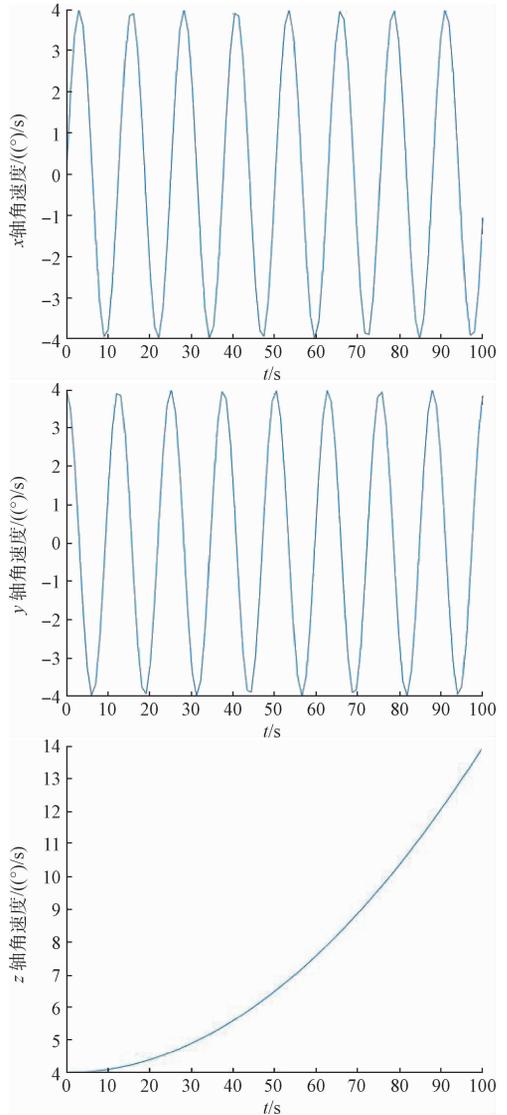


图 3 九加计角速度解算仿真曲线

九加计角速度解算仿真曲线如图 3 所示。由图 3 可见 x 轴角速度与 y 轴角速度都呈现理想正弦曲线形状,从 x 轴角速度与 y 轴角速度的波形都在 $-4 \sim 4$ ($^\circ$)/s 之间上下浮动。

通过仿真给出了 100 s 以内的 x 轴、 y 轴、 z 轴的角速度解算误差,从图 4 中可以看出 x 轴角速度的解算误差与 y 轴角速度的解算误差有界,其中 x 轴角速度误差在 $0 \sim 0.014$ ($^\circ$)/s, y 轴角速度误差约在 $2.991 \sim 3.009$ ($^\circ$)/s,角速度误差范围较小,如图 4 所示。

经过实际的测量解算得出九加速度计配置方式的角速度解算曲线,如图 5 所示。当载体静止时各轴的角速度几乎为 0,当有略微的白噪声干扰时,各轴的角速度出现突然

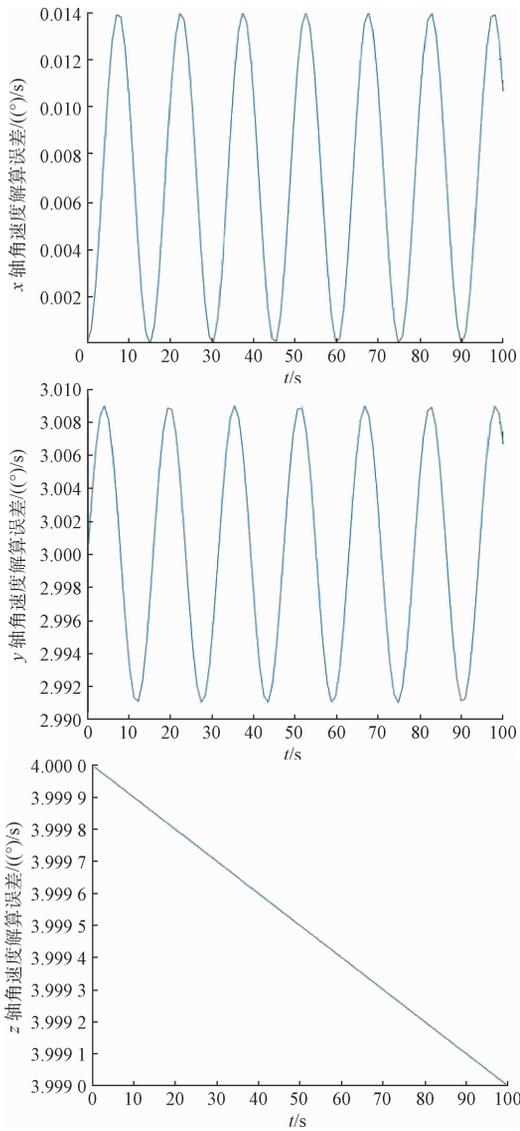


图4 九加计角速度误差仿真曲线

地起伏,噪声的干扰导致的角速度通常在 $-0.02 \sim 0.02(^{\circ})/s$ 之间,其中 y 轴的角速度在噪声干扰下出现了 $0.06(^{\circ})/s$ 的较高值,在 $14\ 000\ s$ 时转动载体,各轴的角速度也出现了相应的变化,输出了各轴上的角速度,该系统的

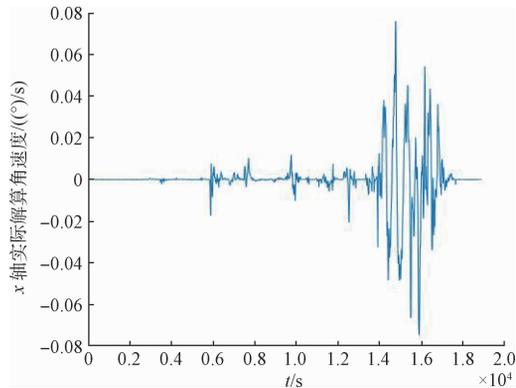


图5 九加计角速度实际解算曲线

角速度解算成功。

4 结 论

无陀螺捷联惯导系统与普通捷联惯导相比没有了陀螺仪,仅用加速度计作为敏感元件,因此大大降低了系统的成本与功耗^[13-15]。又因为普通MEMS加速度计的抗过载能力较普通MEMS陀螺仪大的多,因此可以弥补普通MEMS陀螺仪无法测量大过载的载体的缺点。整个无陀螺捷联惯导系统结构简单,特别适合用于具有大动态工作范围和大过载的短时战术导弹。在此基础上本文设计的九加速度计配置方案与安装结构更加简单,从而对工程上的安装与检修提供了很大的便利,并且对于载体角加速度的求解采用了开方算法,由上文的分析计算中可以看出能够解算得到短时有界的载体姿态角速度,与此同时由常值零偏和随机漂移所引起的角速度瞬时误差在短时间内较低,但是由于该方法在实际测试中发现较长时间后数据漂移较大,因此需要使用组合导航或采用更好的卡尔曼滤波进行误差的降低和估计,该配置方式简易可行,若对其误差进行研究后设计更好的卡尔曼滤波算法后,可以获得更大的精度。

参考文献

- [1] 陈可,朱春云,于华南. 旋转弹用MEMS惯导自主误差抑制方法[J]. 战术导航技术,2012,(6):79-85.

- [2] 马国梁,李岩,葛敬飞. 磁阻传感器测量旋转弹滚转姿态的原理分析[J]. 弹道学报,2012,24(1):32-36.
- [3] 曲明哲,罗新恒,温瑞智. MEMS 加速度传感器噪声分析[J]. 地震工程与工程震动,2014,(6):26-32.
- [4] 郭晶晶. 常用姿态测试技术的综述[J]. 山西电子技术,2013(5):87-89.
- [5] 万晓凤,康利平,余运俊,等. 互补滤波算法在四旋翼飞行器姿态解算中的应用[J]. 测控技术 2015,34(2):8-11.
- [6] 郑健. 基于 9 轴传感器的姿态参考系统研究与实现[D]. 成都:电子科技大学,2013.
- [7] 陈孟元,谢义建,陈跃东. 基于四元数改进型互补滤波的 MEMS 姿态解算[J]. 电子测量与仪器学报,2015,29(9):1391-1397.
- [8] 王涵毅. 无陀螺惯性组合导航系统滤波方法研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工程大学,2010.
- [9] 王秀芝. 无陀螺捷联惯导算法在 DSP 上的实现研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工程大学,2012.
- [10] 李成刚,谢志红,尤晶晶,等. 新型无陀螺捷联惯导系统导航方案设计与建模[J]. 中国惯性技术学报,2015,23(3):303-310.
- [11] 段精婧,马铁华,范锦彪. 基于无陀螺捷联惯导系统的四元数算法[J]. 探测与控制学报,2010,32(1):15-18.
- [12] 赵鑫炉,张晓明,龙达峰,等. 旋转弹用滚转角磁测系统设计[J]. 传感技术学报,2013,26(9):1309-1313.
- [13] 杜杉杉,吴昊,张继文,等. 一种面向 AHRS 的改进互补滤波融合算法[J]. 理论与方法,2015,34(3):13-18.
- [14] 奔粤阳,杨晓龙,李倩,等. 重力辅助阻尼捷联惯性导航系统[J]. 仪器仪表学报,2014,35(7):1482-1488.
- [15] 刘志平. 无陀螺捷联惯导系统若干关键技术研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工程大学,2010.

作者简介

王东江,硕士研究生在读,主要研究方向为捷联惯性导航系统等。

E-mail:756274134@qq.com