

文章编号 1004-924X(2008)10-1956-07

捷联惯导系统姿态解算模块的实现

杜海龙^{1,2}, 张荣辉^{1,2}, 刘平³, 郑喜凤¹, 贾宏光¹, 马海涛^{4,1}

(1. 中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033; 2. 中国科学院 研究生院, 北京 100039;
3. 大庆职业学院, 黑龙江 大庆 163255; 4. 吉林大学 通信工程学院, 吉林 长春 130012)

摘要:提出了一种实现捷联惯性导航系统姿态解算模块的方法。基于 DSP 的硬件平台和四元数的数学平台, 设计了捷联惯性导航系统的姿态解算模块。介绍了捷联惯性导航系统的工作原理和姿态解算的基本算法, 并给出了四元数法的四阶龙格-库塔数值解法。设计了姿态解算模块的硬件电路和软件实现程序。实验测试结果表明, 在增量角 $< 5^\circ$ 的情况下, 用四阶龙格-库塔法进行姿态解算, 误差 $< 0.0053\%$; 应用 TMS320C6713B 进行硬件电路设计, 每次解算时间 $< 36 \mu\text{s}$, 能够满足捷联惯性导航系统对精度和速度的要求。

关键词:捷联系统; 惯性导航; 姿态解算; 四元数

中图分类号:V448.22 **文献标识码:**A

Realization of attitude algorithm module in strapdown inertial guidance system

DU Hai-long^{1,2}, ZHANG Rong-hui^{1,2}, LIU Ping³, ZHENG Xi-feng¹, JIA Hong-guang¹, MA Hai-tao^{4,1}

(1. *Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China;*

2. *Graduate University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100039, China;*

3. *Daqing Vocational College, Daqing 163255, China;*

4. *School of Communication Engineering, Jilin University, Changchun 130012, China*)

Abstract: A method to realize attitude algorithm module in strapdown inertial guidance is presented. Based on the digital signal processor and quaternions, an attitude algorithm module in strapdown inertial guidance is designed. The working principle of trapdown inertial guidance, the attitude algorithm and the numerical method are introduced. The circuit and software of attitude algorithm are designed. The test results show that the relative error is less than 0.0053% with 4 order Runge-Kutta when the increment is less than 5° ; it can meet the demands of trapdown inertial guidance, when the algorithm time is less than $36 \mu\text{s}$ with TMS320C6713B.

Key words: strapdown system; inertial guidance; attitude algorithm; quaternion

收稿日期: 2008-08-07; 修订日期: 2008-09-05.

基金项目: 吉林省杰出青年基金资助项目 (No. 20060115); 中国科学院“三期创新”平台资助项目

1 引言

捷联惯性导航技术是一门综合性技术,用于对运动体的姿态、速度和位置参数的确定,该项技术广泛应用于航天、航空、航海和大地测量等领域。由于捷联惯性导航不受外界电磁和气象环境干扰,不依赖于外界条件,并且具有良好的隐蔽性,真正地实现了自主导航,成为自主式测量的最佳手段,使得惯性导航技术在军事上具有特殊的应用价值。目前,在发达国家,捷联惯性导航系统广泛用于机器人、无人飞机和精确制导炸弹等飞行器的导航控制中。

捷联惯导系统是通过提取陀螺和加速度计的测量值实时地计算姿态矩阵,进而从姿态矩阵的元素中获得运动载体的姿态和航向信息来进行导航计算的。姿态解算算法是捷联惯导系统算法的核心,也是影响捷联惯导系统精度的主要因素之一,因此设计和采用合理的姿态解算算法就成为需要研究的课题。

目前,国内的飞行器采用的计算机大多是冯·诺伊曼结构的通用型微处理器,这些通用型微处理器的乘法用软件实现,常常需要若干个机器周期才能完成,而且由于同时运行多个进程,使数据处理速度较慢。并且采用这些微处理器的器件体积大,功耗大,电路结构复杂,可靠性低,成本高,无法更好地满足当代捷联惯性导航系统对小型化、高精度、实时性的要求。

对于嵌入式数字信号处理系统,基于数字信号处理器(DSP)的实时信号处理系统具有速度快、可靠性高、成本低、开发周期短等特点。DSP是专为高速数字信号处理而设计的微处理器,其改进的哈佛结构、先进的多总线和多级流水线机制、专用的硬件乘法器、高效的指令集,使其易于处理嵌入式各种信号的滤波、信息融合算法,而不会牺牲系统的实时性。此外,DSP芯片中集成了RAM存储器和各种外设接口,便于系统的设计和调试。综上所述,DSP系统具有速度快、精度高、体积小、成本低、可靠性高以及抗干扰能力强等优点,可以满足捷联式惯性导航系统对硬件平台的要求^[1-2]。

2 捷联惯性导航系统的工作原理

捷联惯性导航系统的工作是把捷联惯性测量装置测量的运载体信息处理成导航所需要的各种信息,形成控制指令,控制运载体按预定轨道运行。

惯性导航的基本原理是以牛顿力学定律为基础,在运载体内用加速度表和陀螺测量运载体加速度和角速度,通过积分运算获得运载体姿态、速度和位置的信息,利用这些信息进行导航。

捷联惯性导航系统的关键是高精度的惯性测量仪表和高性能的计算机以及软件设计。捷联惯性导航系统的特点是把惯性测量元件加速度表和陀螺直接固连在运载体上,这些元件测量出沿载体坐标系三轴的运载体的角速度和线加速度,计算机实时计算出姿态矩阵,通过姿态矩阵把加速度计测量的载体坐标系的轴向加速度信息变换到导航坐标系。捷联惯性导航原理框图如图 1 所示。

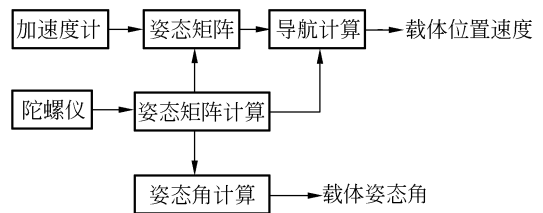


图 1 捷联惯性导航原理框图

Fig. 1 Schematic diagram of strapdown inertial guidance

3 捷联惯性导航姿态解算的基本算法

捷联惯性导航的姿态解算主要是完成坐标系的变换。即将运载体相对于载体坐标系下测得的加速度和角速率转换到导航坐标系下,同时计算出运载体的姿态、速度和位置。常用的算法有欧拉角法、方向余弦法和四元数法。由于欧拉角法求解时,方程中存在奇点,所以不能用于全姿态飞行器上。方向余弦法虽然可以全姿态解算,但是由于计算量大,所有也不能用于飞行器姿态实时解算。现在常用的方法是四元数法,由于其计算无奇点,计算量小,所以常用于飞行器实时解算。

3.1 四元数法

四元数(四维数)的概念是 1843 年由哈密顿首先提出的,他是代数学中的内容之一。近些年来,随着控制理论、惯性技术、计算技术,特别是捷联惯性导航技术的发展,为了更简便地描述刚体的角运动,设计控制系统,人们采用了四元数这个数学工具,用它来描述刚体角运动的 3 个欧拉角参数在设计控制系统时的不足^[3]。

四元数是指由 1 个实数单位 λ 和 3 个虚数单位 p_1, p_2, p_3 组成的数,表示为:
 $q = \lambda + p_1 i + p_2 j + p_3 k$ 。其中 i, j, k 为 3 个虚数单位,也可以看成是三维空间的单位矢量。

3.2 基于四元数法的姿态解算算法^[4-8]

(1)在捷联惯性导航中,初始四元数确定计算如下:

$$\begin{bmatrix} \lambda(0) \\ p_1(0) \\ p_2(0) \\ p_3(0) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \frac{\psi_0}{2} \cos \frac{\theta_0}{2} \cos \frac{\gamma_0}{2} + \sin \frac{\psi_0}{2} \sin \frac{\theta_0}{2} \sin \frac{\gamma_0}{2} \\ \cos \frac{\psi_0}{2} \cos \frac{\theta_0}{2} \sin \frac{\gamma_0}{2} - \sin \frac{\psi_0}{2} \sin \frac{\theta_0}{2} \cos \frac{\gamma_0}{2} \\ \cos \frac{\psi_0}{2} \sin \frac{\theta_0}{2} \cos \frac{\gamma_0}{2} + \sin \frac{\psi_0}{2} \cos \frac{\theta_0}{2} \sin \frac{\gamma_0}{2} \\ \sin \frac{\psi_0}{2} \cos \frac{\theta_0}{2} \cos \frac{\gamma_0}{2} - \cos \frac{\psi_0}{2} \sin \frac{\theta_0}{2} \sin \frac{\gamma_0}{2} \end{bmatrix}, \quad (1)$$

式中, λ, P_1, P_2, P_3 为四元数; $\lambda_0, p_1(0), p_2(0), p_3(0)$ 为初始四元数; $\theta_0, \psi_0, \gamma_0$ 为初始姿态角。

(2)四元数微分方程的四阶龙格-库塔数值解法如下:

$$\begin{cases} K_{10} = \frac{1}{2}[-\omega_x(t)P_1(t) - \omega_y(t)P_2(t) - \omega_z(t)P_3(t)] \\ K_{11} = \frac{1}{2}[\omega_x(t)\lambda(t) + \omega_z(t)P_2(t) - \omega_y(t)P_3(t)] \\ K_{12} = \frac{1}{2}[\omega_y(t)\lambda(t) - \omega_z(t)P_1(t) + \omega_x(t)P_3(t)] \\ K_{13} = \frac{1}{2}[\omega_z(t)\lambda(t) + \omega_y(t)P_1(t) - \omega_x(t)P_2(t)] \end{cases}, \quad (2)$$

$$\begin{cases} A_0 = \lambda(t) + \frac{K_{10}T}{2} \\ A_1 = P_1(t) + \frac{K_{11}T}{2} \\ A_2 = P_2(t) + \frac{K_{12}T}{2} \\ A_3 = P_3(t) + \frac{K_{13}T}{2} \end{cases}, \quad (3)$$

$$\begin{cases} K_{20} = \frac{1}{2}[-\omega_x(t + \frac{T}{2})A_1 - \omega_y(t + \frac{T}{2})A_2 - \omega_z(t + \frac{T}{2})A_3(t)] \\ K_{21} = \frac{1}{2}[\omega_x(t + \frac{T}{2})A_0 + \omega_z(t + \frac{T}{2})A_2(t) - \omega_y(t + \frac{T}{2})A_3(t)] \\ K_{22} = \frac{1}{2}[\omega_y(t + \frac{T}{2})A_0 - \omega_z(t + \frac{T}{2})A_1(t) + \omega_x(t + \frac{T}{2})A_3(t)] \\ K_{23} = \frac{1}{2}[\omega_z(t + \frac{T}{2})A_0 + \omega_y(t + \frac{T}{2})A_1(t) - \omega_x(t + \frac{T}{2})A_2(t)] \end{cases}, \quad (4)$$

$$\begin{cases} B_0 = \lambda(t) + \frac{K_{20}T}{2} \\ B_1 = P_1(t) + \frac{K_{21}T}{2} \\ B_2 = P_2(t) + \frac{K_{22}T}{2} \\ B_3 = P_3(t) + \frac{K_{23}T}{2} \end{cases}, \quad (5)$$

$$\begin{cases} K_{30} = \frac{1}{2}[-\omega_x(t + \frac{T}{2})B_1 - \omega_y(t + \frac{T}{2})B_2 - \omega_z(t + \frac{T}{2})B_3(t)] \\ K_{31} = \frac{1}{2}[\omega_x(t + \frac{T}{2})B_0 + \omega_z(t + \frac{T}{2})B_2(t) - \omega_y(t + \frac{T}{2})B_3(t)] \\ K_{32} = \frac{1}{2}[\omega_y(t + \frac{T}{2})B_0 - \omega_z(t + \frac{T}{2})B_1(t) + \omega_x(t + \frac{T}{2})B_3(t)] \\ K_{33} = \frac{1}{2}[\omega_z(t + \frac{T}{2})B_0 + \omega_y(t + \frac{T}{2})B_1(t) - \omega_x(t + \frac{T}{2})B_2(t)] \end{cases}, \quad (6)$$

$$\begin{cases} C_0 = \lambda(t) + K_{30}T \\ C_1 = P_1(t) + K_{31}T \\ C_2 = P_2(t) + K_{32}T \\ C_3 = P_3(t) + K_{33}T \end{cases}, \quad (7)$$

$$\begin{cases} K_{40} = \frac{1}{2}[-\omega_x(t+T)C_1 - \omega_y(t+T)C_2 - \omega_z(t+T)C_3(t)] \\ K_{41} = \frac{1}{2}[\omega_x(t+T)C_0 + \omega_z(t+T)C_2(t) - \omega_y(t+T)C_3(t)] \\ K_{42} = \frac{1}{2}[\omega_y(t+T)C_0 - \omega_z(t+T)C_1(t) + \omega_x(t+T)C_3(t)] \\ K_{43} = \frac{1}{2}[\omega_z(t+T)C_0 + \omega_y(t+T)C_1(t) - \omega_x(t+T)C_2(t)] \end{cases}, \quad (8)$$

$$\begin{cases} \lambda(t+T) = \lambda(t) + \frac{T}{6}(K_{10} + 2K_{20} + 2K_{30} + K_{40}) \\ P_1(t+T) = P_1(t) + \frac{T}{6}(K_{11} + 2K_{21} + 2K_{31} + K_{41}) \\ P_2(t+T) = P_2(t) + \frac{T}{6}(K_{12} + 2K_{22} + 2K_{32} + K_{42}) \\ P_3(t+T) = P_3(t) + \frac{T}{6}(K_{13} + 2K_{23} + 2K_{33} + K_{43}) \end{cases}, \quad (9)$$

式中, $\omega_x(t)$ 为 x 轴 n 时刻角速度; $\omega_y(t)$ 为 y 轴 n 时刻角速度; $\omega_z(t)$ 为 z 轴 n 时刻角速度。 $\omega_x(t + \frac{T}{2})$ 为 x 轴 n 时刻与 $n+1$ 时刻角速度的中值; $\omega_y(t + \frac{T}{2})$ 为 y 轴 n 时刻与 $n+1$ 时刻角速度的中值; $\omega_z(t + \frac{T}{2})$ 为 z 轴 n 时刻与 $n+1$ 时刻角速度的中值。 $\omega_x(t+T)$ 为 x 轴 $n+1$ 时刻角速度; $\omega_y(t+T)$ 为 y 轴 $n+1$ 时刻角速度; $\omega_z(t+T)$ 为 z 轴 $n+1$ 时刻角速度。

(3) 姿态矩阵的计算如下:

$$C_E^b = \begin{bmatrix} \lambda^2 + p_1^2 - p_2^2 - p_3^2 & 2(p_1 p_2 + \lambda p_3) & 2(p_1 p_3 - \lambda p_2) \\ 2(p_1 p_2 - \lambda p_3) & \lambda^2 + p_2^2 - p_1^2 - p_3^2 & 2(p_2 p_3 + \lambda p_1) \\ 2(p_1 p_3 + \lambda p_2) & 2(p_2 p_3 - \lambda p_1) & \lambda^2 + p_3^2 - p_1^2 - p_2^2 \end{bmatrix}, \quad (10)$$

简易表示为:

$$\begin{bmatrix} \Delta\omega_{xE} \\ \Delta\omega_{yE} \\ \Delta\omega_{zE} \end{bmatrix}_k = \begin{bmatrix} \lambda^2 + p_1^2 - p_2^2 - p_3^2 & 2(p_1 p_2 + \lambda p_3) & 2(p_1 p_3 - \lambda p_2) \\ 2(p_1 p_2 - \lambda p_3) & \lambda^2 + p_2^2 - p_1^2 - p_3^2 & 2(p_2 p_3 + \lambda p_1) \\ 2(p_1 p_3 + \lambda p_2) & 2(p_2 p_3 - \lambda p_1) & \lambda^2 + p_3^2 - p_1^2 - p_2^2 \end{bmatrix}_k \begin{bmatrix} \Delta\omega_{xb} \\ \Delta\omega_{yb} \\ \Delta\omega_{zb} \end{bmatrix}_k, \quad (16)$$

式中, ω_{ib} 为惯性器件的数字输出信号。

速度计算:

$$\begin{bmatrix} v_{xE} \\ v_{yE} \\ v_{zE} \end{bmatrix}_{k+1} = \begin{bmatrix} v_{xE} \\ v_{yE} \\ v_{zE} \end{bmatrix}_k + \begin{bmatrix} \sum_{j=1}^n \Delta\omega_{xE}(j) \\ \sum_{j=1}^n \Delta\omega_{yE}(j) \\ \sum_{j=1}^n \Delta\omega_{zE}(j) \end{bmatrix}_k, \quad (17)$$

位置计算:

$$\begin{bmatrix} x_E \\ y_E \\ z_E \end{bmatrix}_{k+1} = \begin{bmatrix} x_E \\ y_E \\ z_E \end{bmatrix}_k + T_2 \begin{bmatrix} v_{xE} \\ v_{yE} \\ v_{zE} \end{bmatrix}_k + T_1 \begin{bmatrix} \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n \Delta\omega_{xE}(j) - \frac{1}{2} \sum_{j=1}^n \Delta\omega_{xE}(j) \\ \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n \Delta\omega_{yE}(j) - \frac{1}{2} \sum_{j=1}^n \Delta\omega_{yE}(j) \\ \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n \Delta\omega_{zE}(j) - \frac{1}{2} \sum_{j=1}^n \Delta\omega_{zE}(j) \end{bmatrix}.$$

(18)

$$C_E^b = \begin{bmatrix} T_{11} & T_{12} & T_{13} \\ T_{21} & T_{22} & T_{33} \\ T_{31} & T_{32} & T_{33} \end{bmatrix}, \quad (11)$$

式中, b 表示弹体坐标系, E 表示导航坐标系。

(4) 飞行姿态角的计算如下:

$$\theta = -\arcsin(T_{13}(n)), \quad (12)$$

式中, θ 为俯仰角。

$$\psi = \arctan\left(\frac{T_{12}(n)}{T_{11}(n)}\right), \quad (13)$$

式中, ψ 为偏航角。

$$\gamma = \arctan\left(\frac{T_{23}(n)}{T_{33}(n)}\right), \quad (14)$$

式中, γ 为滚转角。

(5) 飞行速度、位置的计算如下:

$$T_2 = nT_1, \quad (15)$$

式中, T_1 为采样周期; T_2 导航计算周期。

4 系统设计与分析

捷联惯性导航系统由数据采集模块、姿态解算模块、通信模块、电源模块和数据存储模块等组成^[7], 其结构框图如图 2 所示。

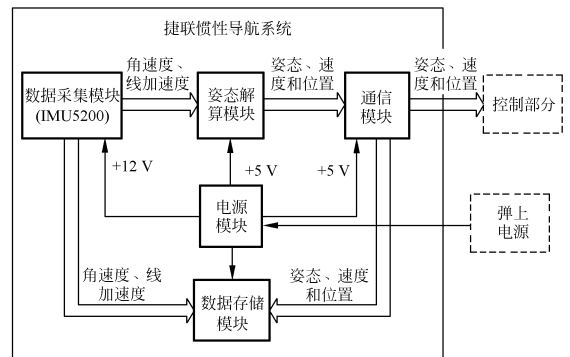


图 2 捷联惯性导航系统结构框图

Fig. 2 Structure chart of strapdown inertial guidance

4.1 姿态解算模块的功能

4.1.1 模块的启动和自检测

模块启动后,各部分的工作是否正常,要通过自检测程序加以检测,其中包括电源、惯性仪表和串行口等。

4.1.2 系统初始化

系统初始化包括 3 项任务:

- (1) 给定运载体的初始位置和初始姿态值;
- (2) 在捷联惯性导航系统中,初始对准,确定姿态矩阵的初始值;
- (3) 惯性仪表校正,输入运载体上惯性仪表标定系数,并将陀螺、加速度计的标定系数及补偿系数读入计算机,这是提高系统精度的重要保证。

4.1.3 惯性仪表的误差补偿

为提高系统精度,首先对读入的数据进行中值滤波,然后对惯性仪表的误差进行补偿,计算机内通过软件实现误差补偿。

4.1.4 姿态矩阵计算

姿态矩阵计算是捷联惯性导航算法中最重要的一部分,也是捷联系统所特有的。

4.1.5 导航计算

导航计算就是把惯性测量装置测得的载体坐标系下的量值,变换到导航坐标系中,然后计算出运载体的姿态、速度和位置等导航所需要的信息。

4.1.6 导航和控制计算

导航计算指的是按照导航规律算出控制运载体运动的控制指令;控制计算就是根据稳定控制系统设计所需要的控制算法,形成控制信号。

4.2 姿态解算模块的硬件电路设计

姿态解算模块是捷联惯性导航系统的核心模块,其功能是将测得的载体坐标系下的加速度和

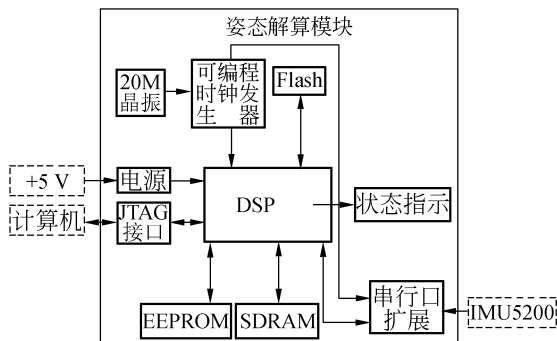


图 3 姿态解算模块结构框图

Fig. 3 Structure chart of attitude algorithm module

角速度信息,变换到导航坐标系下,并计算出运载体的姿态、速度和位置信息,用于导航,其结构框图如图 3 所示。

其中,DSP 完成姿态解算的运算部分,FLASH 完成程序的存储,EEPROM 内部存放运载体的初始姿态和位置,状态显示部分完成系统自检及初始化的显示。

4.3 捷联惯性导航姿态解算模块时间分配

根据姿态解算模块的功能,将其工作过程分为数据读入、数据解码、姿态解算、数据编码和数据输出,时间构成如表 1 所示。

表 1 姿态解算模块时间构成(单位:ms)

Tab. 1 Time composition of attitude algorithm(Unit:ms)

数据读入	数据解码	姿态解算	数据编码	数据输出
4.5	1	3.2	1	0.3

数据读入时间:

$$(19 \text{ Byte} \times 9 \text{ bit/Byte}) / 38\,400 \text{ bits/s} \approx 4.5 \text{ ms}$$

数据输出时间:

$$(36 \text{ Byte} \times 9 \text{ bit/Byte}) / 1.5 \text{ Mbit/s} \approx 0.3 \text{ ms}$$

4.4 捷联惯性导航姿态解算软件设计

根据姿态解算模块的功能^[9],设计了姿态解算的软件,流程图如图 4 所示。

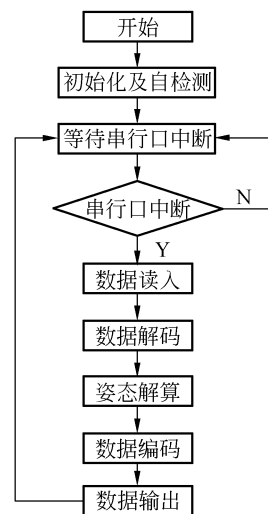


图 4 姿态解算流程图

Fig. 4 Flowchart of attitude algorithm

5 实验过程、结果及误差分析

5.1 求姿态解算的最大相对误差及解算时间

设置时间间隔为 0.01 s,角速度分别为 500 °/s 和 50 °/s,并计算相对误差,然后输出整个计算过程中的最大误差,从而得到解算过程中的最大误差。

令整个解算运行 120 s,并计算解算的次数,然后用所得到的时间除以循环次数,求得每次姿态解算所用时间。

5.2 姿态解算的结果及误差分析

(1)增量角为 5°, $T=0.01$ s, $\omega=500$ °/s,如表 2 所示。

(2)增量角为 0.5°, $T=0.01$ s, $\omega=50$ °/s,如表 3 所示。

表 2 $\Delta=5^\circ$ 姿态解算结果

Tab. 2 Results of attitude algorithm as $\Delta=5^\circ$

	滚转误差/%	俯仰误差/%	偏航误差/%	解算时间/ μ s
二阶算法	0.60	0.60	0.60	30
四阶算法	5.7×10^{-5}	0.005 3	5.7×10^{-5}	36

表 3 $\Delta=0.5^\circ$ 姿态解算结果

Tab. 3 Results of attitude algorithm as $\Delta=0.5^\circ$

	滚转误差/%	俯仰误差/%	偏航误差/%	解算时间/ μ s
二阶算法	0.057	0.057	0.057	30
四阶算法	5.5×10^{-9}	1.5×10^{-8}	5.5×10^{-9}	36

其中: T 为采样时间间隔, ω 为旋转角速率。

通过数据对比,可以看出,提高计算阶数和减小解算步长,都可以减小解算误差。提高解算阶数,增加了相应的解算时间;减小步长,需要提高数据的采样频率。

6 结 论

本文提出了一种捷联惯性导航系统的姿态

解算的实现方法。实验结果表明,四阶龙格-库塔法进行姿态解算,误差 $<0.0053\%$,能够满足捷联惯性导航系统的精度要求;应用 TMS320C6713B 进行硬件电路设计,每次解算时间 $<36 \mu$ s,能够满足捷联惯性导航的实时性要求。提高计算阶数和提高采样频率,可以减小误差,但是增加了 DSP 的计算量,必须选择更高主频的 DSP,增加了成本。

参考文献:

- [1] 陆元九. 惯性器件[M]. 北京:中国宇航出版社,1990.
LU Y J. *Inertial Device*[M]. Beijing: China Aerospace Press,1990. (in Chinese)
- [2] SPRS249B. TMS320C6713B Floating-point Digital Signal Processor[G]. Texas Instrument,2006.
- [3] 邓正隆. 惯性技术[M]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学出版社,2006.
DENG ZH L. *Inertial Technology*[M]. Harbin: Harbin Institute of Technology Press,2006. (in Chinese)
- [4] 于本水. 防空导弹总体设计[M]. 北京:中国宇航出版社,1982.
YU B SH. *Overall Design of Anti-aircraft Missile*[M]. Beijing: China Aerospace Press,1982. (in Chinese)
- [5] 王玫,张炎华. 捷联惯性导航的工程实现[J]. 哈尔滨商业大学学报,2005,21(4):470-474.
WANG M, ZHANG Y H. Study on engineering implementation of strapdown inertial navigation[J]. *Journal of*

Harbin University of Commerce (Natural Sciences Edition), 2005, 21(4): 470-474. (in Chinese)

- [6] 赵峰,袁东风,张海霞,等. 多 DSP 图像压缩实时并行处理系统[J]. 光学精密工程, 2007, 15(9): 1451-1455.
ZHAO F, YUAN D F, ZHANG H X, *et al.*. Multi-DSP real-time parallel processing system for image compression [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2007, 15(9): 1451-1455. (in Chinese)
- [7] 崔中兴. 惯性导航系统[M]. 北京: 国防工业出版社, 1982.
CUI ZH X. *Inertial Navigation System* [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1982. (in Chinese)
- [8] 翟林培, 刘明, 修吉宏. 考虑飞机姿态角时倾斜航空相机像移速度计算[J]. 光学精密工程, 2006, 14(3): 490-494.
ZAI L P, LIU M, XIU J H. Calculation of image motion velocity considering airplane gesture angle in oblique aerial camera [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2006, 14(3): 490-494. (in Chinese)
- [9] 张鹏飞, 汤建勋, 龙兴武. 基于 DSP 的捷联惯导计算机系统的设计与开发[J]. 计算机工程, 2007, 33(2): 244-248.
ZHANG P F, TANG J X, LONG X W. Design and development of the navigation computer system based on DSP for SINS [J]. *Computer Engineering*, 2007, 33(2): 244-248. (in Chinese)
- [10] 刘延斌, 许晖, 徐长吉, 等. 四元数矩阵在航天相机像面位置求解中的应用[J]. 光学精密工程, 2004, 12(2): 136-140.
LIU Y B, XU H, XU CH J, *et al.*. Application of quaternion matrix in resolution of aerospace camera im age plane position [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2004, 12(2): 136-140. (in Chinese)

作者简介: 杜海龙(1983—), 男, 博士研究生, 主要从事数字信号处理方面的研究。E-mail: dhlmao@126.com

导师简介: 贾宏光(1971—), 男, 研究员, 博士生导师, 主要从事数字信号处理及精密机械方面的研究。E-mail: jiahg@ci-omp. ac. cn

● 下期预告

基于空间编码投影法测量三维大物体面形

刘 晨, 金施群, 费业泰, 唐黎莺, 姜 晨

(合肥工业大学 仪器科学与光电工程学院, 安徽 合肥 230009)

三维图像拼接技术是实现大型物体形貌测量的关键技术。在图像控制点约束的基础上, 提出了一种实现三维图像拼接的新方法, 即将一伪随机空间编码投射到一大型物体表面, 然后用 CCD 在不同视角拍摄不同视场中的物体, 利用重叠区域相同的某一窗口特征点进行配准, 采用四元组法求取坐标转换矩阵, 从而实现大范围自由曲面三维形貌的测量。实验结果表明: 基于空间编码的图像拼接新方法, 可以实现大尺度三维面形的测量, 拼接数据相对误差 $< 0.8\%$ 。