

文章编号 1004-924X(2008)10-1963-08

基于四元数法的捷联式惯性导航系统的姿态解算

张荣辉^{1,2}, 贾宏光¹, 陈涛¹, 张跃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)

摘要: 载体的姿态解算算法是实现捷联式惯性导航系统精确导航的核心技术之一。分析了欧拉法、方向余弦法、四元数法求解姿态矩阵的优缺点, 采用四元数法与方向余弦法两种解算方法分别计算载体姿态, 两种方法的计算结果之差与理论真值比较以得到解算的相对误差, 从而验证了四元数法的正确性和有效性。最后, 指出提高采样频率和采用高阶计算算法能进一步减小姿态解算误差。数字化仿真与转台试验结果表明, 本文提出的载体姿态解算算法的理论数值相对误差为 $10^{-10}\%$, 测试实验相对误差为 $10^{-3}\%$, 计算时间为 $36\ \mu\text{s}$, 具有良好的实时性。

关键词: 捷联惯导系统; 姿态解算; 四元数法; 飞行导航控制技术

中图分类号: V448.22 **文献标识码:** A

Attitude solution for strapdown inertial navigation system based on quaternion algorithm

ZHANG Rong-hui^{1,2}, JIA Hong-guang¹, CHEN Tao¹, ZHANG Yue¹(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*)

Abstract: The attitude solution for carrier is one of the key technologies for precision navigation of Strapdown Inertial Navigation System (SINS). In this paper, the strongpoints and defects of Euler algorithm, direction cosine algorithm and quaternion algorithm were analyzed. Then, the carrier attitude was computed separately according to quaternion algorithm and direct cosine algorithm, and the comparative deviation was obtained by contrasting these two solution deviation with theory results. These comparisons prove the validity of quaternion algorithm and conclude that increasing sampling frequency and adopting high-level compute algorithm can lower compute deviation. Digital simulation and experiment results show that the carrier attitude solution relative deviation is $10^{-10}\%$ with numerical theory and $10^{-3}\%$ with test experiment results, the compute time is $36\ \mu\text{s}$. The proposed attitude solution method can satisfy the real-time demand, and can offer a useful reference for strapdown inertial navigation technology applied in engineering.

Key words: Strapdown Inertial Navigation System (SINS); attitude solution; quaternion algorithm; navigation and control technology of aircraft

收稿日期: 2008-08-07; 修订日期: 2008-09-03.

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

捷联惯导是一种自主式的导航方法。该方法将陀螺仪和加速度计直接安装在载体上,省掉机电式导航平台,利用计算机软件建立一个“数学平台”来代替机电平台实体^[1]。由于其结构简单且抗干扰能力强,目前已成为航空航天、航海、机器人、智能交通等领域的研究热点之一。

姿态解算是捷联式惯性导航系统的关键技术,通过姿态矩阵可以得到载体的姿态和导航参数计算需要的数据,是捷联式惯导算法中的重要工作。载体的姿态和航向体现了载体坐标系与导航坐标系之间的方位关系,确定两个坐标系之间的方位关系需要借助矩阵法和力学中的刚体定点运动的位移定理。通过矩阵法推导方向余弦表,而刚体定点运动的位移定理表明,定点运动刚体的任何有限位移都可以绕过定点的某一轴经过一次转动来实现。目前描述动坐标相对参考坐标系方位关系的方法有多种,可简单地将其分为 3 类,即三参数法、四参数法和九参数法^[1-2]。三参数法也叫欧拉角法,四参数法通常指四元数法,九参数法称作方向余弦法。欧拉角法由于不能用于全姿态飞行运载体上而难以广泛用于工程实践,且实时计算困难。方向余弦法避免了欧拉法的“奇点”现象,但方程的计算量大,工作效率低。随着飞行运载体导航控制系统的迅速发展和数字计算机在运动控制中的应用,控制系统要求导航计算环节能更加合理地描述载体的刚体空间运动,四元数法的研究得到了广泛重视。本文全面分析了 3 种解算方法的特点,通过对比四参法与九参法的计算结果以验证四元数法的正确性和有效性,基于数值仿真和转台实验相结合的分析方法得到进一步减少姿态解算误差的有效途径,为捷联式惯性导航技术的工程实践提供参考。

2 姿态矩阵的计算方法

由于载体的姿态方位角速率较大,所以针对姿态矩阵的实时计算提出了更高的要求。通常假定捷联系统“数学平台”模拟地理坐标系,即导航坐标系;而确定载体的姿态矩阵即为研究载体坐标系(b)和导航坐标系(E)的空间转动关系,一般

用载体坐标系相对导航坐标系的三次转动角确定,习惯上俯仰角和偏航角用 θ 和 ψ 表示,滚转角用 γ 表示。目前主要的研究方法为:欧拉法、方向余弦法与四元数法。图 1 为捷联式惯性导航原理图。

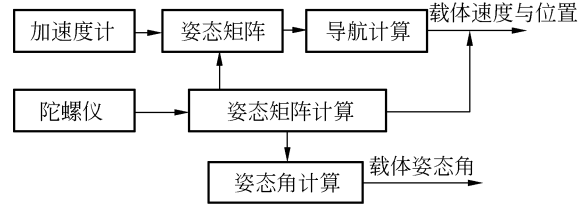


图 1 捷联式惯性导航原理图

Fig. 1 Principle of strapdown inertial navigation system

2.1 欧拉角微分方程式

一个动坐标系相对参考坐标系的方位可以完全由动坐标系依次绕 3 个不同的轴转动的 3 个角度来确定。如把载体坐标系作为动坐标系,把导航坐标系作为参考坐标系,则姿态角即为一组欧拉角,按一定的转动顺序得到导航坐标系到载体坐标系的关系。

$$\begin{bmatrix} \dot{\gamma} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \frac{1}{\cos \theta} \begin{bmatrix} \cos \theta & \sin \theta \sin \theta & \cos \theta \sin \theta \\ 0 & \cos \theta \cos \theta & -\sin \theta \cos \theta \\ 0 & \sin \theta & \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_{bEX}^b \\ \omega_{bEY}^b \\ \omega_{bEZ}^b \end{bmatrix}. \quad (1)$$

根据欧拉角微分方程,由角速度可以求解 3 个姿态角。欧拉角微分方程式只有 3 个,但每个方程 $\dot{x} = f(\cos x, \sin x)\omega$ 都含有三角函数的运算,计算速度慢,且方程会出现“奇点”,方程式退化,故不能全姿态工作。

2.2 方向余弦矩阵微分方程式

当一个坐标系相对另一个坐标系做一次或多次旋转后可得到另外一个新的坐标系,前者往往被称为参考坐标系或固定坐标系,后者被称为动坐标系,他们之间的相互关系可用方向余弦表来表示。方向余弦矩阵微分方程式可写为载体坐标系相对导航坐标系旋转角速度的斜对称矩阵表达式,方向余弦表是对这两种坐标系相对转动的一种数学描述。

$$\dot{C}_b^E = C_b^E \Omega_{bE}^b, \quad (2)$$

式中, Ω_{bE}^b 为载体坐标系相对导航坐标系旋转角速度的斜对称矩阵表达式。用方向余弦法计算姿态矩阵,没有方程退化问题,可以全姿态工作,但需

要求解 9 个微分方程 $\dot{C}_{ij}(x) = C_{ij}(x)\omega$, 计算量较大, 实时性较差, 无法满足工程实践要求。

2.3 四元数微分方程式

四元数的数学概念是 1843 年由哈密顿首先提出的, 它是代数学中的内容之一。随着捷联式惯性导航技术的发展, 为了更简便地描述刚体的角运动, 采用了四元数这个数学工具, 用它来弥补通常描述刚体角运动的 3 个欧拉角参数在设计控制系统时的不足。四元数可以描述一个坐标系或一个矢量相对某一个坐标系的旋转, 四元数的标量部分表示了转角的一半余弦值, 而其矢量部分则表示瞬时转轴的方向、瞬时转动轴与参考坐标系轴间的方向余弦值。因此, 一个四元数既表示了转轴的方向, 又表示了转角的大小, 往往称其为转动四元数。

工程上一般运用范数为 1 的特征四元数, 特征四元数的标量部分表示转角的一般余弦值, 其矢量部分表示瞬时转轴 n 的方向。比如式(3)表示矢量 \mathbf{R} 相对参考坐标系旋转一个转角 θ , 旋转轴 n 的方向由四元数的虚部确定, $\cos \alpha$ 、 $\cos \beta$ 、 $\cos \gamma$ 表示旋转轴 n 与参考坐标系轴间的方向余弦值。

$$\mathbf{R}' = q\mathbf{R}q', \quad (3)$$

式中: \mathbf{R} 为某矢量;

$$\mathbf{q} = \lambda + p_1\mathbf{i} + p_2\mathbf{j} + p_3\mathbf{k};$$

$$\lambda = \cos \frac{\theta}{2};$$

$$p_1 = \sin \frac{\theta}{2} \cos \alpha;$$

$$p_2 = \sin \frac{\theta}{2} \cos \beta;$$

$$p_3 = \sin \frac{\theta}{2} \cos \gamma.$$

四元数姿态矩阵微分方程式只要解 4 个一阶微分方程式组即可, 比方向余弦姿态矩阵微分方程式计算量有明显的减少, 能满足工程实践中对实时性的要求。

3 基于四元数法的姿态解算

验证四元数法的正确性和有效性是将算法应用于工程实践的首要前提, 在算法正确性的前提下应保证解算误差符合工程实践的需要。

3.1 四元数法正确性和有效性的验证

本文根据四元数法与方向余弦法两种解算方法进行计算, 通过对比两种方法的计算结果, 验证四元数法的正确性和有效性。

四元数法姿态矩阵计算的步骤如下:

(1) 初始四元数的确定, 如式(4)其输入为初始的姿态角。

$$\begin{bmatrix} \lambda(0) \\ p_1(0) \\ p_2(0) \\ p_3(0) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \frac{\psi_0}{2} \cos \frac{\theta_0}{2} \cos \frac{\gamma_0}{2} + \sin \frac{\psi_0}{2} \sin \frac{\theta_0}{2} \sin \frac{\gamma_0}{2} \\ \cos \frac{\psi_0}{2} \cos \frac{\theta_0}{2} \sin \frac{\gamma_0}{2} - \sin \frac{\psi_0}{2} \sin \frac{\theta_0}{2} \cos \frac{\gamma_0}{2} \\ \cos \frac{\psi_0}{2} \sin \frac{\theta_0}{2} \cos \frac{\gamma_0}{2} + \sin \frac{\psi_0}{2} \cos \frac{\theta_0}{2} \sin \frac{\gamma_0}{2} \\ \sin \frac{\psi_0}{2} \cos \frac{\theta_0}{2} \cos \frac{\gamma_0}{2} - \cos \frac{\psi_0}{2} \sin \frac{\theta_0}{2} \sin \frac{\gamma_0}{2} \end{bmatrix}, \quad (4)$$

(2) 四元数标量部分与矢量部分 λ 、 p_1 、 p_2 、 p_3 的实时计算, 输入信号为陀螺仪的数字输出信号 $\Delta\theta = \int_i^{i+\Delta t} \omega_{\#} dt$, 其中 i 为 x, y, z 。计算方法采用二阶龙格库塔法, 如式(5)。

$$\begin{cases} K_1 = \Omega_b(t)q(t) \\ Y = q(t) + T\Omega_b(t)q(t) \\ K_2 = \Omega_b(t+T)Y \\ q(t+T) = q(t) + (T/2) * (K_1 + K_2) \end{cases}, \quad (5)$$

(3) 姿态矩阵的实时计算, 确定姿态矩阵 \mathbf{C}_E^c , 输入为 $\lambda(n)$ 、 $p_1(n)$ 、 $p_2(n)$ 、 $p_3(n)$ 。计算公式如式(6)。

$$\mathbf{C}_E^c = \begin{bmatrix} \lambda^2 + p_1^2 - p_2^2 - p_3^2 & 2(p_1p_2 + \lambda p_3) & 2(p_1p_3 - \lambda p_2) \\ 2(p_1p_2 - \lambda p_3) & \lambda^2 + p_2^2 - p_1^2 - p_3^2 & 2(p_2p_3 + \lambda p_1) \\ 2(p_1p_3 + \lambda p_2) & 2(p_2p_3 - \lambda p_1) & \lambda^2 + p_3^2 - p_1^2 - p_2^2 \end{bmatrix}, \quad (6)$$

其简易表示为:

$$\mathbf{C}_E^c = \begin{bmatrix} T_{11} & T_{12} & T_{13} \\ T_{21} & T_{22} & T_{23} \\ T_{31} & T_{32} & T_{33} \end{bmatrix}$$

(4) 载体姿态角计算, 以确定姿态角 θ 、 ψ 、 γ , 输入为 $T_{11}(n)$ 、 $T_{12}(n)$ 、 $T_{13}(n)$ 、 $T_{23}(n)$ 、 $T_{33}(n)$ 。计算公式如式(7)。

$$\begin{cases} \theta = -\arcsin(T_{13}(n)) \\ \psi = \arctan\left(\frac{T_{12}(n)}{T_{11}(n)}\right) \\ \gamma = \arctan\left(\frac{T_{23}(n)}{T_{33}(n)}\right) \end{cases}, \quad (7)$$

方向余弦法姿态矩阵的计算与四元数法的区别主要是姿态矩阵的描述不同,其描述如式(8)所

示。其解算方向余弦矩阵微分方程为 $\dot{C}_E^{\psi} = C_E^{\psi} \Omega$, 得到方向余弦矩阵 C_E^{ψ} 后可提取姿态角。

$$C_E^{\psi} = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \theta & \sin \psi \cos \theta & -\sin \theta \\ \cos \psi \sin \theta \sin \gamma - \sin \psi \cos \gamma & \sin \psi \sin \theta \sin \gamma + \cos \psi \cos \gamma & \cos \theta \sin \gamma \\ \cos \psi \sin \theta \cos \gamma + \sin \psi \sin \gamma & \sin \psi \sin \theta \cos \gamma - \cos \psi \sin \gamma & \cos \theta \cos \gamma \end{bmatrix}, \quad (8)$$

验证工作均以二阶龙格库塔法展开计算。

(1) 针对单轴输入,两种解算方法的计算结果与数值理论值对比,比较其相对误差。

计算条件为:陀螺仪输出角速率 $\omega = 50^\circ/\text{s}$, 采样时间取为 $T = 0.01 \text{ s}$,该采样频率工程实践可行;各通道独立解算,初始角为 -90° ,终止角为 90° 。

以滚转通道为例,图 2 为四元数法解算结果,图 3 为方向余弦法解算结果。单轴数值计算结果说明:根据上述的计算条件,单轴输入下,四元数法与方向余弦法的计算结果都是正确的,即姿态解算算法在单轴输入情况下是正确的;姿态解算的相对误差数量级为 $10^{-2}\%$ 左右,且四元数法与

理论真值的相对误差更小。

(2) 针对三轴输入,两种解算方法之差与数值理论值对比,以比较两种方法的相对误差;

计算条件为:载体三通道陀螺仪输出为角速率 $\omega = 60^\circ/\text{s}$;载体三通道陀螺仪输出为正弦角速率,幅值 $A = 60^\circ$,频率 $f = 0.4 \text{ Hz}$;采样时间 $T = 0.01 \text{ s}$,工程实践可行;各通道独立解算,初始角均为 0° 。

同样以滚转通道为例,图 4 为匀速输入下两种方法的相对误差,图 5 为正弦输入下两种方法

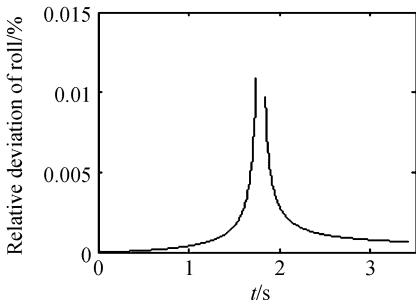


图 2 四元数法($\omega = 50^\circ/\text{s}$, 滚转)

Fig. 2 Quaternion algorithm($\omega = 50^\circ/\text{s}$, Roll)

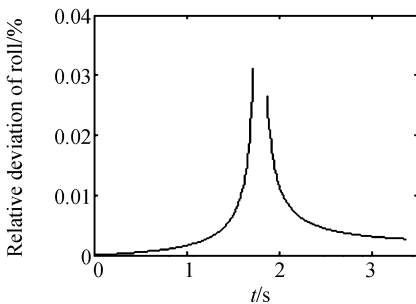


图 3 方向余弦法($\omega = 50^\circ/\text{s}$, 滚转)

Fig. 3 Direction cosine algorithm($\omega = 50^\circ/\text{s}$, Roll)

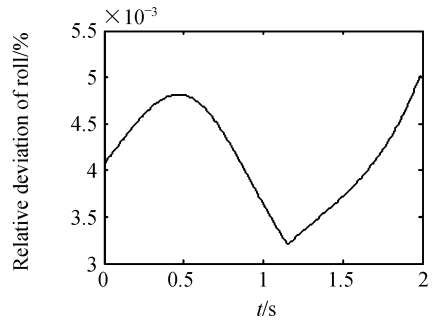


图 4 两种算法的相对误差($\omega = 60^\circ/\text{s}$, 匀速输入)
Fig. 4 Relative deviation between quaternion algorithm and direction cosine algorithm ($\omega = 60^\circ/\text{s}$, uniform speed input)

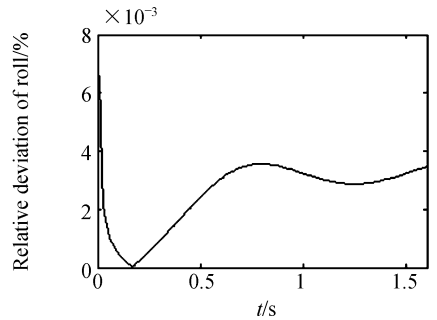


图 5 两种算法的相对误差(正弦输入)

Fig. 5 Relative deviation between quaternion algorithm and direction cosine algorithm (sine signal input)

的相对误差。三轴数值计算结果说明:三轴输入下,根据上述的计算条件,匀速与正弦输入下四元数法与方向余弦法的计算结果都是正确的,两种解算方法之差与理论真值比较的相对误差很小,相对误差的数量级为 $10^{-3}\%$ 左右。因为正弦输入时每步计算的角增量小,所以相对误差要稍小些。上述理论分析和数值仿真结果表明,四元数姿态解算算法在三轴输入情况下是正确的,且其计算精度高、理论完善,并具有良好的工程实践价值。

3.2 进一步减少解算误差的优化方法

在工程实践可行的基础上,文献[3]指出提高信号的采样频率是减小解算误差的良好方法。同时,高阶的数值解法在软件上提供了减小解算误差的有效途径,四阶龙格库塔法计算公式如式(9)。

$$\begin{cases} K_1 = \Omega_b(t)q(t) \\ K_2 = [\Omega_b(t+T/2)][q(t)+K_1/2] \\ K_3 = [\Omega_b(t+T/2)][q(t)+K_2/2] \\ K_4 = [\Omega_b(t+T/2)][q(t)+K_3] \\ q(t+T) = q(t) + (T/6) * (K_1 + 2K_2 + 2K_3 + K_4) \end{cases} \quad (9)$$

计算条件设定为:以单轴俯仰通道为例,其它计算条件如前所述,仅提高系统的采样频率,取 $T = 0.001$ s,并采用四阶 R-K 法计算。

图 6 为该计算条件下俯仰通道的绝对误差,绝对误差的数量级达到了 10^{-11}° ,而图 7 为该计算条件下俯仰通道的相对误差,相对误差的数量级达到 $10^{-11}\%$ 。

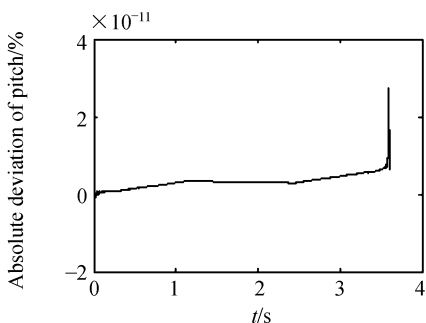


图 6 俯仰绝对误差(四阶, $T_s=0.001$ s)

Fig. 6 Absolute deviation of pitch(fourth rank, $T_s=0.001$ s)

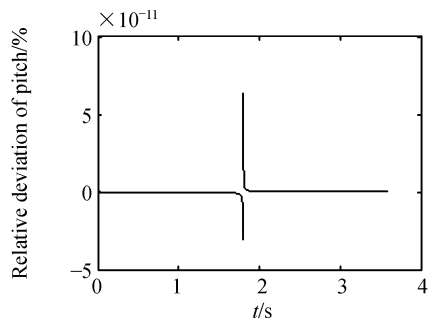


图 7 俯仰相对误差(四阶, $T_s=0.001$ s)

Fig. 7 Relative deviation of pitch(Fourth rank, $T_s=0.001$ s)

降低解算误差,但工程上采样频率的提高是有限的,本文选用惯性单元的采样频率为 0.01 s。图 8 和图 9 为 $T_s=0.01$ s 时俯仰通道解算的绝对误差和相对误差,误差的数量级分别为 $10^{-10}\%$ 和 $10^{-9}\%$,对降低解算误差十分有效。

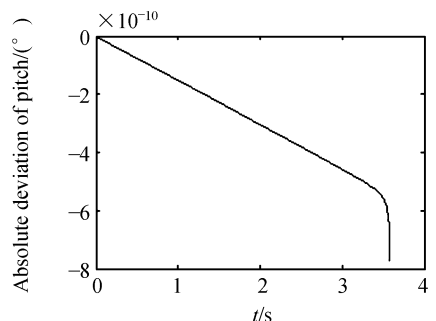


图 8 俯仰绝对误差(四阶, $T_s=0.01$ s)

Fig. 8 Absolute deviation of pitch(fourth rank, $T_s=0.01$ s)

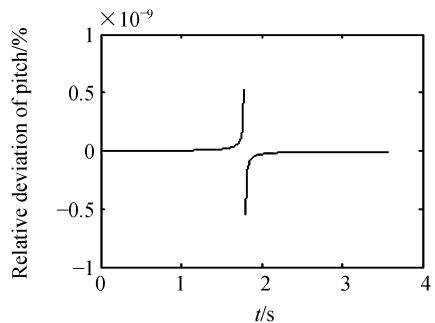


图 9 俯仰相对误差(四阶, $T_s=0.01$ s)

Fig. 9 Relative deviation of pitch(fourth rank, $T_s=0.01$ s)

提高采样频率和采用高阶解算方法能有效

针对单轴与三轴输入、匀速与正弦的陀螺仪

角速率输出,分别运用四元数法和方向余弦法解算姿态矩阵,比较两种方法计算结果的相对误差,验证了四元数法解算姿态矩阵的正确性和有效性。并指出提高采样频率与提高解算阶数能进一步减小解算误差,在提高采样频率能力有限的前提下采用高阶解算算法对降低误差十分有效,所以试验中统一采用基于四元数法的四阶龙格库塔法解算,采样频率取工程实践可行的 0.01 s。

4 实验验证

为验证本文所述姿态解算算法在工程实践中的有效性,作者以转台测试实验展开验证工作。单轴转台测试实验中,计算条件为:

(1)陀螺仪输出分别为角速率 $\omega=10^\circ/\text{s}$ 、 $\omega=50^\circ/\text{s}$ 、 $\omega=90^\circ/\text{s}$,陀螺仪输出有一定的动态误差;

(2)采样时间 $T_s=0.01\text{ s}$,工程实践可行,计算方法为基于四元数法的四阶龙格库塔法;

(3)各通道独立解算,初始角为 0° ,终止角为 90° ,计算结果分别与理论真值对比,得到相对误差。

以滚转通道为例,解算相对误差分别如图 10~12 所示。

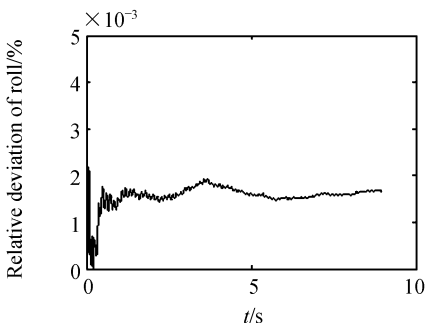


图 10 滚转相对误差(四阶, $\omega=10^\circ/\text{s}$, $T_s=0.01\text{ s}$)
Fig. 10 Relative deviation of roll(fourth rank, $\omega=10^\circ/\text{s}$, $T_s=0.01\text{ s}$)

单轴转台测试实验结果表明:

(1)基于四元数法、四阶龙格库塔法的姿态解算相对误差数量级在 $10^{-3}\%$ 左右,能满足工程实践要求;

(2)误差数量级由理论数值仿真的 $10^{-10}\%$ 变为 $10^{-3}\%$ 的原因在于转台的输出本身有误差,转台角速率输出误差造成的姿态角解算误差与实际

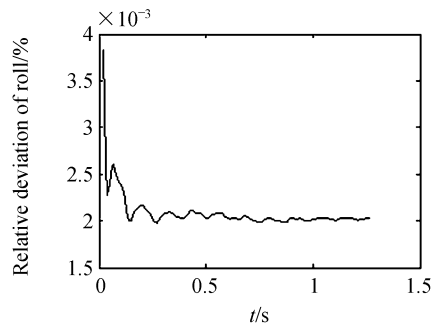


图 11 滚转相对误差(四阶, $\omega=50^\circ/\text{s}$, $T_s=0.01\text{ s}$)
Fig. 11 Relative deviation of roll(fourth rank, $\omega=50^\circ/\text{s}$, $T_s=0.01\text{ s}$)

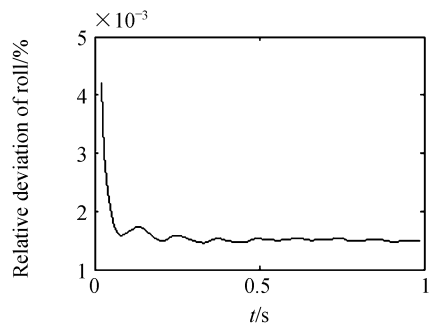


图 12 滚转相对误差(四阶, $\omega=90^\circ/\text{s}$, $T_s=0.01\text{ s}$)
Fig. 12 Relative deviation of roll(fourth rank, $\omega=90^\circ/\text{s}$, $T_s=0.01\text{ s}$)

的解算误差几乎完全吻合。以 $90^\circ/\text{s}$ 输出为例,转台的实际输出为 $90.00\text{XXX}^\circ/\text{s}$,而小数点第 3 位后的输出误差造成了误差数量级由 $10^{-10}\%$ 变为 $10^{-3}\%$;

(3)上述观点也更进一步说明了目前的解算方法是正确的,而且对纯理论数值仿真和实验测试数据的解算结果都是正确的,且误差很小。

三轴转台测试实验中,以模拟低速平飞飞行状况为例,输入形式为正弦信号,其中俯仰通道幅值 $A=50^\circ/\text{s}$,频率 $f=0.2\text{ Hz}$,偏航通道和滚转通道幅值 $A=20^\circ/\text{s}$,频率 $f=0.1\text{ Hz}$ 。陀螺仪的动态输出误差、系统采样时间和计算方法与单轴测试实验相同,三通道解算结果的相对误差如图 13~15 所示。

三轴转台测试实验结果表明:

(1)姿态解算的误差基本在 $10^{-3}\%$ 数量级上,有时候偏高是因为在姿态角为 0° 时造成的一些伪误差(因为分母为零,实际误差并不大);

(2)同时,三轴联动时角速率输出的动态误

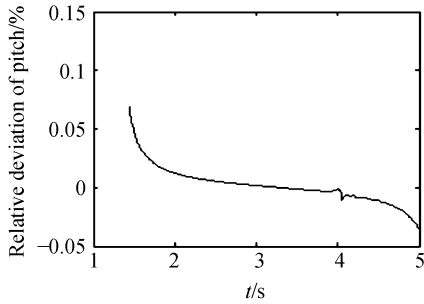


图 13 俯仰相对误差(四阶,正弦输入, $T_s=0.01$ s)

Fig. 13 Relative deviation of pitch(fourth rank, sine input, $T_s=0.01$ s)

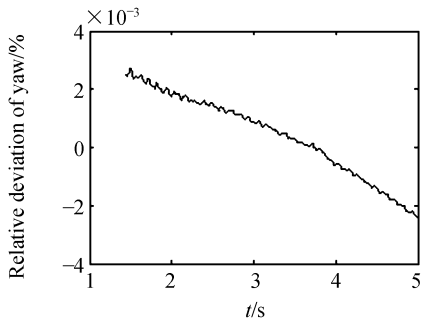


图 14 偏航相对误差(四阶,正弦输入, $T_s=0.01$ s)

Fig. 14 Relative deviation of yaw(fourth rank, sine input, $T_s=0.01$ s)

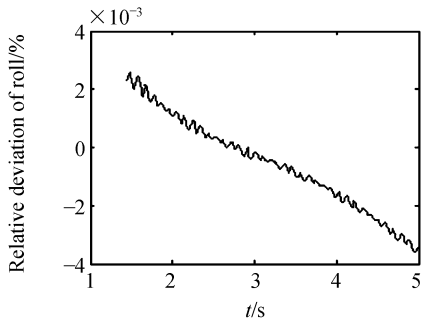


图 15 滚转相对误差(四阶,正弦输入, $T_s=0.01$ s)

Fig. 15 Relative deviation of roll(fourth rank, sine input, $T_s=0.01$ s)

差比单轴测试时动态误差要大,造成解算误差要

比单轴解算稍大些。原因在于三轴联动时惯性器件的测试误差偏高,且各通道存在一定的动态干扰,这与理论是相符合的。

捷联惯导计算的复杂性使得其对计算装置的要求很高,必须选用运算速度快、处理精度高、算术运算指令丰富的处理器芯片,且最好具有硬件乘法器。主运算 CPU 选用 TI 公司的 TMS320 C6713。

将所述算法运行于捷联式惯性导航系统的硬件解算平台,以验证其与 PC 机解算误差的一致性及算法工程实践的实时性。计算条件为:步长取为 0.5° ,采样周期为 0.01 s,角速率为 $50^\circ/s$,计算结果如表 1 所示。解算结果表明,相对误差数量级在 $10^{-8}\%$ 以上,计算时间为 $36 \mu s$,实时性很强。

表 1 捷联惯导系统硬件平台解算结果

Tab. 1 Solving results of SINS for hardware platform

俯仰	偏航	滚转	计算时间
$1.505 \times 10^{-8} \%$	$5.468 \times 10^{-9} \%$	$5.417 \times 10^{-9} \%$	$36 \mu s$

5 结 论

捷联惯性导航控制技术是目前自主导航控制领域研究热点之一,而姿态解算工作是其重要组成部分。本文详细阐述了目前姿态解算的常用算法及其各自的特点,通过方向余弦法与四元数法的解算对比验证了四元数法的正确性和有效性,提出了高阶解算方法和提高采样频率能有效降低解算误差。

数字化仿真、转台测试实验及硬件平台解算结果表明,载体姿态解算的纯数值理论解算误差为 $10^{-10}\%$,转台测试实验数据解算误差为 $10^{-3}\%$,硬件平台的计算时间为 $36 \mu s$ 。根据本文所述方法进行姿态解算,误差小且实时性强,该项研究工作对捷联式惯性导航技术的工程实践有借鉴意义。

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,2006:140-180.
 DENG ZH L. *Inertial Technology*[M]. Harbin: Harbin Institute of Technology Press, 2006:140-180. (in Chinese)

- [2] 胡小平. 自主导航理论与应用[M]. 长沙:国防科技大学出版社,2002.
HU X P. *Self Navigation Theory and Application*[M]. Changsha: National University of Defense Technology Press, 2002. (in Chinese)
- [3] 杨艳娟. 捷联惯性导航系统关键技术研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工程大学,2001.
YANG Y J. *Study on the crucial technology of SINS*[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2001. (in Chinese)
- [4] 杨金显,袁赣南. 基于 MIMU/GPS 的组合导航设计及实验[J]. 光学精密工程, 2008,16(2):285-294.
YANG J X, YUAN G N. Design and experiment for INS based on MIMU/GPS[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2008, 16(2):285-294. (in Chinese)
- [5] 蒋明,何小元. 振动轮式微机械陀螺动态特性的光学测试[J]. 光学精密工程, 2008,16(2): 295-299.
JIANG M, HE X Y. Optical testing of dynamic characteristic of vibrating wheel micromechanical gyroscope[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2008,16(2):295-299. (in Chinese)
- [6] 刘海颖,王惠南,刘新文. 基于 UKF 的四元数载体姿态确定[J]. 南京航空航天大学学报, 2006,38(1):37-42.
LIU H Y, WANG H N, LIU X W. Attitude Measurement using quaternion based on UKF[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2006,38(1):37-42. (in Chinese)
- [7] 李晓光,王兆楠,王智,等. 一种目标位置解算方法[J]. 光学精密工程, 2006,14(6):1076-1081.
LI X G, WANG ZH N, WANG ZH, *et al.*. Research on location compute method of object[J]. *Optics and Precision Engineering*, 2006,38(1):37-42. (in Chinese)
- [8] 王家骥,金光,颜昌翔. 机载光电跟踪测量设备的目标定位误差分析[J]. 光学精密工程, 2005,12(2):105-116.
WANG J Q, JIN G, YAN CH X. Orientation error analysis of airborne opto-electric tracking and measuring device [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2005,12(2):105-116. (in Chinese)
- [9] 张荣辉. 视觉引导区域交通智能车辆(CyberCar)导航控制器设计[D]. 长春:吉林大学,2006,6.
ZHANG R H. *Design of navigation controller for CyberCar based on visual guidance*[D]. Changchun: Jilin University, 2006,6. (in Chinese)
- [10] 王荣本,张荣辉,金立生,等. 区域交通智能车辆导航控制技术[J]. 农业机械学报, 2007,38(7):39-42.
WANG R B, ZHANG R H, JIN L SH, *et al.*. Research on steering control technology of cyberCar[J]. *Transactions of the Chinese Society for Agricultural Machinery*, 2007,38(7):39-42. (in Chinese)

作者简介:张荣辉(1981—),男,江西上饶人,博士研究生,主要研究方向为捷联惯导关键技术研究、自主导航控制理论及应用、计算机视觉等。E-mail: zrh1981819@126.com

导师简介:贾宏光(1971—),男,黑龙江五常人,工学博士,研究员,博士生导师,主要研究方向为数字信号处理、精密机械及精确制导控制等。

陈涛(1965—),男,内蒙古赤峰人,工学博士,研究员,博士生导师,主要研究方向为光电精密跟踪测量技术、惯导技术等。