文章编号：2095-4980(2024)08-0859-06

两种双矢量SINS粗对准方法大俯仰角适应性研究

屈新芬，李世玲，徐　林，祝　刚

(中国工程物理研究院 电子工程研究所，四川 绵阳 621999)

摘　要：大俯仰角下捷联惯导粗对准双矢量定姿中，不同矢量组合下，姿态角尤其是方位角对准精确度相差很大，必须慎重选择。对此，给出了2种最常用的粗对准矢量组合模式误差方程，对其主要误差影响因素进行分析。综合传感器误差，利用蒙特卡洛随机打靶方法对全姿态角下粗对准精确度进行仿真，并开展了80°俯仰角转台静态粗对准试验。转台试验中，在惯导陀螺误差约1°/h，加速度计误差约0.1m*g*情况下，第1种、第2种组合模式方位角粗对准最大误差值分别为20°、7.5°，第2种组合模式约为第1种的1/3；仿真测试中，在惯导陀螺误差约0.1°/h，加速度计误差约1m*g*，80°俯仰角下，第1种、第2种组合模式下方位角粗对准最大误差值分别为11°与2.2°，前者约为后者的5倍。仿真与试验结果表明，大俯仰角下矢量组合模式是影响惯导姿态角与姿态矩阵粗对准精确度的最主要因素。

关键词：捷联惯性导航系统；初始对准；静基座；双矢量定姿

中图分类号：U666.1　　**文献标志码：**A　　**doi：**10.11805/TKYDA2022227

Research on adaptability of SINS coarse alignment for large pitch angle

QU Xinfen，LI Shiling，XU Lin，ZHU Gang

(Institute of Electronic Engineering，China Academy of Engineering Physics，Mianyang Sichuan 621999，China)

Abstract: Under large pitch angles, in the coarse alignment of the Strapdown Inertial Navigation System(SINS) using dual-vector attitude determination, the accuracy of the attitude angles, especially the azimuth angle, varies greatly under different vector combinations, and must be carefully selected. To address this, two of the most commonly used coarse alignment vector combination error equations are presented, and the main error-affecting factors are analyzed. Considering sensor errors, the accuracy of coarse alignment under full attitude angles is simulated using the Monte Carlo method, and a static coarse alignment experiment was conducted on a turntable at a pitch angle of 80°. In the turntable experiment, with SINS gyro error of about 1°/h and accelerometer error of about 0.1m*g*, the maximum azimuth angle coarse alignment errors for the first and second combination modes were 20° and 7.5°, respectively, with the second combination mode being about one-third of the first. In the simulation test, with SINS gyro error of about 0.1°/h and accelerometer error of about 1m*g*, at a pitch angle of 80°, the maximum azimuth angle coarse alignment errors for the first and second combination modes were 11° and 2.2°, respectively, with the former being about five times that of the latter. The results of the simulation and experiment show that the vector combination mode under large pitch angles is the most important factor affecting the accuracy of the coarse alignment of the SINS attitude angles and attitude matrix.

Keywords: Strapdown Inertial Navigation System; initial alignment; static condition; double-vector attitude determination

在无外界信息和转位机构下，双矢量定姿[1]是实现惯导粗对准的主要方法；在有主惯导下通常也采用传递对准方法实现子惯导的空中对准[2]。双矢量定姿的基本矢量为当地重力加速度、地球自转角速度和两者的多重叉乘矢量的多种组合。环境干扰、惯性传感器测量误差等在不同矢量组合模式中对惯导姿态角初始对准精确度的影响不同，尤其是在弹载环境或武器系统的大俯仰角发射环境下，对初始姿态角对准精确度的影响很大。而初始

收稿日期：2022-11-16；**修回日期：**2023-01-05

对准姿态角的精确度将直接影响后续纯惯性导航的精确度，也将直接影响后续基于惯性基的组合导航系统算法的收敛速度、精确度，甚至稳健性。文献[3]推导了一种矢量组合模式下各种测量误差与对准失准角之间的关系(本论文研究的算法一)。文献[4]对3种捷联惯导系统解析粗对准方法进行了比较，指出利用正交向量计算捷联矩阵(本论文研究的算法二)比传统方法(算法一)有更高的对准精确度，第3种算法为工程上应用较少的最小二乘法。文献[5-6]将传感器测量误差引入解算模型中，直接推导了2种常用的双矢量算法误差模型，并开展了小俯仰角下的仿真。对大俯仰角下哪一种组合模式对准精确度更高、更适合工程应用，尚未见详细且明确的文献报道。对此，本文首先推导了2种最常用的初始对准用矢量组合与姿态角误差间的数学关系；然后对其初始对准误差影响因素进行分析与仿真，仿真采用全方位三维姿态角循环遍历和传感器误差蒙特卡洛随机打靶相结合的方法；最后设计了80°俯仰角、不同方位角和滚转角下的静态惯导初始对准三轴转台试验。仿真与试验结果表明，在低俯仰角下，2种矢量组合模式姿态角对准精确度相当；在大俯仰角下，矢量组合模式是影响惯导姿态角与姿态矩阵粗对准精确度的最主要的因素。

1 基于双矢量定姿的捷联惯导粗对准方法

基于双矢量定姿的捷联惯导初始对准的实质在于确定两相交矢量，并获得该两相交矢量在导航系和载体系的投影值，常用重力矢量和地球自转角速度矢量或这2个矢量叉乘的不同组合来构建两相交矢量。

设当地地理东北天坐标系为导航系(记为n)，沿载体轴前上右为载体坐标系(记为b)。当地地理纬度记为L，则重力和地球自转角速度在n系投影为：

$$\boldsymbol{g}^{\mathrm{n}}=\begin{bmatrix}0 & 0 & g\end{bmatrix}^{\mathrm{T}} \tag{1}$$

$$\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{ie}}^{\mathrm{n}}=\begin{bmatrix}0 & \omega_{\mathrm{ie}}\cos L & \omega_{\mathrm{ie}}\sin L\end{bmatrix}^{\mathrm{T}} \tag{2}$$

式中：g为当地重力；ω_{ie}为地球自转角速度。

重力和地球自转角速度在b系投影矢量为：$\boldsymbol{g}^{\mathrm{b}}=\begin{bmatrix}f_{\mathrm{bx}} & f_{\mathrm{by}} & f_{\mathrm{bz}}\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$、$\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{ie}}^{\mathrm{b}}=\begin{bmatrix}\omega_{\mathrm{bx}} & \omega_{\mathrm{by}} & \omega_{\mathrm{bz}}\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$，其中$f$为重力加速度。

通过矢量相乘，可分别得到另外3个矢量：$\boldsymbol{g}^{k}\times\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{ie}}^{k}$、$\left(\boldsymbol{g}^{k}\times\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{ie}}^{k}\right)\times\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{ie}}^{k}$、$\left(\boldsymbol{g}^{k}\times\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{ie}}^{k}\right)\times\boldsymbol{g}^{k}$($k$分别表示n、b坐标系)，这5个矢量可以有多种不同的组合模式。除在地球极区之外，最常用的以下2种组合都满足解析对准要求：

$$\boldsymbol{e}_{1}^{k}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{g}^{k} & \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{ie}}^{k} & \boldsymbol{g}^{k}\times\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{ie}}^{k}\end{bmatrix} \tag{3}$$

$$\boldsymbol{e}_{2}^{k}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{g}^{k} & \boldsymbol{g}^{k}\times\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{ie}}^{k} & \left(\boldsymbol{g}^{k}\times\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{ie}}^{k}\right)\times\boldsymbol{g}^{k}\end{bmatrix} \tag{4}$$

设b系到n系的转换矩阵为$\boldsymbol{C}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{n}}$，在式(3)~(4)组合模式下，分别根据双矢量定姿方法可得式(5)~(6)所示的2种姿态矩阵初始对准算法，即本文研究的2种初始对准算法。将式(5)、式(6)算法分别称之为算法一和算法二。

$$\boldsymbol{C}_{\mathrm{b},1}^{\mathrm{n}}=\left(\left(\boldsymbol{e}_{1}^{\mathrm{n}}\right)^{\mathrm{T}}\right)^{-1}\left(\boldsymbol{e}_{1}^{\mathrm{b}}\right)^{\mathrm{T}} \tag{5}$$

$$\boldsymbol{C}_{\mathrm{b},2}^{\mathrm{n}}=\left(\left(\boldsymbol{e}_{2}^{\mathrm{n}}\right)^{\mathrm{T}}\right)^{-1}\left(\boldsymbol{e}_{2}^{\mathrm{b}}\right)^{\mathrm{T}} \tag{6}$$

2 两种不同矢量组合下捷联惯导粗对准精确度分析与仿真

捷联惯导静态粗对准中，重力和地球自转角速度在b系投影分量$\boldsymbol{g}^{\mathrm{b}}=\begin{bmatrix}f_{\mathrm{bx}} & f_{\mathrm{by}} & f_{\mathrm{bz}}\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$、$\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{ie}}^{\mathrm{b}}=\begin{bmatrix}\omega_{\mathrm{bx}} & \omega_{\mathrm{by}} & \omega_{\mathrm{bz}}\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$由加速度计和陀螺测量获得，其包含传感器安装误差、零位误差、标度因数误差和噪声等。忽略地球自转角速度误差、当地纬度误差和重力加速度误差，由式(5)~(6)可知，影响初始姿态矩阵计算精确度的主要因素为陀螺和加速度计的测量值及误差、当地重力加速度大小和当地纬度值。

一种分析姿态矩阵粗对准精确度的方法为：建立以上主要误差影响因素与失准角之间的关系并进行分析。矢量组合一模式下有[4]：

$$\varepsilon_{\mathrm{E}}=\frac{g\delta\omega_{\mathrm{bz}}^{\mathrm{b}}-\delta f_{\mathrm{by}}^{\mathrm{b}}}{2g\omega_{\mathrm{ie}}\cos L} \tag{7}$$

$$\varepsilon_{\mathrm{N}}=\frac{1}{2}\left[\frac{\delta f_{\mathrm{bx}}^{\mathrm{b}}}{g\omega_{\mathrm{ie}}\cos L}-\frac{\tan L\delta\omega_{\mathrm{bz}}^{\mathrm{b}}-\delta v_{\mathrm{z}}^{\mathrm{b}}}{g}\right] \tag{8}$$

$$\varepsilon_{\mathrm{U}}=\frac{1}{2}\left[\frac{\tan L\delta\omega_{\mathrm{b}y}^{\mathrm{b}}-\delta v_{y}^{\mathrm{b}}}{g}-\frac{\delta\omega_{\mathrm{b}x}^{\mathrm{b}}}{\omega_{\mathrm{ie}}\cos L}\right] \tag{9}$$

式中：$\delta v_{y}^{\mathrm{b}}$、$\delta v_{z}^{\mathrm{b}}$为$\boldsymbol{g}^{k}\times\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{ie}}^{k}$的误差在载体系$y$轴和$z$轴的投影分量；$\delta$为误差。由式(7)~(9)可估计主要误差对姿态角对准精确度的影响，该方法给出的是基于导航系的姿态角误差，其直观性较差。

本文从姿态角(滚转角、方位角和俯仰角)与姿态矩阵的关系出发，建立主要误差影响因素与姿态角及姿态角误差之间的数学关系，完成更为直观的惯导粗对准精确度分析。

设东北天地理坐标系与载体坐标系间旋转关系依次为：方位角γ–俯仰角θ–滚转角ϕ，则可得第一种算法矢量组合下3个姿态角与姿态矩阵及传感器测量值之间的关系：

$$\theta=\arcsin\left(\boldsymbol{C}_{\mathrm{b},1}^{\mathrm{n}}(3,1)\right)=\arcsin\frac{f_{\mathrm{b}x}}{g} \tag{10}$$

$$\phi=-\arctan\left(\frac{\boldsymbol{C}_{\mathrm{b},1}^{\mathrm{n}}(3,3)}{\boldsymbol{C}_{\mathrm{b},1}^{\mathrm{n}}(3,2)}\right)=-\arctan\left(\frac{f_{\mathrm{b}z}}{f_{\mathrm{b}y}}\right) \tag{11}$$

$$\gamma=\arctan\left(\frac{\boldsymbol{C}_{\mathrm{b},1}^{\mathrm{n}}(1,1)}{\boldsymbol{C}_{\mathrm{b},1}^{\mathrm{n}}(2,1)}\right)=\arctan\left(\frac{f_{\mathrm{b}x}\omega_{\mathrm{b}y}-f_{by}\omega_{\mathrm{b}z}}{g\omega_{\mathrm{b}x}-\omega_{\mathrm{ie}}\sin(L)f_{\mathrm{b}x}}\right) \tag{12}$$

第二种矢量组合下分别为：

$$\theta=\arcsin\left(\boldsymbol{C}_{\mathrm{b},2}^{\mathrm{n}}(3,1)\right)=\arcsin\frac{f_{\mathrm{b}x}}{g} \tag{13}$$

$$\phi=-\arctan\left(\frac{\boldsymbol{C}_{\mathrm{b},2}^{\mathrm{n}}(3,3)}{\boldsymbol{C}_{\mathrm{b},2}^{\mathrm{n}}(3,2)}\right)=-\arctan\left(\frac{f_{\mathrm{b}z}}{f_{\mathrm{b}y}}\right) \tag{14}$$

$$\gamma=\arctan\left(\frac{\boldsymbol{C}_{\mathrm{b},2}^{\mathrm{n}}(1,1)}{\boldsymbol{C}_{\mathrm{b},2}^{n}(2,1)}\right)=\arctan\left(\frac{g\left(f_{\mathrm{b}z}\omega_{\mathrm{b}y}-f_{\mathrm{b}y}\omega_{\mathrm{b}z}\right)}{\left(f_{\mathrm{b}y}\right)^{2}\omega_{\mathrm{b}x}-f_{\mathrm{b}x}f_{\mathrm{b}y}\omega_{\mathrm{b}y}+\left(f_{\mathrm{b}z}\right)^{2}\omega_{\mathrm{b}x}-f_{\mathrm{b}x}f_{\mathrm{b}z}\omega_{\mathrm{b}z}}\right) \tag{15}$$

令$u=f_{\mathrm{b}z}\omega_{\mathrm{b}y}-f_{\mathrm{b}y}\omega_{\mathrm{b}z}$、$v=g\omega_{\mathrm{b}x}-\omega_{\mathrm{ie}}\sin(L)f_{\mathrm{b}x}$，式(10)~(12)对应误差方程分别为：

$$\delta\theta=\frac{1}{\sqrt{g^{2}-\left(f_{\mathrm{b}x}\right)^{2}}}\delta f_{\mathrm{b}x} \tag{16}$$

$$\delta\phi=\frac{f_{\mathrm{b}z}\delta f_{\mathrm{b}y}-f_{\mathrm{b}y}\delta f_{\mathrm{b}z}}{\left(f_{\mathrm{b}y}\right)^{2}+\left(f_{\mathrm{b}z}\right)^{2}} \tag{17}$$

$$\delta\gamma=\frac{v\delta u-u\delta v}{u^{2}+v^{2}} \tag{18}$$

令$y=g\left(f_{\mathrm{b}z}\omega_{\mathrm{b}y}-f_{\mathrm{b}y}\omega_{\mathrm{b}z}\right)$、$x=\left(f_{\mathrm{b}y}\right)^{2}\omega_{\mathrm{b}x}-f_{\mathrm{b}x}f_{\mathrm{b}y}\omega_{\mathrm{b}y}+\left(f_{\mathrm{b}z}\right)^{2}\omega_{\mathrm{b}x}-f_{\mathrm{b}x}f_{\mathrm{b}z}\omega_{\mathrm{b}z}$，则式(15)的误差方程为：

$$\delta\gamma=\frac{x\delta y-y\delta x}{x^{2}+y^{2}} \tag{19}$$

由初始对准姿态角误差方程可知，俯仰角越大，式(16)~(19)的分母就越小，由算法一、二获得的姿态角对准误差就越大；且姿态角对准精确度近似线性正比于陀螺和加速度计精确度。在其他外界条件相同时，传感器精确度提升一个数量级，则姿态角对准精确度提升约一个数量级。

取加速度计测量误差为1mg(1σ)，陀螺测量误差为0.1°/h(1σ)，纬度30°，通过方位角取值区间[−180°,180°]、滚转角取值区间[0°, 360°]和俯仰角取值区间[0°, 90°]内任意角度的交叉耦合扫描与误差随机打靶仿真，得到3个姿态角自对准误差(每一种姿态角组合下100个随机打靶结果的最大误差值)与俯仰角之间的关系如图1~图2所示。仿真中，给式(11)~(12)的分母设置一个门限值，并根据分子、分母的正负及三角函数的分布象限进行特殊处理，实现方位角近似或等于±90°，$f_{\mathrm{b}y}$测量值近似或等于0时，一定精确度的滚转角与方位角的自对准。

由图1~图2可知，全范围姿态角设定传感器误差下，姿态角最大对准误差为：

1) 俯仰角小于64.6°时，两种矢量组合下俯仰角对准误差绝对值小于0.6°；

2) 俯仰角小于68°时，两种矢量组合下滚转角对准误差绝对值小于0.6°；

3) 俯仰角小于80.5°时，俯仰角和滚转角对准误差最大值都小于1.6°；

4) 俯仰角大于89.5°后，滚转角对准误差迅速增大，由俯仰角89.5°时的误差最大值21.8°迅速增大到俯仰角为90°时的最大误差值330°；

5) 俯仰角为90°时，俯仰角最大对准误差达到5.1°；

6) 算法一、二分别在俯仰角大于88.4°与89°后方位角出现多值性、不确定性和大误差；

7) 俯仰角小于45°下，两种算法自对准方位角精确度基本一致，但随着俯仰角的增大，算法二较算法一方位角对准精确度提高，在俯仰角为80°时，算法二方位角对准误差小于2.2°，算法一方位角对准误差接近11°，后者约为前者的5倍。

图1、图2为全范围姿态角下姿态角最大对准误差的统计结果，对具体的某一个姿态角，在加速度与角速度测量误差相同情况下，姿态角对准误差可能较之于图1、图2小很多或相当，工程应用中需结合惯性测量组件(Inertial Measurement Unit，IMU)大致姿态角情况进一步分析。

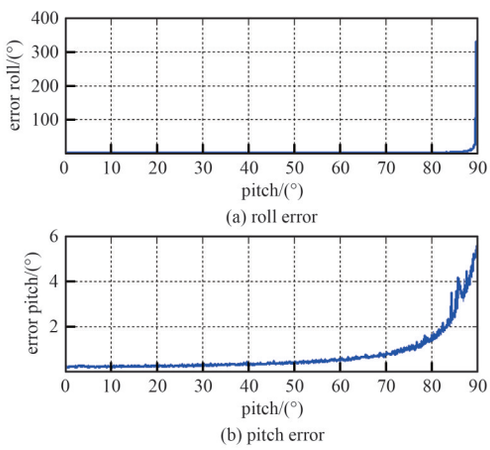


Fig.1 Alignment pitch max error and roll max error using the two kinds of vector combination at different pitch angles

图1 不同俯仰角下,两种不同矢量组合下俯仰角与滚转角对准最大误差

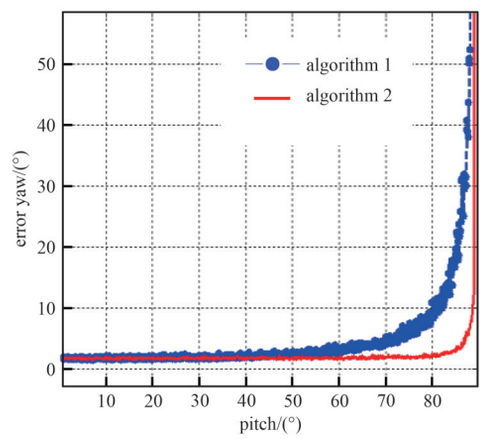


Fig.2 Alignment yaw max error using the two kinds of vector combination at different pitch angles

图2 不同俯仰角下,两种不同矢量组合下初始对准方位角最大误差

由式(10)~(13)可知，重力误差影响初始的对准俯仰角和方位角对准精确度。在全姿态角度下，重力加速度误差为0.1mg(1σ)、1mg(1σ)时，方位角的对准误差与俯仰角关系如图3所示。

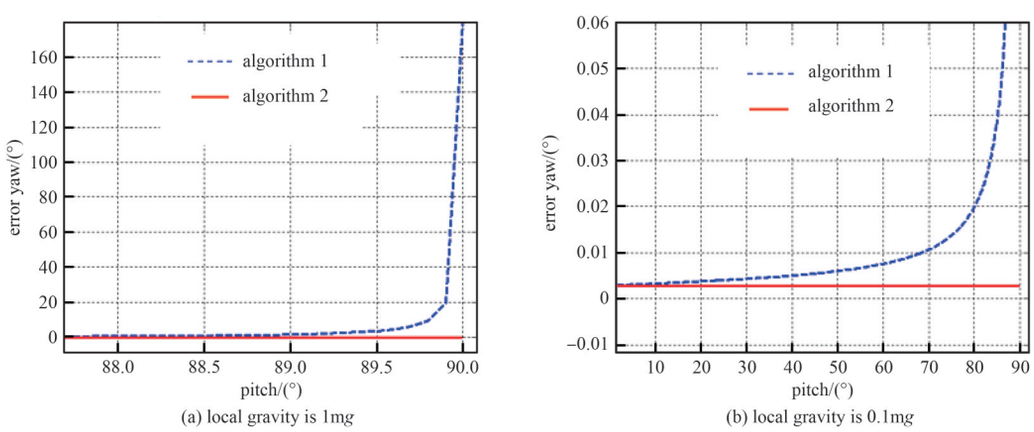
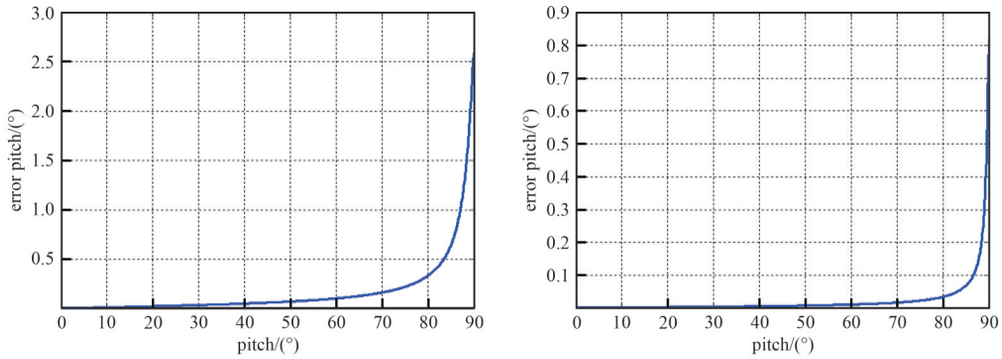


Fig.3 Alignment yaw error when local gravity is 1mg or 0.1mg at different pitch angles

图3 不同俯仰角下,当地重力加速度误差为1mg、0.1mg时对方位角粗对准误差的影响

当俯仰角为89.5°、89.9°时，算法一的方位角对准误差最大值分别为3.2°、9.7°，算法二方位角对准误差为0.03°；重力加速度误差对俯仰角对准误差影响如图4所示。由图3~图4可知，在大俯仰角下，重力误差在算法一中对方位角和俯仰角的对准精确度影响较大；算法二对俯仰角对准精确度影响很大，对方位角对准精确度影

响较小。在高精确度要求中，必须获得当地精确重力值。



(a) local gravity is 1mg　　(b) local gravity is 0.1mg

Fig.4 Alignment pitch error when local gravity is 1mg or 0.1mg at different pitch angles

图4 不同俯仰角下,当地重力误差为0.1mg、1mg时对俯仰角粗对准误差的影响

3　两种不同矢量组合下捷联惯导粗对准试验

试验中选用的IMU的本体轴互为正交，集成IMU的陀螺的零偏稳定性与重复性均为1°/h(1σ)，加速度计的零偏稳定性与重复性均为0.1mg(1σ)，模拟某载体以俯仰角80°进行起飞的粗对准场景，据此设计姿态角并采用三轴转台对初始对准算法进行测试，设计的三轴转台转动姿态角及在两种不同矢量组合下粗对准试验结果如表1所示。

由表1可知，两种矢量组合模式下粗对准获得的载体俯仰角和滚转角的精确度很高(俯仰角误差小于0.1°，滚转角误差小于0.2°)；而粗对准方位角与实际方位角相差较大，利用式(12)计算得到的方位角误差较式(15)大很多，前者最大误差值为20°，后者最大误差值为7.5°，后者约为前者的1/3。由式(19)知，在提升传感器精确度一个数量级、俯仰角小于80°下，方位角对准误差最大值将小于0.75°，满足后续采用基于惯性基组合导航方式(如惯性/卫星组合)的自对准精确度要求。

表1 三轴转台转位姿态角和姿态角对准值

Table1 Three-axis turntable attitudes and alignment attitudes

serial number	designed attitudes(yaw,pitch and roll angle)/(°)	alignment attitudes(yaw,pitch and roll angle)	
		alignment yaw attitude calculated based on equation(12)	alignment yaw attitude calculated based on equation(15)
1	[45, 80, 45]	[66.4, 80.0, 45.0]	[39.6, 80.0, 45.0]
2	[45, 80, 90]	[65.3, 80.0, 90.1]	[40.0, 80.0, 90.1]
3	[45, 80, 135]	[60.5, 80.0, 135.2]	[44.0, 80.0, 135.2]
4	[45, 80, 180]	[60.2, 80.0, 180.2]	[47.5, 80.0, 180.2]
5	[45, 80, 225]	[57.2, 80.0, 225.1]	[51.7, 80.0, 225,1]
6	[45, 80, 270]	[60.0, 80.0, 269.0]	[51.5, 80.0, 269.0]
7	[45, 80, 315]	[58.5, 80.0, 314.9]	[46.4, 80.0, 314.9]
8	[90, 80, 315]	[108.0, 80.0, 135.2]	[85.2, 80.0, 135.2]
9	[90, 80, −135]	[103.3, 80.0, −134.9]	[92.6, 80.0, −134.9]
10	[90, 80, −45]	[109.8, 80.0,−45.1]	[97.5, 80.0, 45.0]
11	[90, 80, 45]	[115.0, 80.0, 45.0]	[89.2, 80.0, 45.0]
12	[90, 80, 135]	[107.7, 80.0, 135.2]	[89.1, 80.0, 135.2]

4　结论

双矢量捷联惯导静基座粗对准中，姿态角对准精确度不仅受陀螺和加速度计的测量值及其测量误差、当地重力加速度大小和当地纬度值的影响，还受到已知的当地重力加速度值精确度的影响。另外，双矢量定姿中矢量的选择与组合模式对姿态角与姿态矩阵的粗对准精确度的影响也很大。在大俯仰角下，算法二较算法一解算的初始方位角与姿态矩阵的精确度更高。同时，由本文仿真结果知，为确保捷联惯导的初始对准姿态角获取的高精确度，尽量在低俯仰角下完成静态粗对准，在较大俯仰角下(如加速度计测量误差为1mg(1σ)，陀螺测量误差为0.1°/h(1σ)，45°~80°俯仰角之间)完成初始对准需求的场合，选用算法二完成初始对准。在俯仰角大于80°下，要结合传感器精确度与对准需求，充分分析仿真算法二的可用性论证，更不能随意选用算法一。

参考文献：

[1] SHUSTER M D,OH S D. Three-axis attitude determination from vector observation[J]. Journal of Guidance and Control, 1981, 4(1):70-77.

[2] 宋嘉钰,杨黎明,李东杰. 降维CKF算法在大失准角传递对准中的应用[J]. 太赫兹科学与电子信息学报, 2017,15(5):740-744. (SONG Jiayu,YANG Liming,LI Dongjie. Dimension reduced CKF algorithm for transfer alignment with large misalignment angle[J]. Journal of Terahertz Science and Electronic Information Technology, 2017, 15(5): 740-744.) doi: 10.11805/TKYDA 201705.0740.

[3] 张剑慧,秦永元,龙瑞. 捷联惯导系统双矢量定姿方法研究[J]. 计算机测量与控制, 2010,18(11):2634-2637. (ZHANG Jianhui, QIN Yongyuan,LONG Rui. Studying on algorithm of double-vector attitude determination in SINS[J]. Computer Measurement & Control, 2010,18(11):2634-2637.) doi:10.16526/j.cnki.11-4762/tp.2010.11.002.

[4] 魏春岭,张洪钺. 捷联惯导系统粗对准方法比较[J]. 航天控制, 2000, 18(3): 16-21. (WEI Chunling, ZHANG Hongyue. Comparison of analytic coarse alignment methods[J]. Aerospace Control, 2000, 18(3): 16-21.) doi: 10.3969/j. issn. 1006-3242. 2000.03.004.

[5] 郑振宇,苑志江,郑智林,等. 基于矢量定姿的捷联惯导惯性系对准误差分析[J]. 海军工程大学学报, 2017,29(3):6-81,86. (ZHENG Zhenyu,YUAN Zhijiang,ZHENG Zhilin,et al. Error analysis of SINS alignment based on AD algorithm in inertial frame[J]. Journal of Naval University of Engineering, 2017,29(3):76-81,86.) doi:10.7495/j.issn.1009-3486.2017.03.015.

[6] 柴卫华,沈晓蓉,张树侠. 船用捷联惯导系统解析粗对准的误差分析[J]. 哈尔滨工程大学学报, 1999,20(4):46-50. (CHAI Weihua,SHEN Xiaorong,ZHANG Shuxia. Error analysis of analytic rough alignment for marine SDINS[J]. Journal of Harbin Engineering University, 1999,20(4):46-50.) doi:10.3969/j.issn.1006-7043.1999.04.008.

参考文献：

屈新芬(1971-)，女，博士，研究员，主要研究方向为多源信息处理与导航技术.email:quxf3190@163.com.

李世玲(1972-)，女，博士，研究员，主要研究方向为信息处理与制导控制技术.

徐　林(1985-)，男，硕士，副研究员，主要研究方向为制导控制技术.

祝　刚(1977-)，男，硕士，研究员，主要研究方向为制导控制技术.

（上接第858页）

[19] 徐磊. 基于遗传算法的多目标优化问题的研究与应用[D]. 长沙:中南大学, 2007. (XU Lei. Research and application of multi-objective optimization problem based on genetic algorithm[D]. Changsha,China:Central South University, 2007.) doi:10.7666/d. y1084044.

[20] 张大科. 改进的自适应遗传算法的研究与应用[D]. 昆明:昆明理工大学, 2019. (ZHANG Dake. Research and application of improved adaptive genetic algorithm[D]. Kunming,China: Kunming University of Science and Technology, 2019.) doi:10.27200/d.cnki.gkmlu.2019.001756.

[21] 吉根林. 遗传算法研究综述[J]. 计算机应用与软件, 2004,21(2):69-73. (JI Genlin. Survey on genetic algorithm[J]. Computer Applications and Software, 2004,21(2):69-73.) doi:10.3969/j.issn.1000-386X.2004.02.032.

作者简介：

镐梦婷(1997-)，女，在读硕士研究生，主要研究方向为卫星通信.email:2856478494@qq.com.

张　晨(1985-)，男，博士，高级工程师，主要研究方向为卫星通信、天地一体化信息网络.

张更新(1967-)，男，博士，教授，博士生导师，主要研究方向为天地一体化网络、卫星物联网.