

“天问一号”着陆惯导安装矩阵正交化方法研究

冯士伟¹, 林松¹, 李勇^{1,2}, 徐李佳¹, 李茂登^{1,2}

(1. 北京控制工程研究所, 北京 100190; 2. 空间智能控制技术重点实验室, 北京 100190)

摘要: “天问一号”的惯性测量单元(Inertial Measurement Unit, IMU)产品是其导航系统的核心敏感器, IMU中的陀螺和加速度计在安装过程中存在安装误差以及标度因数非线性等因素导致安装矩阵非正交, 从而影响IMU惯导精度。针对陀螺和加速度计安装矩阵误差特性进行分析, 提出安装矩阵行向量正交化算法, 提升了陀螺和加计安装矩阵正交性, 降低了安装误差角在正交化过程中的畸变, 开展了典型工况IMU惯导标定测试, 试验结果表明: 安装矩阵按行向量正交化处理后IMU惯导姿态精度提升15.8%~54.7%, 位置精度提升45.2%~85.7%。采用上述方法, 静态导航各工况位姿性能提升百分比比较为一致且与试验时间不相关, 动态导航各工况位姿性能提升百分比比较为一致且与旋转角度累加和不相关。

关键词: 惯性测量单元; 安装矩阵; 正交化; 惯导精度

中图分类号: V448.25+3

文献标识码: A

文章编号: 2096-9287(2023)01-0072-08

DOI: 10.15982/j.issn.2096-9287.2023.20210155

引用格式: 冯士伟, 林松, 李勇, 等. “天问一号”着陆惯导安装矩阵正交化方法研究[J]. 深空探测学报(中英文), 2023, 10(1): 72-79.

Reference format: FENG S W, LIN S, LI Y, et al. Research on orthogonalization method of installation matrix of landing IMU for Tianwen-1[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2023, 10(1): 72-79.

引言

在中国首次火星探测任务中, “天问一号”(Tianwen-1)着陆惯导系统在进入、下降和着陆(Entry, Descent and Landing, EDL)任务段全程工作。随着中国深空探测任务从地月系到行星际里程碑式跨越, 未来各类深空探测任务、返回式/可重复飞行任务对星载惯导系统需求也将爆发式增长^[1-2]。

在“天问一号”高动态着陆惯导系统中, 惯性测量单元(Inertial Measurement Unit, IMU)是核心敏感器。在进行惯性仪表(如陀螺仪、加速度计等)安装时, 每个惯性仪表均为独立安装, 各仪表输入轴相对理想位置存在安装误差, 致安装矩阵为非正交矩阵, 在进行惯导解算时需满足近似性原则^[3-4], 否则将对惯导位姿精度产生一定影响, 安装误差越大、非正交性越高则影响越显著。

由于“天问一号”EDL任务的高动态性要求, IMU中陀螺量程为 ± 400 °/s、加速度计量程为 ± 21 g, 在极限工况下每通讯周期内角度增量为 6.4° 、速度增量为 3.3 m/s。故IMU中陀螺和加速度计安装矩阵的非正交性将导致EDL导航解算误差被放大^[5-6], 从而影响火星探测器着陆位姿精度。

现阶段, 国内外对于IMU安装矩阵的处理方案主要为提高安装误差的标定精度或旋转调制补偿使用等, 对安装矩阵的正交化算法研究较少。在提高安装误差的标定精度方面, 采用多个位置旋转现场标定方法, 可基于动态旋转以及加速度矢量实现IMU安装误差的快速标定, 使惯导性能提升^[7]。但该方案一般要求进行发射前现场标定, 适用于低成本武器系统, 对于流程较为复杂的宇航型号任务难以实施。在安装误差的旋转调制补偿使用方面, 基于单轴旋转调制原理可消除旋转轴垂直方向惯性器件误差对导航精度的影响, 同时减小旋转轴方向惯性器件误差引起的导航误差, 相比非正交安装矩阵的姿态误差和位置误差均可降低约50%以上^[8]。但该方案需要设计复杂的旋转调制机构, 并极大增加IMU的尺寸、重量、功耗等, 一般应用于舰船等大型装备的惯导系统中, 不适用于宇航型号任务。

在IMU安装矩阵正交化算法方面, 国内学者马亚平等^[9]提出了一种安装误差角的正交补偿方法, 该方法分别建立三轴加速度计和三轴光纤陀螺传感器的安装误差方程, 采用相应的姿态解算方法获得近似正交补偿后的姿态角。该方法可有效提高IMU的静态惯导精

度, 但并未提及动态惯导精度的改善情况, 对于高动态惯导系统并不适用。美国学者 Britting^[10] 提出了惯导坐标转换矩阵的“显性正交约束转换”理论, 将矩阵的迹为最小时的最优正交估计作为最优正交矩阵。但上述矩阵正交化是基于两个正交参考坐标系之间相对角速度进行计算的, 适用于惯导系统方向余弦矩阵的正交化。由于 IMU 中惯性仪表安装系与 IMU 本体系统是固联的, 采用上述正交化算法虽然可以得到较高的安装矩阵正交性, 但 IMU 中各仪表的安装误差角会产生正交化“畸变”, 根据惯导仿真结果分析并非最优。

本文针对上述方法的不足和宇航型号任务特点, 提出了 IMU 安装矩阵行向量正交化算法, 提升了安装矩阵正交性, 降低了安装误差角的正交化“畸变”。采用本文方法的 IMU 应用于“天问一号”着陆巡视器, 有效提升了各工况下惯导姿态精度和位置精度, 实现了较高精度的火表软着陆。

1 3S 构型 IMU 安装矩阵误差分析

采用经典 3S 构型的 IMU, 其陀螺输入轴均匀分布于半锥角为 54.735° 的圆锥体侧面, 底面投影 120° 均匀分布, 圆锥体底面正法线方向与 OX 轴方向平行, G1 陀螺输入轴方向在圆锥体底面投影与 OZ 轴方向平行并指向 OZ 轴正向。3 只加速度计输入轴的空间布局与对应通道陀螺一致, 空间布局如图 1 所示^[11] (图中, G1、G2、G3 为 3 个陀螺输入轴, A1、A2、A3 为 3 个加速度计输入轴)。

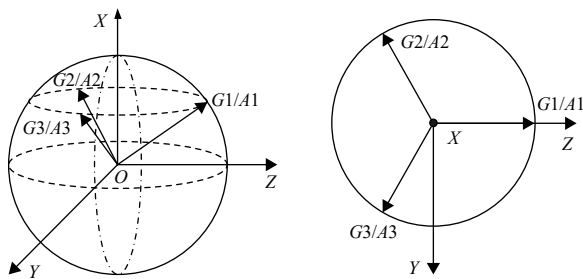


图 1 3S 构型 IMU 各陀螺和加计空间布局设计图
Fig. 1 Spatial layout of each gyro and accelerometer of IMU in 3S configuration

在不考虑结构误差和安装误差时, 从 IMU 本体系 (b 系) O-XYZ 到惯性仪表 3S 安装系 (i 系) O-G1G2G3 (或 O-A1A2A3) 的安装矩阵如下所示

$$C_b^i = \begin{bmatrix} 0.5774 & 0 & 0.8165 \\ 0.5774 & -0.7071 & -0.4082 \\ 0.5774 & 0.7071 & -0.4082 \end{bmatrix} \quad (1)$$

式 (1) 表明在理想情况下, 由 3 只陀螺和 3 只加计的输入轴指向形成的安装矩阵 C_b^g 和 C_b^a 均应为三阶单位

阵 $I_{3 \times 3}$, 确保 3 只陀螺和 3 只加计在 IMU 整机安装后输入轴对应一致, 如图 1 所示。由于每只惯性仪表均为独立安装, 不可避免地存在输入轴安装误差, 3 只陀螺或 3 只加计均不能实现三轴正交。以陀螺为例, p_{gi} ($i=1, 2, 3$) 为各陀螺安装后相对本体系的俯仰轴偏差角, y_{gi} ($i=1, 2, 3$) 为各陀螺安装后相对本体系的航向轴偏差角, 如图 2 所示, 加计同理。

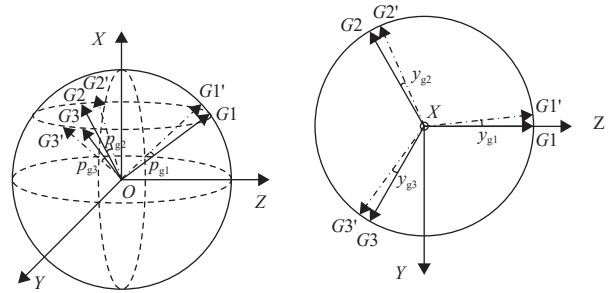


图 2 3S 构型 IMU 陀螺输入轴空间安装示意图
Fig. 2 Space installation diagram of IMU gyro input axis in 3S configuration

因此, 3 只陀螺和 3 只加计分别安装在 IMU 组件后, 陀螺和加计的输入轴实际位置用安装矩阵 $C_i^{g'}$ 和 $C_i^{a'}$ 表示形式如下

$$\begin{cases} C_i^{g'} = \begin{bmatrix} 1 & \theta_{g12} & \theta_{g13} \\ \theta_{g21} & 1 & \theta_{g23} \\ \theta_{g31} & \theta_{g32} & 1 \end{bmatrix} \\ C_i^{a'} = \begin{bmatrix} 1 & \theta_{a12} & \theta_{a13} \\ \theta_{a21} & 1 & \theta_{a23} \\ \theta_{a31} & \theta_{a32} & 1 \end{bmatrix} \end{cases} \quad (2)$$

其中: $\theta_{gij} \rightarrow 0$ ($i=1, 2, 3; j=1, 2, 3; i \neq j$) 表示各陀螺安装误差角; $\theta_{aij} \rightarrow 0$ ($i=1, 2, 3; j=1, 2, 3; i \neq j$) 表示各加计的安装误差角 (θ_{gij} 和 θ_{aij} 到 p_{gi} 和 y_{gi} 均存在转换公式, 本文不再赘述)。

此外, 由于各陀螺和加计标度因数非线性误差的存在, 则各陀螺和加计输入轴相对 3S 安装系的安装矩阵 $C_i^{g'}$ 和 $C_i^{a'}$ 的全系数形式如下所示

$$\begin{cases} C_i^{g'} = \begin{bmatrix} 1 + \varepsilon_{g1} & \theta_{g12} & \theta_{g13} \\ \theta_{g21} & 1 + \varepsilon_{g2} & \theta_{g23} \\ \theta_{g31} & \theta_{g32} & 1 + \varepsilon_{g3} \end{bmatrix} = I_{3 \times 3} + \theta_g + \varepsilon_g \\ C_i^{a'} = \begin{bmatrix} 1 + \varepsilon_{a1} & \theta_{a12} & \theta_{a13} \\ \theta_{a21} & 1 + \varepsilon_{a2} & \theta_{a23} \\ \theta_{a31} & \theta_{a32} & 1 + \varepsilon_{a3} \end{bmatrix} = I_{3 \times 3} + \theta_a + \varepsilon_a \end{cases} \quad (3)$$

其中: $I_{3 \times 3}$ 为 IMU 各陀螺理想的输入轴安装矩阵; $\theta_g = \begin{bmatrix} 0 & \theta_{g12} & \theta_{g13} \\ \theta_{g21} & 0 & \theta_{g23} \\ \theta_{g31} & \theta_{g32} & 0 \end{bmatrix}$ 为各陀螺独立安装导致的非正交误差; $\varepsilon_g = \begin{bmatrix} \varepsilon_{g1} & 0 & 0 \\ 0 & \varepsilon_{g2} & 0 \\ 0 & 0 & \varepsilon_{g3} \end{bmatrix}$ 为各陀螺标度因数非线性导致的非正交误差; 加计同理。

根据式(3), 由于 θ_g 、 ε_g 、 θ_a 、 ε_a 等误差项客观存在, IMU安装矩阵非正交将导致星载捷联惯导系统出现误差累积效应, 在高动态或长航时捷联惯导系统中, 必须进行正交变换以降低惯导误差^[12-15]。

根据式(3), 某型IMU产品惯性仪表3S安装系(i 系)到实际安装系(i' 系) $O-G_1G_2G_3$ 和 $O-A_1A_2A_3$ 实际测试结果如下

$$\begin{cases} \mathbf{C}_i^{g'} = \begin{bmatrix} 0.999\ 954 & -0.000\ 358 & 0.000\ 307 \\ 0.000\ 368 & 0.999\ 638 & 0.000\ 121 \\ -0.000\ 270 & 5.744 \times 10^{-5} & 1.000\ 010 \end{bmatrix} \\ \mathbf{C}_i^{a'} = \begin{bmatrix} 0.999\ 28 & 0.000\ 488 & 0.000\ 507 \\ -0.000\ 177 & 0.998\ 826 & 0.000\ 110 \\ -0.000\ 225 & -2.392 \times 10^{-5} & 0.997\ 827 \end{bmatrix} \end{cases} \quad (4)$$

根据式(4), 陀螺安装矩阵欧几里得范数 $\text{norm}(\mathbf{C}_i^{g'}) = 1.000\ 357$, 加计安装矩阵欧几里得范数 $\text{norm}(\mathbf{C}_i^{a'}) = 0.999\ 350$ 。上述范数表明该型IMU产品中陀螺安装矩阵正交性好于加计安装矩阵。同时, IMU本体系(b 系) $O-XYZ$ 到惯性仪表实际安装系(i' 系) $O-G_1G_2G_3$ (或 $O-A_1A_2A_3$)的安装矩阵如下所示

$$\begin{cases} \mathbf{C}_b^{g'} = \mathbf{C}_i^{g'} \mathbf{C}_b^i = \begin{bmatrix} 0.577\ 29 & 0.000\ 47 & 0.816\ 48 \\ 0.577\ 42 & -0.706\ 76 & -0.407\ 85 \\ 0.577\ 23 & 0.707\ 073 & -0.408\ 49 \end{bmatrix} \\ \mathbf{C}_b^{a'} = \mathbf{C}_i^{a'} \mathbf{C}_b^i = \begin{bmatrix} 0.577\ 51 & 0.000\ 01 & 0.815\ 50 \\ 0.576\ 63 & -0.706\ 19 & -0.407\ 96 \\ 0.575\ 95 & 0.705\ 58 & -0.407\ 53 \end{bmatrix} \end{cases} \quad (5)$$

对比式(5)与式(1)可知, IMU安装矩阵的非正交误差不可忽略, 需进行正交化处理提升惯导精度。

2 安装矩阵的正交化算法

根据惯导姿态更新理论, 在 t 时刻从载体坐标系(b 系)到惯性仪表3S安装系(i 系)的方向余弦矩阵用 $\mathbf{C}_b^i(t)$ 表示, 则 b 系在 $t+\Delta t$ 时刻旋转后的方向余弦矩阵可用 $\mathbf{C}_b^i(t+\Delta t)$ 表示, 有如下公式成立

$$\mathbf{C}_b^i(t+\Delta t) = \mathbf{C}_b^i(t)(\mathbf{I} + \Delta\theta^b) \quad (6)$$

其中: $\Delta\theta^b$ 是 b 系在 t 至 $t+\Delta t$ 时刻旋转“小角度”的方向余弦矩阵(也称为姿态更新矩阵), \mathbf{I} 为单位阵。

将式(5)代入式(6)可得

$$\begin{cases} \mathbf{C}_b^{g'}(t+\Delta t) = \mathbf{C}_i^{g'} \mathbf{C}_b^i(\mathbf{I} + \Delta\theta^b) \\ \mathbf{C}_b^{a'}(t+\Delta t) = \mathbf{C}_i^{a'} \mathbf{C}_b^i(\mathbf{I} + \Delta\theta^b) \end{cases} \quad (7)$$

根据式(7)可知, 在大动态惯导系统中, 矩阵 $\mathbf{C}_b^{g'}$ 和 $\mathbf{C}_b^{a'}$ 受IMU中惯性仪表安装矩阵 $\mathbf{C}_i^{g'}$ 、 $\mathbf{C}_i^{a'}$ 以及 $\Delta\theta^b$ 共同影响。需要采取特殊处理措施, 对IMU安装矩阵

$\mathbf{C}_b^{g'}$ 和 $\mathbf{C}_b^{a'}$ 进行正交化, 以抑制方向余弦矩阵姿态更新的发散速度。

采用摄动法进行安装矩阵正交化处理时, 在 $t=0$ 时刻有如下公式成立

$$\begin{cases} \mathbf{C}_b^{g'} = \mathbf{C}_b^i + \delta^g \mathbf{C}_b^i \\ \mathbf{C}_b^{a'} = \mathbf{C}_b^i + \delta^a \mathbf{C}_b^i \end{cases} \quad (8)$$

其中: $\delta^g = (\mathbf{C}_i^{g'} - \mathbf{I})$, 为陀螺安装矩阵 $\mathbf{C}_b^{g'}$ 的摄动误差算子; $\delta^a = (\mathbf{C}_i^{a'} - \mathbf{I})$, 为加计安装矩阵 $\mathbf{C}_b^{a'}$ 的摄动误差算子。

根据参考文献[10]中的矩阵正交理论, IMU中陀螺和加计的安装矩阵可按如下矩阵正交公式进行正交化

$$\begin{cases} \hat{\mathbf{C}}_b^{g'} = \left\{ \mathbf{I} + \frac{1}{2} \left[\delta^g \mathbf{C}_b^i \mathbf{C}_b^i - \mathbf{C}_b^i (\delta^g \mathbf{C}_b^i)^T \right] \right\} \mathbf{C}_b^i \\ \hat{\mathbf{C}}_b^{a'} = \left\{ \mathbf{I} + \frac{1}{2} \left[\delta^a \mathbf{C}_b^i \mathbf{C}_b^i - \mathbf{C}_b^i (\delta^a \mathbf{C}_b^i)^T \right] \right\} \mathbf{C}_b^i \end{cases} \quad (9)$$

其中, $\hat{\mathbf{C}}_b^{g'}$ 和 $\hat{\mathbf{C}}_b^{a'}$ 分别称为陀螺安装矩阵 $\mathbf{C}_b^{g'}$ 和加计安装矩阵 $\mathbf{C}_b^{a'}$ 的最优正交矩阵。

将式(8)代入式(9)中, IMU本体系(b 系) $O-XYZ$ 到惯性仪表安装系(i' 系) $O-G_1G_2G_3$ 和 $O-A_1A_2A_3$ 的正交化的安装矩阵 $\hat{\mathbf{C}}_b^{g'}$ 和 $\hat{\mathbf{C}}_b^{a'}$ 如下

$$\begin{cases} \hat{\mathbf{C}}_b^{g'} = \begin{bmatrix} 0.577\ 307 & 0.000\ 461 & 0.816\ 526 \\ 0.577\ 578 & -0.707\ 084 & -0.407\ 964 \\ 0.577\ 164 & 0.707\ 129 & -0.408\ 471 \end{bmatrix} \\ \hat{\mathbf{C}}_b^{a'} = \begin{bmatrix} 0.577\ 754 & 0.000\ 023 & 0.816\ 211 \\ 0.577\ 196 & -0.707\ 059 & -0.408\ 547 \\ 0.577\ 099 & 0.707\ 154 & -0.408\ 520 \end{bmatrix} \end{cases} \quad (10)$$

陀螺和加计的安装矩阵欧几里得范数分别为 $\text{norm}(\hat{\mathbf{C}}_b^{g'}) = 1.000\ 0001\ 2$ 、 $\text{norm}(\hat{\mathbf{C}}_b^{a'}) = 1.000\ 0001\ 1$, 如式(10)所示的安装矩阵正交性得到了显著提升。

但是, 反算陀螺安装误差角正交化畸变最大为 $-0.873'$, 加计安装误差角正交化畸变最大为 $0.971'$, 如式(11)所示, 不利于IMU惯导精度的提升。

$$\begin{cases} \Delta\hat{\theta}_g = \begin{bmatrix} 0 & -0.588 & 0.851 \\ 0.873 & 0 & -0.617 \\ -0.623 & 0.873 & 0 \end{bmatrix} \\ \Delta\hat{\theta}_a = \begin{bmatrix} 0 & -0.639 & 0.919 \\ 0.455 & 0 & -0.759 \\ -0.683 & 0.971 & 0 \end{bmatrix} \end{cases} \quad (11)$$

其中, $\Delta\hat{\theta}_g$ 和 $\Delta\hat{\theta}_a$ 分别为陀螺和加计安装矩阵按矩阵正交化变换后的安装误差角畸变矩阵。

针对上述问题, 基于IMU中各个陀螺和加计相互独立安装的实事, 本文提出了一种基于安装矩阵行向量正交化的计算方法, 如式(12)所示

$$\begin{cases} \bar{C}_b^{g'} = \begin{bmatrix} (1 + \varepsilon_{g1})/r_1 & \theta_{g12}/r_1 & \theta_{g13}/r_1 \\ \theta_{g21}/r_2 & (1 + \varepsilon_{g2})/r_2 & \theta_{g23}/r_2 \\ \theta_{g31}/r_3 & \theta_{g32}/r_3 & (1 + \varepsilon_{g3})/r_3 \end{bmatrix} \\ \bar{C}_b^{a'} = \begin{bmatrix} (1 + \varepsilon_{a1})/\lambda_1 & \theta_{a12}/\lambda_1 & \theta_{a13}/\lambda_1 \\ \theta_{a21}/\lambda_2 & (1 + \varepsilon_{a2})/\lambda_2 & \theta_{a23}/\lambda_2 \\ \theta_{a31}/\lambda_3 & \theta_{a32}/\lambda_3 & (1 + \varepsilon_{a3})/\lambda_3 \end{bmatrix} \end{cases} \quad (12)$$

其中:

$$\begin{cases} r_1 = \sqrt{(1 + \varepsilon_{g1})^2 + (\theta_{g12})^2 + (\theta_{g13})^2} \\ r_2 = \sqrt{(\theta_{g21})^2 + (1 + \varepsilon_{g2})^2 + (\theta_{g23})^2} \\ r_3 = \sqrt{(\theta_{g31})^2 + (\theta_{g32})^2 + (1 + \varepsilon_{g3})^2} \\ \lambda_1 = \sqrt{(1 + \varepsilon_{a1})^2 + (\theta_{a12})^2 + (\theta_{a13})^2} \\ \lambda_2 = \sqrt{(\theta_{a21})^2 + (1 + \varepsilon_{a2})^2 + (\theta_{a23})^2} \\ \lambda_3 = \sqrt{(\theta_{a31})^2 + (\theta_{a32})^2 + (1 + \varepsilon_{a3})^2} \end{cases}$$

$\bar{C}_b^{g'}$ 和 $\bar{C}_b^{a'}$ 分别称为陀螺安装矩阵 $C_b^{g'}$ 和加计安装矩阵 $C_b^{a'}$ 的行向量正交矩阵。

则IMU产品从本体系 (b 系) O -XYZ到惯性仪表安装系 (i' 系) O - $G'_1G'_2G'_3$ 和 O - $A'_1A'_2A'_3$ 的行向量正交化安装矩阵如下所示

$$\begin{cases} \bar{C}_b^{g'} = \begin{bmatrix} 0.577\ 365 & 0.000\ 767 & 0.816\ 485 \\ 0.577\ 676 & -0.707\ 147 & 0.407\ 716 \\ 0.577\ 269 & 0.706\ 886 & 0.408\ 744 \end{bmatrix} \\ \bar{C}_b^{a'} = \begin{bmatrix} 0.577\ 972 & 0.000\ 334 & 0.816\ 056 \\ 0.577\ 260 & 0.707\ 184 & 0.408\ 239 \\ 0.577\ 254 & 0.706\ 923 & 0.408\ 700 \end{bmatrix} \end{cases} \quad (13)$$

采用行向量正交化处理后, 陀螺安装矩阵欧几里得范数 $\text{norm}(\bar{C}_b^{g'}) = 1.000\ 157$, 加计安装矩阵欧几里得范数 $\text{norm}(\bar{C}_b^{a'}) = 1.000\ 257$, 其正交性仍优于非正交化处理的安装矩阵。采用本文方法, 陀螺安装误差角正交化畸变最大为 $-0.308'$, 加计安装误差角正交化畸变最大为 $-0.534'$, 如下所示

表1 安装矩阵不同正交化处理后典型工况IMU惯导标定测试结果对比

Table 1 Table1 Comparison of IMU inertial navigation calibration test results under typical working conditions after different orthogonalization of installation matrix

序号	典型工况	旋转角度/ (°)	非正交位姿误差/ (°, km)	矩阵正交位姿误差/ (°, km)	行向量正交位姿 误差/(°, km)	位姿性能提升值/ (°, km)	姿态与位置性能提升 百分比/%	惯导仿真 曲线
1	静态900 s	—	(0.019, 6.059)	(0.016, 1.792)	(0.016, 0.864)	(0.003, 5.195)	(15.8, 85.7)	图3
2	静态4 400 s	—	(0.186, 152.525)	(0.157, 48.053)	(0.157, 27.383)	(0.029, 125.142)	(15.9, 82.0)	图4
3	10 °/s转 25 min	15 000	(5.613, 29.997)	(4.786, 19.095)	(2.542, 15.771)	(3.071, 14.226)	(54.7, 47.4)	图5
4	30 °/s转 500 s	15 000	(8.721, 40.587)	(7.892, 29.408)	(5.632, 22.236)	(3.089, 18.351)	(35.4, 45.2)	图6

注: 序号为3、4的动态工况, 在转动停止后进行了转台回零操作, 但全程数据均参与了导航解算。

$$\begin{cases} \Delta\bar{\theta}_g = \begin{bmatrix} 0 & -0.018 & -0.064 \\ -0.017 & 0 & -0.307 \\ -0.06 & -0.308 & 0 \end{bmatrix} \\ \Delta\bar{\theta}_a = \begin{bmatrix} 0 & -0.534 & -0.485 \\ -0.534 & 0 & -0.149 \\ -0.485 & -0.149 & 0 \end{bmatrix} \end{cases} \quad (14)$$

其中, $\Delta\bar{\theta}_g$ 和 $\Delta\bar{\theta}_a$ 分别为陀螺和加计安装矩阵按行向量正交化变换后的安装误差角畸变矩阵。

对比式(14)和式(11)可知, 采用行向量正交化处理后, 安装误差角畸变程度优于矩阵正交化算法。综上, 安装矩阵行向量正交化算法是一种综合性能最优的安装矩阵正交化算法。

3 惯导试验结果分析

按表1所示的典型工况进行某型光纤IMU惯导标定测试^[16-18], 比对“非正交安装矩阵(原始安装矩阵); 矩阵正交化安装矩阵, 如式(9)所示(参考文献[10]中方法); 行向量正交化安装矩阵, 如式(12)所示(本文方法)”的惯导位姿精度指标, 如表1和图3~图6所示。试验结果总结如下:

1) 相同工况下, 安装矩阵行向量正交算法惯导精度最优, 矩阵正交算法次之, 均相对非正交安装矩阵有较大提升;

2) 采用行向量正交算法, 静态惯导姿态精度提升15%以上, 位置精度提升82%以上, 且静态导航两工况位姿性能提升百分比与试验时间不相关;

3) 采用行向量正交算法, 动态惯导姿态精度提升35%以上, 位置精度提升45%以上, 且动态导航两工况位姿性能提升百分比与旋转角度不相关。

4 “天问一号”EDL过程惯导数据分析

按本文方法进行安装矩阵正交化处理的IMU应用于“天问一号”着陆巡视器, EDL惯导数据及曲线如图7~图9所示。

在图7~图9中, “★”表示一些关键事件: 分别为

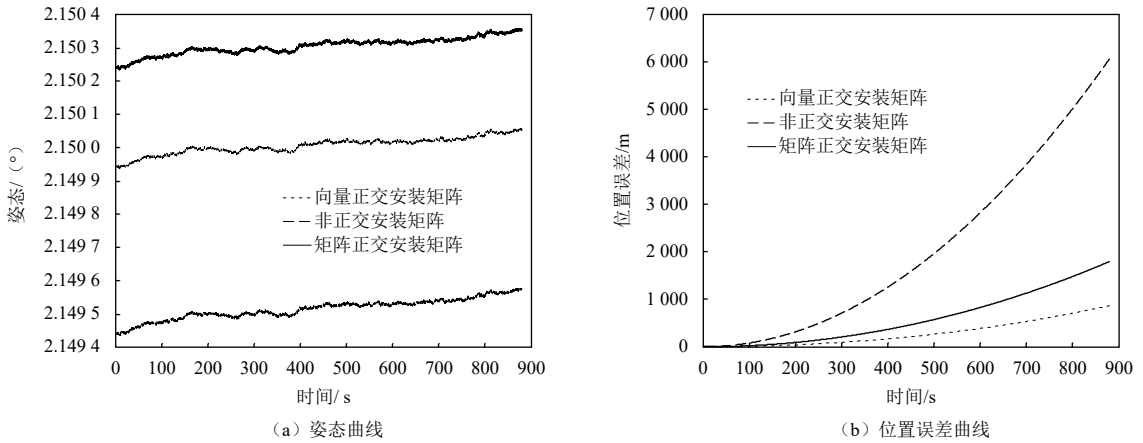


图3 IMU静态900 s惯导测试姿态曲线与位置误差曲线

Fig. 3 Attitude curve and position error curve of IMU static 900 s inertial navigation test

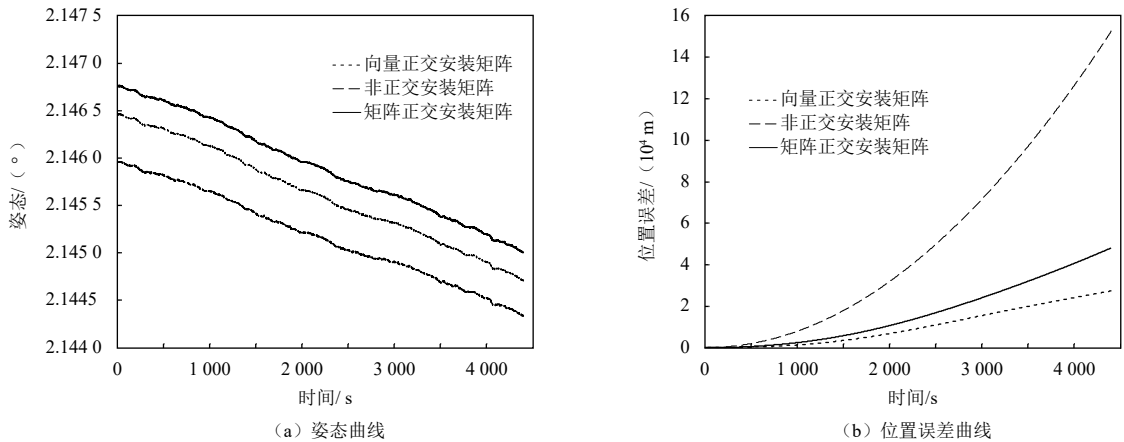


图4 IMU静态4400 s惯导测试姿态曲线与位置误差曲线

Fig. 4 Attitude curve and position error curve of IMU static 4400 s inertial navigation test

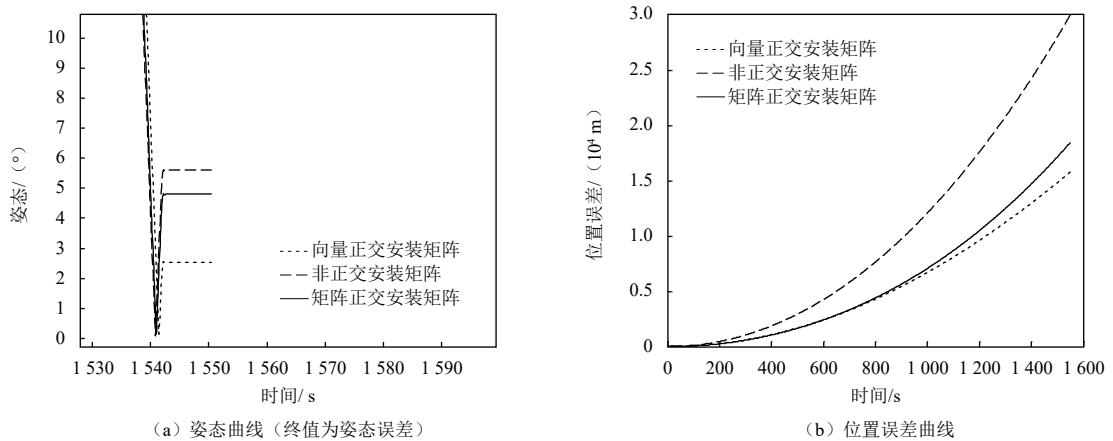


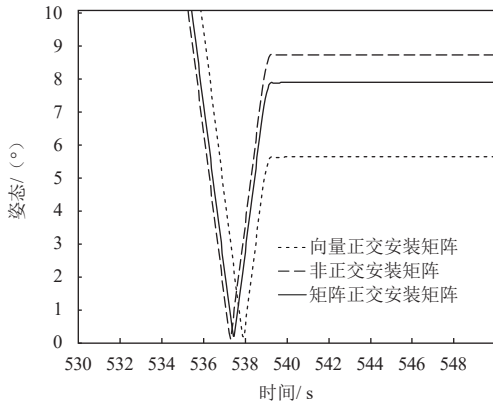
图5 IMU绕X轴以10°/s转25 min惯导测试姿态曲线与位置误差曲线

Fig. 5 Attitude curve and position error curve of IMU inertial navigation test at 10°/s in 25 min around X-axis

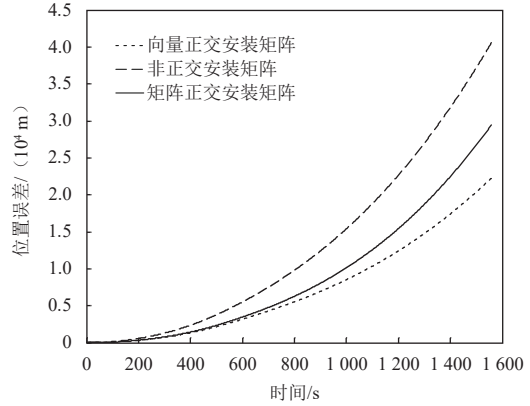
大气进入点、转升力控、展开配平翼、开伞、抛大底、抛背罩、转悬停成像、转避障机动、转缓速下降模式等^[19]。

经EDL数据分析确认，最终着陆状态为水平速度

小于0.16 m/s，垂向速度小于1.55 m/s，垂向姿态误差小于0.1°。在着陆时刻，惯导数据相对于测定轨数据之间的绝对位置为1.4 km，远优于实际设计值。应当指出的是，在抛大底以后采用了测距测速传感器对惯导



(a) 姿态曲线 (终值为姿态误差)



(b) 位置误差曲线

图 6 IMU绕X轴以30 %/s转500 s惯导测试姿态曲线与位置误差曲线

Fig. 6 Attitude curve and position error curve of IMU inertial navigation test at 30 %/s in 500 s around X-axis

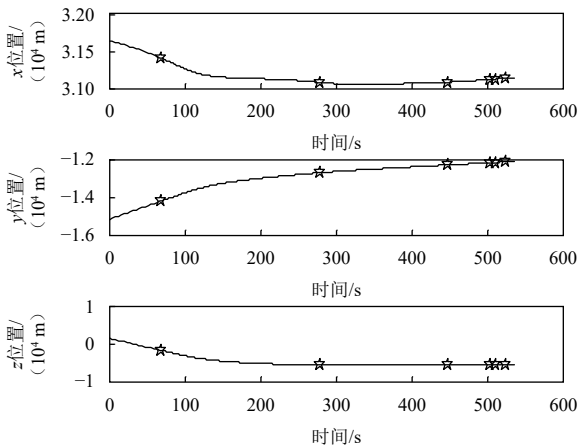


图 7 惯性位置
Fig. 7 Inertial position

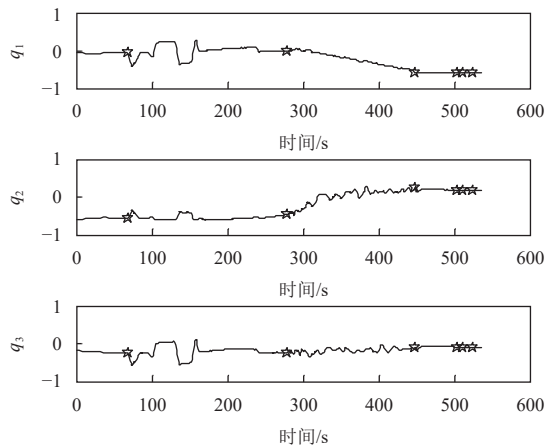


图 9 惯性姿态四元数矢量部分
Fig. 9 Vector part of inertial attitude quaternion

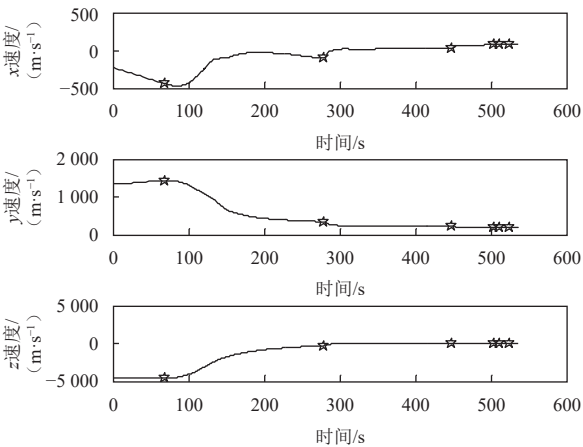


图 8 惯性速度
Fig. 8 Inertial speed

5 结 论

本文针对IMU的陀螺和加速度计安装矩阵正交特性进行了分析, 提出了安装矩阵按行向量正交化算法, 提升了陀螺和加计安装矩阵正交性, 降低了安装误差角正交化畸变。开展了典型工况IMU惯导标定测试和位姿精度分析, 如表1所示。结果表明, 安装矩阵按行向量正交化处理后在各静态、动态工况下IMU惯导测试结果均为最优, 可有效提升惯导系统的位姿精度。

采用本文方法进行安装矩阵行向量正交化处理的IMU产品, 应用于“天问一号”着陆巡视器的高动态惯导系统中, 在火星EDL大动态工况下实现了较高的惯导精度, 有利保障了中国首次火星探测任务的火表精准软着陆。

参 考 文 献

[1] 黄翔宇, 徐超, 胡荣海, 等. 火星精确定点着陆多信息融合自主导航

进行了修正, 但是仅仅修正的是位置和速度, 姿态信息仍由IMU计算得到。因此着陆的实际状态和导航位姿精度验证了本文设计方法的正确性和有效性。

- 与控制方法研究[J]. 深空探测学报(中英文), 2019, 6(4): 348-357.
- HUANG X Y, XU C, HU R H, et al. Research of autonomous navigation and control scheme based on multi-information fusion for Mars pinpoint landing[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2019, 6(4): 348-357.
- [2] 薛连莉, 翟峻仪, 葛悦涛. 2020年国外惯性技术发展与回顾[J]. 导航定位与授时, 2021, 8(3): 59-67.
- XUE L L, ZHAI J Y, GE Y T. Development and review of foreign inertial technology in 2020[J]. Navigation Positioning and Timing, 2021, 8(3): 59-67.
- [3] 任顺清, 陈希军, 王常虹. 惯导检测设备的检测及试验技术(第1版)[M]. 北京: 科学出版社, 2017.
- [4] 秦永元. 惯性导航(第三版)[M]. 北京: 科学出版社, 2020.
- [5] 袁保伦, 饶谷音, 廖丹. 光学陀螺旋转式惯导系统的安装误差效应分析[J]. 系统工程与电子技术, 2010, 32(11): 2407-2411.
- YUAN B L, RAO G Y, LIAO D. Mounting error analysis for rotating inertial navigation system with optical gyroscopes[J]. Systems Engineering and Electronics, 2010, 32(11): 2407-2411.
- [6] 严恭敏, 翁浚. 捷联惯导算法与组合导航原理[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2019.
- [7] 王坚, 梁建, 韩厚增. 低成本IMU的多位置旋转现场标定方法[J]. 中国惯性技术学报, 2017, 25(3): 294-298.
- WANG J, LIANG J, HAN H Z. Method for low-cost IMU in-field calibration through multi-position rotation[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2017, 25(3): 294-298.
- [8] 张福斌, 周振华. 一种惯性测量单元非正交安装的单轴转位方法[J]. 中国惯性技术学报, 2017, 25(2): 161-165.
- ZHANG F B, ZHOU Z H. Single-axis rotation modulation for non-orthogonal installation of IMU[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2017, 25(2): 161-165.
- [9] 马亚平, 魏国, 周庆东. 改进的IMU传感器安装误差正交补偿方法[J]. 传感器与微系统, 2016, 35(9): 9-13.
- MA Y P, WEI G, ZHOU Q D. An improved method of orthogonal compensation for IMU installation error[J]. Transducer and Microsystem Technologies, 2016, 35(9): 9-13.
- [10] BRITTING K R. 惯性导航系统分析[M]. 王国臣, 李倩, 高伟, 等译. 北京: 国防工业出版社, 2017.
- [11] 冯士伟, 李勇, 林松, 等. 一种深空探测用3S光纤陀螺石英加计惯性测量单元[C]//月球和深空探测国际学术研讨会. 北京: [s. n.], 2019.
- FENG S W, LIN Y, LIN S, et al. A 3-slant IMU composition of fiber optic gyroscope and quartz-accelerometer for deep-space detection[C]//International Symposium on Lunar and Deep Space. Beijing, China: [s. n.], 2019.
- [12] GAO P, LI K, SONG T, et al. An accelerometers-size-effect self-calibration method for triaxis rotational inertial navigation system[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2018, 65(2): 1655-1664.
- [13] CHEN J Y, ZHANG D L, HAN G T, et al. A method for lever arm estimation in INS/GPS integration using direct unscented kalman filter[C]//2020 IEEE 6th International Conference on Computer and Communications (ICCC). Chengdu, China: [IEEE], 2020.
- [14] 王海波, 张汉武, 张萍萍, 等. 基于横向地球坐标的惯性导航方法[J]. 中国惯性技术学报, 2016, 12(6): 716-722.
- WANG H B, ZHANG H W, ZHANG P P, et al. Inertial navigation algorithm for polar region based on transverse terrestrial coordinate[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2016, 12(6): 716-722.
- [15] GAO P, LI K, WANG L, et al. Four-position heading effect calibration algorithm for rotation inertial navigation system based on fiber optic gyro[J]. Optical Engineering, 2016, 55(7): 1051-1058.
- [16] 魏莉莉, 黄军, 傅长松, 等. 带斜置元件的光纤陀螺捷联惯组标定方法[J]. 中国惯性技术学报, 2015, 23(1): 14-19.
- WEI L L, HUANG J, FU C S, et al. Calibration method of FOG strap down IMU with skewed sensor axis[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2015, 23(1): 14-19.
- [17] GAO W, ZHANG Y, WANG J G. Research on inertial alignment and self-calibration of rotary strap down inertial navigation systems[J]. Sensors, 2015, 15: 3154-3171.
- [18] HU J, CHENG X H, ZHU Y X, et al. On-line integrated correction of attitude and heading for singleaxis rotary SINS[J]. Journal of Southeast University(Natural Science Edition), 2016, 46(3): 494-498.
- [19] HUANG X Y, LI M D, WANG X L, et al. The Tianwen-1 guidance, navigation, and control for Mars entry, descent, and landing[J]. Space: Science and Technology, 2021(1): 84-96.

作者简介:

冯士伟(1982-), 男, 高级工程师, 主要研究方向: 惯性敏感器产品设计。

通信地址: 北京2729信箱(100190)

电话: (010)68112244

E-mail: fengshiwei_502@163.com

Research on Orthogonalization Method of Installation Matrix of Landing IMU for Tianwen-1

FENG Shiwei¹, LIN Song¹, LI Yong^{1,2}, XU Lijia¹, LI Maodeng^{1,2}

(1. Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100190, China;

2. Science and Technology on Space Intelligent Control Laboratory, Beijing 100190, China)

Abstract: The IMU of Tianwen-1 is the core product of its navigation system; during the installation of gyro and accelerometer in IMU installation deviation and nonlinear scale factor occur, leading to the non-orthogonality of installation matrix and affecting the accuracy of IMU inertial navigation. In this paper, the orthogonality of gyro and accelerometer installation matrix was analyzed, and the orthogonalization algorithm of installation matrix for row vector was proposed, which improves the orthogonality of gyro and accelerometer installation matrix and reduces the distortion of installation error angle in the process of orthogonalization. The calibration test of IMU inertial navigation under typical working conditions was carried out. The test results show that after the installation matrix was orthogonalized according to row vector, the attitude accuracy of IMU inertial navigation was improved by 15.8%~54.7%, and the position accuracy was improved by 45.2%~85.7%. Adopting the above method, the percentage of static position and attitude performance improvement under various working conditions is consistent and not related to the test time; the percentage of dynamic position and attitude performance improvement under various working conditions is consistent and not related to the cumulative sum of rotation angle.

Keywords: inertial measurement unit; installation matrix; orthogonalization; accuracy of INS

Highlights:

- The installation matrix is orthogonalized according to row vector.
- Reduce the distortion of installation error angle in the process of orthogonalization.
- The attitude accuracy can be improved by 15.8%~54.7%.
- The position accuracy can be improved by 45.2%~85.7%.

[责任编辑: 高莎, 英文审校: 宋利辉]