基于敏感器机动的惯性/分时天文多普勒速度组合导航

杨雨青[1,2]，欧馨雅[1]，黄月清[1]，杨浩南[1]，宁晓琳[1]
（1. 北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院，北京 100191；2. 内蒙古大学 计算机学院，呼和浩特 010021）

摘　要：针对传统惯性/天文多普勒速度（Strapdown Inertial Navigation System/Doppler Velocity of the Sun/Star，SINS/DVS）组合导航方法要求航天器必须同时携带3个敏感器观测3颗导航恒星才能全面修正航天器速度误差的问题，提出一种基于敏感器机动的惯性/分时天文多普勒速度组合导航方法（SINS/Time-Segmented DVS，SINS/TS-DVS），通过敏感器机动周期性地改变光轴指向来获取不同方向的DVS量测量，在减轻航天器负担的情况下保证了导航精度，仿真结果表明SINS/TS-DVS组合导航在经度、纬度和高度方向的位置误差比传统捷联惯导系统（Strapdown Inertial Navigation System，SINS）和仅观测一颗恒星的SINS/DVS组合导航有较大的提升，可有效提升航天器的定位精度。

关键词：天文导航；自主导航；敏感器机动；多普勒速度
中图分类号：V448.22　　**文献标识码：**A　　**文章编号：**2096-9287(2026)02-0175-09
DOI:10.3724/j.issn.2096-9287.2026.20240065
引用格式：杨雨青，欧馨雅，黄月清，等. 基于敏感器机动的惯性/分时天文多普勒速度组合导航[J]. 深空探测学报（中英文），2026，13（2）：175-183.
Reference format: YANG Y Q，OU X Y，HUANG Y Q，et al. SINS/time-segmented doppler velocity system integrated navigation based on sensor maneuvering[J]. Journal of Deep Space Exploration，2026，13（2）：175-183.

引　言

惯性/天文（Strapdown Inertial Navigation System/Celestial Navigation System，SINS/CNS）组合导航是一种常用的自主导航方法[1-2]。传统的SINS/CNS导航主要是利用捷联惯导和天文导航系统输出的姿态做差修正航天器的姿态误差[3-4]。然而加速度计偏置不可观测，因此这种方法在修正位置和速度误差方面的效果并不理想[5]。根据SINS导航原理可知，速度误差会引起位置误差线性增大。因此，研究可修正航天器速度误差的惯性/天文组合导航对提升导航定位精度至关重要[6]。

惯性/多普勒速度记录仪（Strapdown Inertial Navigation System/Doppler Velocity Log，SINS/DVL）组合导航方法是一种通过向水下发射信号，并接收反射信号，来计算载体的运动速度，进而修正载体速度误差的方法[7-8]。但由于需要向外界发射和接收信号，因此，该方法并非是一种完全自主的导航方法。惯性/天文多普勒速度（Strapdown Inertial Navigation System/Doppler Velocity of the Sun/Star， SINS/DVS）组合导航方法是一种通过观测航天器相对太阳/恒星的多普勒频移，计算出航天器相对太阳/恒星的多普勒速度（Doppler Velocity of the Sun/star，DVS），进而修正航天器速度误差的方法[9]。航天器的速度误差为三维矢量，而一个DVS量测量仅能提供一个方向的速度信息，这就意味着当且仅有一个DVS量测量时，只能修正该量测量对应方向的误差，其它方向的误差难以被修正。为能全面地修正航天器的速度误差，要求航天器必须携带3个敏感器来同时观测3颗恒星。然而受到成本的限制，航天器往往难以同时搭载多个DVS敏感器，这就造成了速度信息的不完备。因此，如何在仅有一个敏感器的情况下，获得多方向的速度信息成为SINS/DVS组合导航方法的重点和难点。

现有可减少敏感器个数的方法主要有3种：多视场敏感器、约束导航算法和敏感器机动。第1种方法即开发多视场敏感器，如在折射星观测过程中，利用多视场星敏感器[10]取代传统的双星敏感器[11]。然而，开发可同时观测多个方向DVS量测量的新型敏感器面临着研制周期长、成本高的问题，短期内难以彻底突破其技术瓶颈。第2种方法是约束导航算法，通过假设陆地车辆[12-13]相对于地球表面的姿态变化最小来减少敏感器的数量。然而，当载体的运动不满足约束条件时，该方法的定位精度迅速降低。航天器的在轨运动十分复杂，因此约束导航算法并不适用。第3种方法为敏感器

收稿日期：2024-09-19　修回日期：2025-04-22
基金项目：内蒙古自然科学基金（2026QC0219）；内蒙古大学青年学术人才科研启动项目（10000-A25206019）

机动，通过改变敏感器指向来获取不同方向的量测数据[14]。考虑到航天器本身所具备的机动能力，本文通过敏感器机动解决速度信息不完备的问题。已有学者对利用敏感器机动提高导航精度，进行了一系列的讨论，如文献[15]针对最佳机动角进行了分析和讨论，结果表明当机动角为±90°时，系统可观测性最好。文献[16]从数学最优理论提出了一组具有最优可观测性的解析机动解。文献[17]通过仿真检验了机动的可观测性，评估了敏感器误差和滤波方法对导航精度的影响。文献[18]研究了基于敏感器机动的SINS/CNS组合导航星敏感器安装误差标定方法，结果表明在利用敏感器机动对安装误差进行标定和补偿后，SINS/CNS的位置误差相比降低了63.23%，可有效提升SINS/CNS的精度。文献[19]通过控制飞行器进行360°的圆周运动，利用相对方位角相差180°时天顶角误差相互抵消的特性，在相机与航姿参考系统（Attitude and Heading Reference System，AHRS）安装误差较大的情况下也能实现较高的定位精度。虽然这些研究表明敏感器机动在基于角度的导航是有效的，但尚未有文献对敏感器机动在SINS/DVS组合导航的应用进行评估。

受敏感器机动在基于角度的导航方法中应用的启发，本文提出一种基于敏感器机动的惯性/分时天文多普勒速度（SINS/Time-Segmented DVS，SINS/TS-DVS）组合导航方法。该方法利用敏感器进行周期性的机动，来观测不同方向的导航恒星，获得来自不同方向的DVS量测量，解决SINS/DVS组合导航对3个及3个以上敏感器的依赖问题。

1 SINS/DVS组合导航系统模型

本节介绍了SINS/DVS组合导航的系统模型及其SINS/DVS组合导航的滤波方法。在介绍系统模型之前，首先对本文涉及的坐标系进行如下定义。

1）惯性坐标系（i系）：原点为地心，x_{i}轴指向春分点，z_{i}轴与地球自转轴方向一致，y_{i}与$x_{\mathrm{i}}oz_{\mathrm{i}}$平面构成右手螺旋直角坐标系。

2）地球坐标系（e系）：原点为地心，x_{e}轴在赤道平面内并指向0°经线方向，z_{e}轴垂直于赤道平面，与地球自转方向一致，y_{e}轴垂直于$x_{\mathrm{e}}oz_{\mathrm{e}}$平面，并构成右手直角坐标系。

3）导航坐标系（n系）：以地理坐标系作为导航坐标系，x_{n}轴指向当地水平向东，y_{n}轴指向当地水平向北，z_{n}轴沿着垂线方向指向天。

1.1 状态模型

SINS/CNS组合导航常以航天器的平台失准角、速度误差、位置误差、陀螺漂移和加计偏置为状态量，以SINS的误差方程为系统状态方程，可表示为

$$\dot{\boldsymbol{X}}(t)=\boldsymbol{F}(t)\boldsymbol{X}(t)+\boldsymbol{w}(t) \tag{1}$$

其中：状态量为$\boldsymbol{X}=[\boldsymbol{\phi},\delta\boldsymbol{v}^n,\delta\boldsymbol{r}^n,\boldsymbol{\varepsilon},\nabla]^{\mathrm{T}}$；$\boldsymbol{\phi}=[\phi_{\mathrm{E}},\phi_{\mathrm{N}},\phi_{\mathrm{U}}]^{\mathrm{T}}$为平台失准角；$\delta\boldsymbol{v}^n=[\delta v_{\mathrm{E}},\delta v_{\mathrm{N}},\delta v_{\mathrm{U}}]^{\mathrm{T}}$分别为东向、北向和天向的速度误差；$\delta\boldsymbol{r}^n=[\delta L,\delta\lambda,\delta h]^{\mathrm{T}}$为经度、纬度和高度方向的位置误差；$\boldsymbol{\varepsilon}=[\varepsilon_{\mathrm{E}},\varepsilon_{\mathrm{N}},\varepsilon_{\mathrm{U}}]^{\mathrm{T}}$为东北天向的陀螺漂移；$\nabla=[\nabla_{\mathrm{E}},\nabla_{\mathrm{N}},\nabla_{\mathrm{U}}]^{\mathrm{T}}$为东北天向的加计偏置；$\dot{\boldsymbol{X}}(t)$为$t$时刻$\boldsymbol{X}(t)$的导数；$\boldsymbol{F}(t)$为系统状态转移函数；$\boldsymbol{w}(t)$为系统过程噪声。

1.2 DVS量测获取

SINS/DVS组合导航中，以光谱仪测量得到的航天器相对太阳/恒星的多普勒速度为量测量。设航天器某一时刻观测j个光源，$f_{\mathrm{es}-1}$、$f_{\mathrm{es}-2},\cdots,f_{\mathrm{es}-\mathrm{j}}$分别为光源发出的光谱频率，$f_{\mathrm{rs}-1}$、$f_{\mathrm{rs}-2},\cdots,f_{\mathrm{rs}-\mathrm{j}}$分别为航天器所接收到的光源发出的光谱频率，则航天器相对光源的多普勒速度$v_{\mathrm{rs}-j}$可表示为

$$v_{\mathrm{rs}-j}=c\frac{f_{\mathrm{rs}-j}-f_{\mathrm{es}-j}}{f_{\mathrm{es}-j}} \tag{2}$$

其中：$j=1,2,3$，$j=1$表示航天器相对太阳的径向速度，$j=2$和$j=3$表示航天器相对恒星-1和恒星-2的径向速度；$v_{\mathrm{rs}-j}$为航天器相对光源j的径向速度；c为光速。

1.3 SINS/DVS组合导航量测模型

SINS/DVS组合导航以太阳和两颗恒星的径向速度（$v_{\mathrm{rs}-j}$）作为系统量测量的几何示意图如图1所示，$v_{\mathrm{rs}-j}$具体可表示为[20]

$$v_{\mathrm{rs}-j}=\boldsymbol{v}_{\mathrm{ps}-j}^{\mathrm{T}}\cdot\boldsymbol{l}_{\mathrm{ps}-j}^{i}+v_{\mathrm{noise}-j} \tag{3}$$

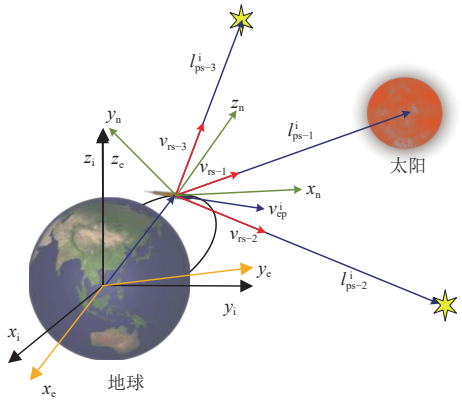


图 1 基于太阳/恒星多普勒速度的惯性/天文组合导航方法

Fig. 1 SINS/CNS integrated navigation method based on Doppler velocity of the Sun/star

其中：$\boldsymbol{v}_{\mathrm{ps}-j}=\boldsymbol{v}_{\mathrm{ep}}-\boldsymbol{v}_{\mathrm{es}-j}$为航天器相对太阳/恒星的速度矢量，$\boldsymbol{v}_{\mathrm{ep}}$表示航天器相对地心的速度矢量，$\boldsymbol{v}_{\mathrm{es}-j}$为太

阳/恒星相对地心的速度矢量；$\boldsymbol{l}^{i}_{\mathrm{ps}-j}$为航天器相对太阳/恒星的方向矢量；$v_{\mathrm{noise}-j}$为量测噪声。

将$\boldsymbol{v}_{\mathrm{ps}-j}=\boldsymbol{v}^{i}_{\mathrm{ep}}-\boldsymbol{v}_{\mathrm{es}-j}$代入式（3），式（3）可进一步表示为

$$v_{\mathrm{rs}-j}=\left(\boldsymbol{v}^{i}_{\mathrm{ep}}-\boldsymbol{v}_{\mathrm{es}-j}\right)^{\mathrm{T}}\cdot\boldsymbol{l}^{i}_{\mathrm{ps}-j}+v_{\mathrm{noise}-j} \tag{4}$$

$$\boldsymbol{v}^{i}_{\mathrm{ep}}=\boldsymbol{C}^{\mathrm{i}}_{\mathrm{n}}\boldsymbol{v}^{\mathrm{n}} \tag{5}$$

其中：$\boldsymbol{C}^{\mathrm{i}}_{\mathrm{n}}$为从n-系到i-系的转移矩阵，可由$\boldsymbol{C}^{\mathrm{i}}_{\mathrm{n}}=\boldsymbol{C}^{\mathrm{i}}_{\mathrm{e}}\boldsymbol{C}^{\mathrm{e}}_{\mathrm{n}}$计算得到，其中$\boldsymbol{C}^{\mathrm{i}}_{\mathrm{e}}$为e系到i系的转移矩阵，可由式（6）计算得到，$\boldsymbol{C}^{\mathrm{e}}_{\mathrm{n}}$为n系到e系的转移矩阵，可由式（7）计算得到。$\boldsymbol{v}^{\mathrm{n}}$为修正后的航天器速度矢量，可由$\boldsymbol{v}^{\mathrm{n}}=\tilde{\boldsymbol{v}}_{\mathrm{SINS}}-\delta\boldsymbol{v}^{\mathrm{n}}$计算得到，其中$\tilde{\boldsymbol{v}}_{\mathrm{SINS}}=[v_{\mathrm{SINS-E}}\quad v_{\mathrm{SINS-N}}\quad v_{\mathrm{SINS-U}}]^{\mathrm{T}}$为惯性导航输出的速度信息，$\delta\boldsymbol{v}^{\mathrm{n}}=[\delta v_{\mathrm{E}}\quad \delta v_{\mathrm{N}}\quad \delta v_{\mathrm{U}}]^{\mathrm{T}}$为由组合导航估计得到的速度误差。

$$\boldsymbol{C}^{\mathrm{i}}_{\mathrm{e}}=\begin{bmatrix}\cos(\omega_{\mathrm{ie}}t) & \sin(\omega_{\mathrm{ie}}t) & 0\\ -\sin(\omega_{\mathrm{ie}}t) & \cos(\omega_{\mathrm{ie}}t) & 0\\ 0 & 0 & 1\end{bmatrix} \tag{6}$$

$$\boldsymbol{C}^{\mathrm{e}}_{\mathrm{n}}=\begin{bmatrix}-\sin(\lambda-\delta\lambda) & -\sin(L-\delta L)\cos(\lambda-\delta\lambda) & \cos(L-\delta L)\cos(\lambda-\delta\lambda)\\ \cos(\lambda-\delta\lambda) & -\sin(L-\delta L)\sin(\lambda-\delta\lambda) & \cos(L-\delta L)\sin(\lambda-\delta\lambda)\\ 0 & \cos(L-\delta L) & \sin(L-\delta L)\end{bmatrix} \tag{7}$$

其中：L、λ和h分别为惯导输出的经度、纬度和高度信息；δ_L、δ_λ和δ_h为组合导航估计的位置误差。

因此式（4）可进一步表示为

$$v_{\mathrm{rs}-j}=\left(\boldsymbol{C}^{\mathrm{i}}_{\mathrm{n}}(\tilde{\boldsymbol{v}}_{\mathrm{SINS}}-\delta\boldsymbol{v}^{\mathrm{n}})-\boldsymbol{v}_{\mathrm{es}-j}\right)^{\mathrm{T}}\boldsymbol{l}^{i}_{\mathrm{ps}-j}+v_{\mathrm{noise}-j} \tag{8}$$

令$\boldsymbol{Z}_{\mathrm{sdv}}$为SINS/DVS组合导航系统的量测量，假设航天器同时观测太阳和两颗恒星，则系统量测量可表示为$\boldsymbol{Z}_{\mathrm{sdv}}=[v_{\mathrm{rs}-1}(t),v_{\mathrm{rs}-2}(t),v_{\mathrm{rs}-3}(t)]^{\mathrm{T}}$，系统量测模型可表示为

$$\boldsymbol{Z}_{\mathrm{sdv}}(t)=h_{\mathrm{sdv}}(\boldsymbol{X}(t))+\boldsymbol{V}_{\mathrm{sdv}}(t) \tag{9}$$

其中：$h_{\mathrm{sdv}}(\cdot)$为SINS/DVS组合导航系统的量测模型；$\boldsymbol{V}_{\mathrm{sdv}}$为测量误差。

2　惯性/分时天文多普勒速度组合导航（SINS/TS-DVS）

SINS/TS-DVS组合导航方法通过将敏感器机动策略引入SINS/DVS，突破了传统SINS/DVS组合导航需多个敏感器的限制，利用敏感器的机动获取多方向的速度信息，在显著降低系统复杂度的同时保证了导航精度。此外，该方法还具有较强的适应性，可根据实际任务需求灵活调整机动策略和观测序列，为航天器自主导航提供了新技术途径。

2.1　敏感器机动策略

由于仅观测太阳或者一颗恒星仅能获得一个方向的DVS量测量，而全面修正航天器的速度误差要求至少携带3个敏感器观测。为解决该问题，本文采用敏感器机动周期性调整敏感器的指向，实现仅用一个敏感器就可获得不同方向DVS量测量的目的。利用敏感器机动获取DVS量测量的示意图如图2所示，其中每次机动时敏感器光轴从上一个方向转到下一个方向。航天器飞行过程中观察到的恒星编号如图3所示，恒星编号的每一次变化都意味着一次机动。

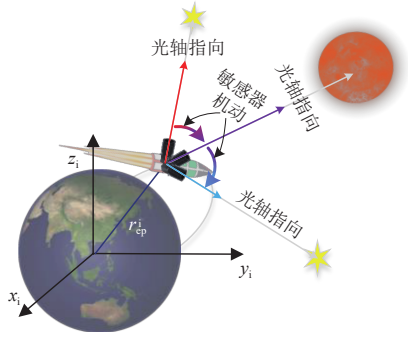


图 2　基于敏感器机动的SINS/TS-DVS组合导航方法

Fig. 2　SINS/TS-DVS integrated navigation method based on sensor maneuvering

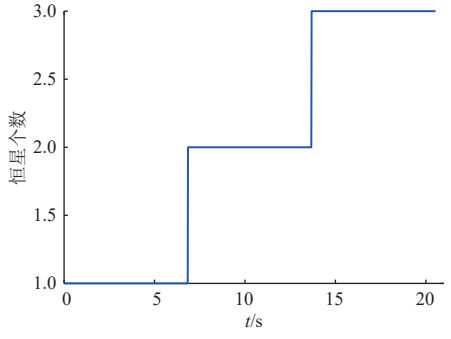


图 3　飞行过程中观测的导航恒星序号

Fig. 3　Sequence number of stars observed during flight

2.2　TS-DVS量测量

根据上述分析可知，在仅有一个敏感器的情况下，通过敏感器机动可实现获得不同方向的量测量。因此基于敏感器机动的分时DVS（Time-Segmented DVS，TS-DVS）量测模型为分段函数，具体为

$$\begin{cases}Z_{\mathrm{ts}-\mathrm{dvs}}(t)=v_{\mathrm{rstar}-1}(t)+v_{\mathrm{noise}-1}(t),\ t\leqslant T\\ Z_{\mathrm{ts}-\mathrm{dvs}}(t)=v_{\mathrm{rstar}-2}(t)+v_{\mathrm{noise}-1}(t),\ T<t\leqslant 2T\\ Z_{\mathrm{ts}-\mathrm{dvs}}(t)=v_{\mathrm{rstar}-3}(t)+v_{\mathrm{noise}-1}(t),\ 2T<t\leqslant 3T\end{cases} \tag{10}$$

其中：T为机动的时间间隔；因为只使用了一台敏感器来观察恒星，所以量测噪声都设置为$v_{\mathrm{noise}-1}(t)$。

此外，SINS/TS-DVS组合导航中，系统状态模型如式（1）所示，系统量测模型如式（10）所示，其系统量测模型为非线性函数，因此本文采用无迹卡尔曼滤波（Unscented Kalman Filter，UKF）估计。

2.3 TS-DVS量测误差

TS-DVS量测量中测量误差的构成主要分为两部分：①DVS量测量本身的测量误差，主要包含敏感器的测量误差及恒星径向运动的速度误差；②由于敏感器机动引入的指向误差等。

根据文献[21]可知，在轨DVS量测获取精度可达1.93 m/s，本文设置DVS的敏感器测量误差均值0，方差2 m/s。

此外，由于恒星运动速度误差的量化模型尚未完善，假设恒星运动速度的不确定度为$\alpha\%$，则根据式（4）可知，考虑恒星运动速度不确定度的量测模型可进一步表示为

$$\tilde{v}^{v}_{\mathrm{rs}-j}=\boldsymbol{v}^{\mathrm{T}}_{\mathrm{ep}}\cdot\boldsymbol{l}^{i}_{\mathrm{ps}-j}-(1+\alpha\%)\boldsymbol{v}^{\mathrm{T}}_{\mathrm{es}-j}\cdot\boldsymbol{l}^{i}_{\mathrm{es}-j}+v_{\mathrm{noise}-j} \tag{11}$$

联立式（4）和式（11）可知，由恒星运动速度误差引起的量测误差为一个常值，具体可表示为

$$\Delta\tilde{v}^{v}_{\mathrm{rs}-j}=\alpha\%\boldsymbol{v}^{\mathrm{T}}_{\mathrm{es}-j}\cdot\boldsymbol{l}^{i}_{\mathrm{es}-j} \tag{12}$$

其中：$\Delta\tilde{v}^{v}_{\mathrm{rs}-j}$为恒星运动速度误差引起的量测误差。

除敏感器测量误差和恒星运动速度误差外，敏感器机动后的指向误差也会影响导航精度。假设敏感器指向误差为$\Delta\boldsymbol{l}_{\mathrm{ps}}$，则根据式（8）可知，由$\Delta\boldsymbol{l}_{\mathrm{ps}}$引起的测量误差可写为

$$\begin{aligned}\Delta v^{d}_{\mathrm{rs}-m}=&\left(\boldsymbol{C}^{\mathrm{i}}_{\mathrm{n}}(\tilde{\boldsymbol{v}}_{\mathrm{SINS}}-\delta\boldsymbol{v}^{\mathrm{n}})-\boldsymbol{v}_{\mathrm{es}-j}\right)^{\mathrm{T}}\left(\boldsymbol{C}_{\mathrm{err}}\boldsymbol{l}^{i}_{\mathrm{ps}-j}\right)-\\&\left(\boldsymbol{C}^{\mathrm{i}}_{\mathrm{n}}(\tilde{\boldsymbol{v}}_{\mathrm{SINS}}-\delta\boldsymbol{v}^{\mathrm{n}})-\boldsymbol{v}_{\mathrm{es}-j}\right)^{\mathrm{T}}\boldsymbol{l}^{i}_{\mathrm{ps}-j}=\\&\left(\boldsymbol{C}^{\mathrm{i}}_{\mathrm{n}}(\tilde{\boldsymbol{v}}_{\mathrm{SINS}}-\delta\boldsymbol{v}^{\mathrm{n}})-\boldsymbol{v}_{\mathrm{es}-j}\right)^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{C}_{\mathrm{err}}-\boldsymbol{I}_{3\times3})\boldsymbol{l}^{i}_{\mathrm{ps}-j}\end{aligned} \tag{13}$$

其中：$\boldsymbol{C}_{\mathrm{err}}$为由$\Delta\boldsymbol{l}_{\mathrm{ps}}$引起的误差矩阵，本文假设$\Delta\boldsymbol{l}_{\mathrm{ps}}$为小角度误差，则$\boldsymbol{C}_{\mathrm{err}}$可表示为

$$\boldsymbol{C}_{\mathrm{err}}=\begin{bmatrix}1&-\Delta l^{x}_{\mathrm{ps}}&\Delta l^{y}_{\mathrm{ps}}\\\Delta l^{x}_{\mathrm{ps}}&1&-\Delta l^{z}_{\mathrm{ps}}\\-\Delta l^{y}_{\mathrm{ps}}&\Delta l^{z}_{\mathrm{ps}}&1\end{bmatrix} \tag{14}$$

其中：$\Delta l^{x}_{\mathrm{ps}}$、$\Delta l^{y}_{\mathrm{ps}}$和$\Delta l^{z}_{\mathrm{ps}}$分别为$\Delta\boldsymbol{l}_{\mathrm{ps}}$在$x$、$y$和$z$方向的投影。

根据式（13）可知，由于指向误差引起的测量误差大小不仅与指向误差大小相关，还与系统状态量和恒星运动速度等非线性相关。

综上，TS-DVS量测误差可表示为

$$\Delta Z(t)=v_{\mathrm{noise}-1}(t)+\Delta\tilde{v}^{v}_{\mathrm{rs}-j}(t)+\Delta v^{d}_{\mathrm{rs}-m}(t) \tag{15}$$

其中：$v_{\mathrm{noise}-1}(t)$为敏感器的测量误差；$\Delta\tilde{v}^{v}_{\mathrm{rs}-j}(t)$为恒星径向速度引起的量测误差；$\Delta v^{d}_{\mathrm{rs}-m}(t)$为敏感器指向误差引起的量测误差。

3 数值仿真分析

3.1 仿真条件

航天器轨道参数如表1所示，标称轨迹如图4所示。观测恒星的参数如表2所示。初始位置误差、速度误差和平台失准角设置为[50 m，50 m，50 m]$^{\mathrm{T}}$，[0.1 m/s，0.1 m/s，0.1 m/s]$^{\mathrm{T}}$、[20″，20″，20″]$^{\mathrm{T}}$。惯性器件精度设置为陀螺漂移0.01°/h，陀螺随机游走0.001°/$\sqrt{\mathrm{h}}$，加计偏置为100 μg，加计随机游走为100 μg/$\sqrt{\mathrm{Hz}}$[1]。惯性导航采样频率100 Hz，DVS量测量采样频率1 Hz，组合导航的滤波周期设置为1 s。根据文献[21]可知，在轨DVS量测获取精度可达1.93 m/s，因此本文设置DVS的敏感器测量误差的均值0，方差2 m/s。敏感器机动后的指向误差5″。

表 1 航天器标准轨迹参数

Table 1 Standard trajectory parameters of spacecraft

轨迹参数	数值
发射时间	2021/04/23 00:00:000
水平航迹角/（°）	30
方位角/（°）	90
发射速度/（km·s^{-1}）	6
飞行时长/min	20.52

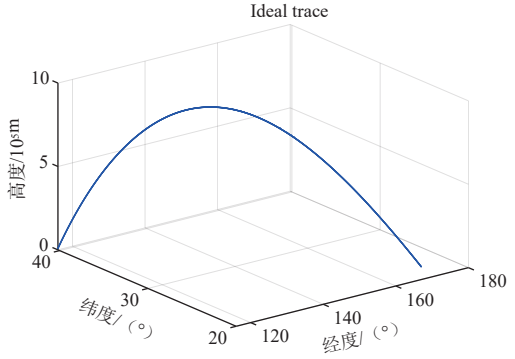


图 4 航天器标准轨迹

Fig. 4 Spacecraft standard trajectory

表 2 天文测速导航观测导航恒星的参数

Table 2 Parameters of observed navigation stars

命名	赤经/hms	赤纬/dms	视向速度/（km·s^{-1}）
Star1	17:43:41.40	04°33′46.9″	−12.3
Star2	18:36:56.33	38°47′1.17″	−13.9
Star3	19:46:28.00	10°37′24.3″	−3.4

3.2 仿真结果

3.2.1 不同敏感器个数对SINS/DVS组合导航精度的影响

不同敏感器个数的SINS/DVS组合导航性能如图5和表3所示。此时在整个飞行过程中，敏感器不机动。从表3可知，当仅观测1颗恒星时，SINS/DVS组合导航

在经度和纬度方向的误差甚至比SINS还要差，主要是因为：①一个DVS量测量仅可提供一个方向的速度信息，这就意味着当仅有一个DVS量测量时，其它方向的误差将难以被修正；②DVS量测量不可避免地会存在测量误差，在测量误差的作用下，非DVS方向的导航误差可能增大；③根据式（8）可知，DVS量测模型的精度不仅受测量误差的影响，还受SINS输出误差的影响，因此即使DVS测量误差较小，但在SINS输出有误差的情况下，也会导致DVS量测模型误差的存在，进而引起估计误差。当系统有2个或2个以上的DVS量测量时，来自不同方向的速度信息被引入系统，此时航天器速度误差可得到进一步的修正。从表3可知，为全面校正航天器速度的误差，至少需要3个不同方向的DVS量测量。

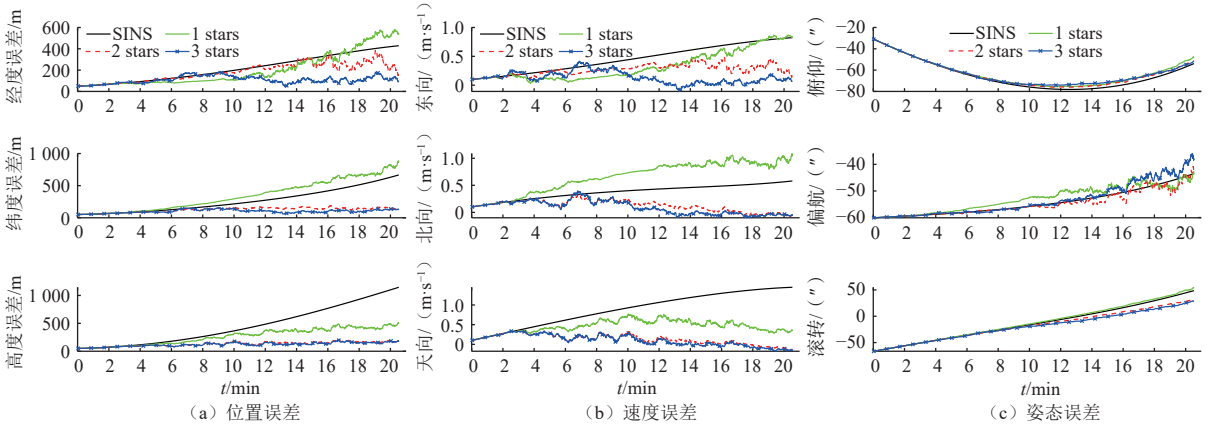


图 5　不同敏感器个数对SINS/DVS组合导航性能的影响

Fig. 5　Impact of number of different sensors on performance of SINS/DVS integrated navigation

表 3　SINS、SINS/DVS和SINS/TS-DVS组合导航误差

Table 3　Errors of SINS，SINS/DVS integrated navigation and SINS/TS-DVS integrated navigation

导航方案		位置误差/m			速度误差/（m·s⁻¹）			姿态误差/（″）		
		经度	纬度	高度	东向	北向	天向	俯仰	偏航	横滚
SINS		428.77	666.92	1 146.49	0.82	0.58	1.45	53.85	43.46	48.72
SINS/DVS组合导航	仅观测Star1	533.71	889.50	515.12	0.83	1.09	0.37	47.19	42.68	55.04
	观测Star1和Star2	182.98	206.01	216.31	0.21	0.14	0.09	50.71	41.08	33.10
	观测Star1，Star2和Star3	97.24	169.22	188.50	0.14	0.13	0.17	51.42	35.53	27.35
SINS/TS-DVS组合导航		175.07	204.84	245.23	0.22	0.14	0.15	51.51	40.83	26.26

3.2.2　SINS/TS-DVS组合导航的性能

SINS和SINS/TS-DVS组合导航方法导航精度的比较如图6所示，红线为机动时刻，其中每个机动区间内观测到的恒星如图3所示。根据图6和表3可知，敏感器机动可有效地提高导航精度，因为敏感器机动之后，更多方向的DVS信息被引入到系统，系统可观测性提高。与表3给出的SINS和SINS/DVS组合导航的误差结果相比，SINS/TS-DVS组合导航在经度、纬度和高度

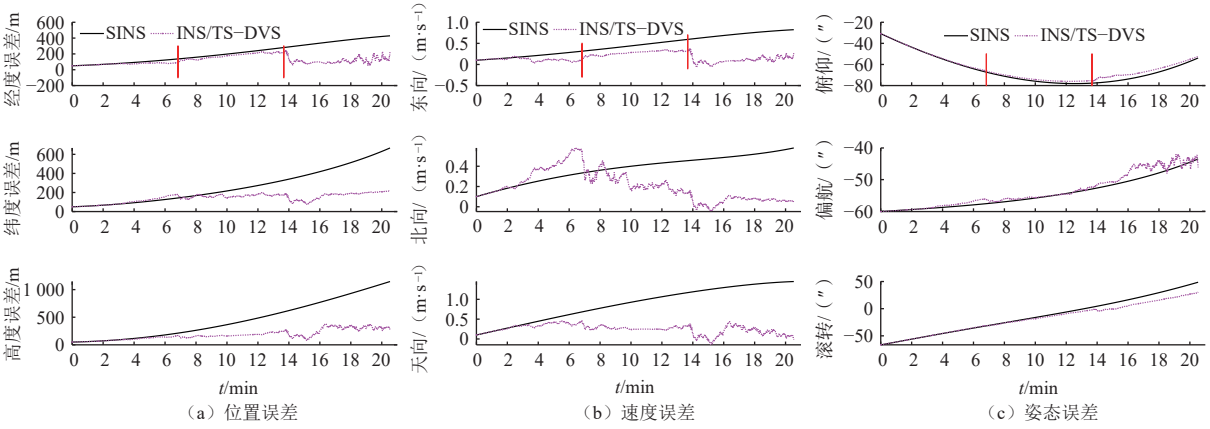


图 6　SINS/TS-DVS组合导航精度

Fig. 6　Accuracy of SINS/TS-DVS integrated navigation

方向的位置误差比SINS减小59%、69%和79%，比仅利用一个敏感器时的SINS/DVS组合导航减小67%，77%和52%。上述结果表明在仅使用一个敏感器的情况下，SINS/TS-DVS组合导航方法能够获得与多敏感器系统相当的导航精度。

3.2.3 SINS/TS-DVS组合导航的影响因素分析

为进一步评估本文所提方法的有效性，本小节分析不同敏感器测量误差、恒星运动速度误差、指向误差、耦合误差及不同机动顺序对SINS/TS-DVS组合导航精度的影响。

1）测量误差对SINS/TS-DVS组合导航的影响

不同敏感器测量误差对SINS/TS-DVS组合导航误差的影响结果如图7所示，具体的落点误差统计结果如表4所示。从图7和表4可知，随着敏感器测量误差的增大，导航误差也逐渐增大。从滤波估计角度分析，随着DVS量测误差的增大，UKF滤波量测更新误差也逐渐增大，进而导致状态估计误差增大。从系统可观测性的角度分析，随着敏感器测量误差的增大，量测量的有用信息逐渐减少，导致导航精度逐渐下降。

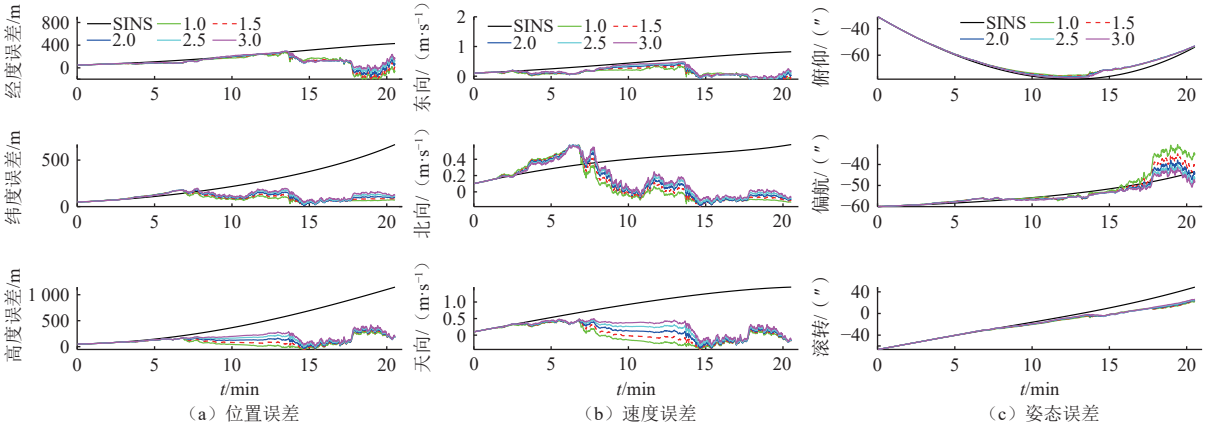


图 7 不同测量误差对SINS/TS-DVS组合导航精度的影响

Fig. 7 Impact of measurement errors of DVS on navigation accuracy of SINS/TS-DVS

表 4 不同测量误差下的SINS/TS-DVS组合导航统计精度

Table 4 Statistical accuracy of SINS/TS-DVS integrated navigation under different measurement errors

测量误差/（m·s⁻¹）	位置误差/m			速度误差/（m·s⁻¹）			姿态误差/（″）		
	经度	纬度	高度	东向	北向	天向	俯仰	偏航	横滚
1.0	172.27	124.72	225.25	0.25	0.08	0.13	52.18	33.71	23.14
1.5	174.72	165.20	237.02	0.24	0.10	0.14	51.77	38.13	24.45
2.0	175.07	204.84	245.23	0.22	0.14	0.15	51.51	40.83	26.26
2.5	178.96	243.43	256.38	0.22	0.18	0.16	51.29	42.53	28.10
3.0	188.96	280.87	271.98	0.23	0.23	0.18	51.09	43.58	29.83

2）恒星运动速度误差对SINS/TS-DVS组合导航的影响

不同恒星运动速度误差对探测器导航精度的影响结果如图8和表5所示。由于目前尚难以确定$\Delta\tilde{v}^{v}_{\mathrm{rs}-j}$的量级，参考“羲和号”在轨速度测量精度约为1.93 m/s，假设$\Delta\tilde{v}^{v}_{\mathrm{rs}-j}$的变化范围0～0.8 m/s。根据图8可知，随着恒星运动速度误差的增大，导航定位误差迅速增大。主

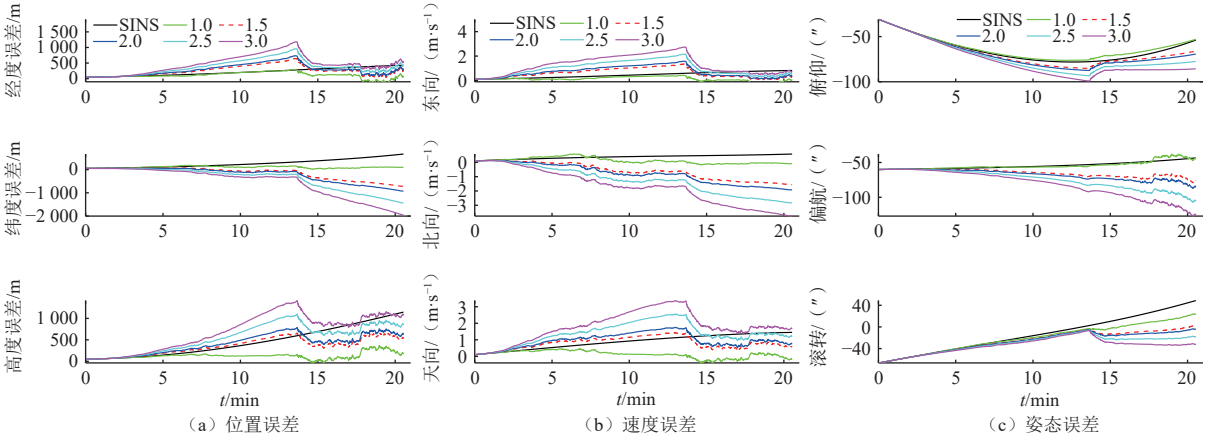


图 8 不同恒星运动速度误差对SINS/TS-DVS组合导航精度的影响

Fig. 8 Impact of velocity errors of stars on navigation accuracy of SINS/TS-DVS integrated navigation

表 5　不同恒星运动速度误差下的SINS/TS-DVS组合导航统计精度

Table 5　Statistical accuracy of SINS/TS-DVS integrated navigation under different velocity errors of stars

恒星运动速度误差/（m·s⁻¹）	位置误差/m			速度误差/（m·s⁻¹）			姿态误差/（″）		
	经度	纬度	高度	东向	北向	天向	俯仰	偏航	横滚
0.0	175.07	204.84	245.23	0.22	0.14	0.15	51.51	40.83	26.26
0.2	186.46	248.08	303.80	0.25	0.53	0.28	53.60	46.00	22.68
0.4	224.58	452.28	534.73	0.28	1.08	0.50	61.97	66.71	8.57
0.6	266.80	780.83	679.49	0.34	1.67	0.80	67.20	79.66	4.11
0.8	320.96	1 109.36	824.27	0.42	2.25	1.09	72.43	92.60	9.61

要是由于恒星运动速度误差引起的DVS量测误差为常值，而UKF算法只能处理随机误差，难以处理常值误差的影响，定位误差随恒星速度误差的增大而迅速增大。

3）指向误差对SINS/TS-DVS组合导航的影响

不同指向误差对SINS/TS-DVS组合导航精度的影响如图9和表6所示。其中假设指向误差仅在机动后的时段内存在，即在0～T时段内，不考虑指向误差，在T～2T或2T～3T时间段内存在指向误差。假设敏感器机动后的光轴指向误差为常值。从图9和表6的结果可知，随着指向误差的逐渐增大，导航误差逐渐也增大。当指向误差为10″时，对应的经度、纬度和高度方向的误差是指向误差为0″时的1.05、2.48和1.43倍。

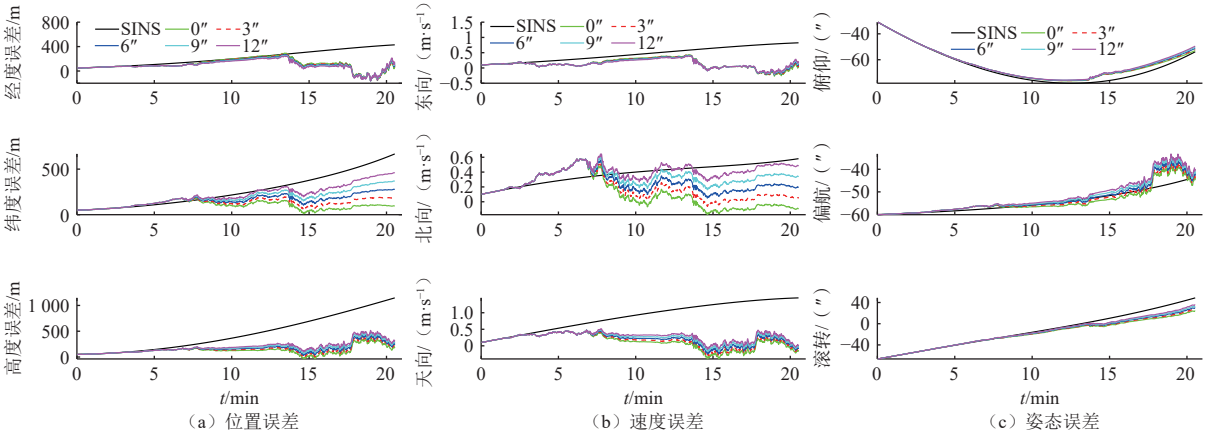


图 9　不同指向误差对SINS/TS-DVS组合导航精度的影响

Fig. 9　Impact of different direction errors on navigation accuracy of SINS/TS-DVS integrated navigation

表 6　不同指向误差下的SINS/TS-DVS组合导航统计精度

Table 6　Statistical accuracy of SINS/TS-DVS integrated navigation under different direction errors

指向误差/（″）	位置误差/m			速度误差/（m·s⁻¹）			姿态误差/（″）		
	经度	纬度	高度	东向	北向	天向	俯仰	偏航	横滚
0	175.07	204.84	245.23	0.22	0.14	0.15	51.51	40.83	26.26
5	178.06	356.85	298.13	0.23	0.33	0.13	50.07	39.20	31.10
10	184.81	508.86	351.02	0.24	0.57	0.13	48.63	37.57	35.95
15	196.29	660.87	403.93	0.27	0.81	0.15	47.18	35.94	40.79
20	208.77	812.88	456.84	0.31	1.06	0.20	45.74	34.31	45.63

4）耦合误差对SINS/TS-DVS组合导航的影响

在实际工程中，误差存在耦合情况，如敏感器测量误差、恒星运动速度误差和指向误差可能同时存在或部分存在。为进一步评估上述误差的影响，本小节综合分析SINS/TS-DVS组合导航在上述误差综合作用下的耦合结果。耦合误差对SINS/TS-DVS组合导航的影响如表7所示。结合表7、表4和表5的结果可知，影响SINS/TS-DVS组合导航精度的主要因素是恒星运动速度误差，其次是指向误差，最后是敏感器测量误差。主要原因是卡尔曼滤波只能处理随机误差，对常值误差和指向误差引起的系统误差难以有效抑制。

表 7　不同耦合误差下的SINS/TS-DVS组合导航精度的影响

Table 7　Impact of various coupling errors on accuracy of SINS/TS-DVS integrated navigation

指向误差/（″）	测量误差 + 恒星运动速度误差/（m·s⁻¹）	位置误差/m			速度误差/（m·s⁻¹）			姿态误差/（″）		
		经度	纬度	高度	东向	北向	天向	俯仰	偏航	横滚
0	1 + 0.0	172.27	124.72	225.25	0.25	0.08	0.13	52.18	33.71	23.14
	2 + 0.4	224.58	452.28	534.73	0.28	1.08	0.50	61.97	66.71	8.57
	3 + 0.8	386.51	1 002.74	854.59	0.51	2.14	1.17	71.63	83.79	4.58
5	1 + 0.0	153.30	291.63	280.93	0.20	0.23	0.09	50.40	34.15	28.61
	2 + 0.4	240.18	300.28	587.60	0.31	0.84	0.57	60.53	65.08	13.19
	3 + 0.8	399.61	864.11	904.14	0.56	1.92	1.24	70.33	81.62	4.47
10	1 + 0.0	198.77	209.11	114.85	0.42	0.56	0.27	55.74	32.82	12.19
	2 + 0.4	233.04	756.28	429.00	0.23	1.56	0.36	64.85	69.97	4.15
	3 + 0.8	360.77	1 280.00	755.51	0.43	2.59	1.04	74.24	88.13	10.70

5）机动顺序对SINS/TS-DVS组合导航的影响

由于一个DVS量测量只能提供一个方向的量测信息，而观测不同的导航恒星会引入不同方向的速度修正量，观测不同恒星会对导航精度有很大的影响。不同机动顺序对导航精度的影响如图10和表8所示。以3颗恒星为例，当选择不同的观测顺序时，会产生6种机动顺序。从图10和表8可知，不同的机动顺序对导航精度的影响不同。因此进一步研究敏感器机动的顺序，对导航精度的影响具有重要的意义。

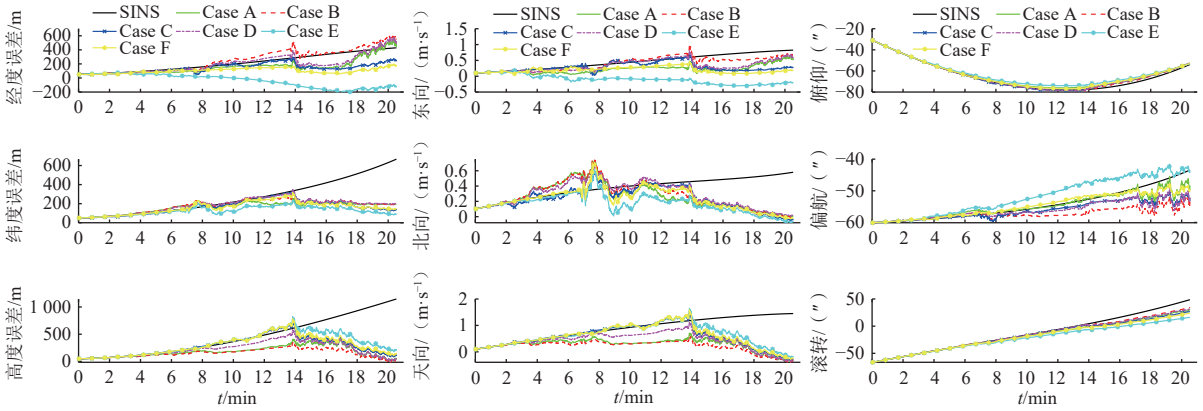


图 10 不同机动顺序对SINS/TS-DVS组合导航精度的影响

Fig. 10 Impact of different maneuver sequences on navigation accuracy of SINS/TS-DVS integrated navigation

表 8 不同机动顺序下的SINS/TS-DVS组合导航统计精度

Table 8 Performance of SINS/TS-DVS integrated navigation under different maneuver sequence

算例	机动顺序	位置误差/m			速度误差/（m·s⁻¹）			姿态误差/（″）		
		经度	纬度	高度	东向	北向	天向	俯仰	偏航	横滚
Case A	1-2-3	175.07	204.84	245.23	0.22	0.14	0.15	51.51	40.83	26.26
Case B	1-3-2	243.23	224.02	178.33	0.28	0.14	0.18	51.53	45.15	31.29
Case C	2-1-3	91.60	201.74	240.82	0.11	0.14	0.15	51.49	45.35	26.62
Case D	2-3-1	181.25	219.63	240.88	0.22	0.14	0.15	51.36	43.79	27.73
Case E	3-1-2	288.77	150.18	330.29	0.40	0.13	0.12	51.96	39.05	18.02
Case F	3-2-1	68.88	193.58	249.11	0.10	0.14	0.14	51.67	45.08	25.49

4 结 论

本文提出了将敏感器机动策略引入SINS/DVS组合导航系统，实现了单敏感器获取多方向速度信息的目标。该方法在保持较高导航精度的同时，显著降低了系统复杂度和成本，具有重要的理论价值和工程应用前景。仿真结果表明，所提方法在经度、纬度和高度方向的位置误差相对仅使用一颗恒星的SINS/DVS组合导航降低了67%、77%和52%，有效提升了导航定位精度。此外，经仿真分析发现，恒星运动速度引起的常值误差、机动过程的指向误差及不同敏感器机动顺序都会显著影响导航系统的精度。

未来将重点关注以下几个方面：改进的滤波算法以有效抑制恒星运动速度误差引起的常值误差；设计机动过程的指向误差补偿策略，降低指向误差对导航精度的影响；从系统可观测性/几何构型角度，建立最优机动顺序的选择准则，实现导航精度的进一步提升。这些研究将为SINS/TS-DVS组合导航方法的实际应用奠定基础。

参考文献

[1] YANG S J，FENG W W，WANG S，et al. A SINS/CNS integrated navigation scheme with improved mathematical horizon reference[J]. Measurement，2022，195：111028.

[2] HUANG W，XIE H S，SHEN C，et al. A robust strong tracking cubature Kalman filter for spacecraft attitude estimation with quaternion constraint[J]. Acta Astronautica，2016，121：153-163.

[3] ZHAO Y N，WANG X L，LI Q S，et al. A high-accuracy autonomous navigation scheme for the Mars rover[J]. Acta Astronautica，2019，154：18-32.

[4] WANG D J，LV H F，AN X Y，et al. A high-accuracy constrained SINS/CNS tight integrated navigation for high-orbit automated transfer vehicles[J]. Acta Astronautica，2018，151：614-625.

[5] QIAN H M，SUN L，CAI J N，et al. A novel navigation method used in a ballistic missile[J]. Measurement Science and Technology，2013，24(10)：105011.

[6] GROVES P. Principles of GNSS，inertial，and multisensor integrated navigation systems，2nd Edition book review[J]. IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine，2015，30(2)：26-27.

[7] LIU P J，WANG B，DENG Z H，et al. INS/DVL/PS tightly coupled underwater navigation method with limited DVL measurements[J]. IEEE Sensors Journal，2018，18(7)：2994-3002.

[8] ZHANG B B，JI D X，LIU S，et al. Autonomous underwater vehicle navigation：a review[J]. Ocean Engineering，2023，273：113861.

[9] YANG Y Q，HUANG Y Q，NING X L. Doppler velocity of the Sun/star(DVS)-aided SINS integrated navigation method[J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement，2024，73：1-10.

[10] GOU B，CHENG Y M，DE RUITER A H J. INS/CNS navigation system based on multi-star Pseudo measurements[J]. Aerospace Science and Technology，2019，95：105506.

[11] NING X L，WANG L H，BAI X B，et al. Autonomous satellite navigation using starlight refraction angle measurements[J]. Advances in Space Research，2013，51(9)：1761-1772.

[12] BRANDT A，GARDNER J F. Constrained Navigation Algorithms for Strapdown Inertial Navigation Systems with Reduced Set of Sensors[C]// Proceedings of the 1998 American Control Conference. Philadelphia，PA，USA：IEEE，1998.

[13] ELSHEIKH M，NOURELDIN A，KORENBERG M J. Integration of GNSS precise point positioning and reduced inertial sensor system for lane-level car navigation[J]. IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems，2020，23(3)：2246-2261.

[14] CHARI R J V. Autonomous orbital rendezvous using angles-only navigation[D]. Massachusetts：Massachusetts Institute of Technology，2001.

[15] WOFFINDEN D C，GELLER D K. Optimal orbital rendezvous maneuvering for angles-only navigation[J]. Journal of Guidance，Control，and Dynamics，2009，32(4)：1382-1387.

[16] GRZYMISCH J，FICHTER W. Observability criteria and unobservable maneuvers for in-orbit bearings-only navigation[J]. Journal of Guidance Control and Dynamics，2014，37：1250-1259.

[17] SCHMIDT J，GELLER D，CHAVEZ F. Viability of angles-only navigation for orbital rendezvous operation[C]//Proceedings of AIAA Guidance，Navigation，and Control Conference. Toronto，Ontario，Canada：IEEE，2024.

[18] NING X L，ZHANG J，GUI M Z，et al. A fast calibration method of the star sensor installation error based on observability analysis for the tightly coupled SINS/CNS-integrated navigation system[J]. IEEE Sensors Journal，2018，18(16)：6794-6805.

[19] TEAGUE S，CHAHL J. An algorithm for affordable vision-based GNSS-denied strapdown celestial navigation[J]. Drones，2024，8(11)：652.

[20] 王伟，马广富，张伟，等. 深空天文测角测速组合自主导航可观测性分析方法[J]. 上海航天(中英文)，2020，37(4)：9.
WANG W，MA G F，ZHANG W，et al. Observability analysis method of angular and range rate measurement integrated autonomous navigation[J]. Aerospace Shanghai(Chinese & English)，2020，37(4)：10-17，31.

[21] ZHANG W，YANG Y，YOU W，et al. Autonomous navigation method and technology implementation of high-precision solar spectral velocity measurement[J]. Science China Physics，Mechanics & Astronomy，2022，65(8)：289606.

作者简介：

杨雨青(1991－)，女，博士生，主要研究方向：深空探测器自主天文导航方法、自适应滤波技术。

通信地址：北京市海淀区学院路39号北京航空航天大学(100191)

E-mail：yuqingyang@buaa.edu.cn

宁晓琳(1979－)，女，教授，主要研究方向：航天器自主导航方法；极弱磁功能成像、信号处理及医学应用。**本文通信作者**。

通信地址：北京市海淀区学院路39号北京航空航天大学(100191)

E-mail：ningxiaolin@buaa.edu.cn

SINS/Time-Segmented Doppler Velocity System Integrated Navigation Based on Sensor Maneuvering

YANG Yuqing[1,2]，OU Xinya[1]，HUANG Yueqing[1]，YANG Haonan[1]，NING Xiaolin[1]

（1. School of Instrumentation and Optoelectronic Engineering，Beihang University，Beijing 100191，China；
2. College of Computer Science，Inner Mongolia University，Hohhot 010021，China）

Abstract：To address the issue in traditional SINS/DVS integrated navigation methods that is required a spacecraft to simultaneously carry three sensors to observe three navigation stars for comprehensive velocity error correction，an inertial/time-segmented astronomical Doppler velocity integrated navigation method based on sensor maneuvering (SINS/TS-DVS) was proposed. By periodically changing the optical axis pointing through sensor maneuvering，DVS measurements in different directions were acquired. This method ensured navigation accuracy while reducing the burden on the spacecraft. Simulation results demonstrate that the position errors of the SINS/TS-DVS integrated navigation in longitude，latitude，and altitude directions were significantly improved compared to the traditional Strapdown Inertial Navigation System (SINS) and the SINS/DVS method observing only one star. It can effectively enhance spacecraft positioning accuracy.

Keywords：astronomical navigation；autonomous navigation；sensor maneuvering；Doppler velocity

Highlights：

- A strapdown inertial/time-segmented Doppler velocity integrated navigation method based on sensor maneuvering is proposed.
- The paper systematically analyzes the impact of measurement errors, star radial velocity errors，sensor pointing errors，and maneuvering sequences on navigation performance，and provides a direction for subsequent error suppression and maneuvering strategy optimization.

[责任编辑：杨晓燕，英文审校：宋利辉]