# 航空飞行器天文自主导航定位技术

梁冬生[1,2],刘朝晖[1],刘 文[1],袁 辉[1,2],刘夫成[1,2]

(1.中国科学院西安光学精密机械研究所,陕西 西安 710119;2.中国科学院大学,北京 100049)

**摘 要:** 针对传统惯性/天文多星组合导航的不足和导航星选取不确定性,设计了一种基于捷联惯性/天文单星深度组合的长航时自主导航系统,通过对惯性导航和二维转台单星观测的误差特性进行建模,综合两者的优点,实现了单星观测角度和惯导解算数据的高精度融合;在高度通道方向,引入气压高度计对高度误差进行阻尼,通过卡尔曼滤波器对惯导误差进行最优估计,运用可观测性理论对系统进行分析,得到了最优导航星选取准则,有效地解决了在部分观测角度下算法性能下降的问题。仿真结果表明:该算法长时间导航定位精度优于传统算法,最优导航星选取准则有效地提高了算法的鲁棒性,具有较高的理论研究意义和工程应用价值。

**关键词:** 捷联惯导; 天文导航; 组合导航; 可观测度; 最优选星

**中图分类号:** V249.32+8 **文献标志码:** A **文章编号:** 1007-2276(2014)09-3020-06

# Aerial vehicle astronomy autonomous navigation technology

Liang Dongsheng[1,2], Liu Zhaohui[1], Liu Wen[1], Yuan Hui[1,2], Liu Fucheng[1,2]

(1. Xi′an Institute of Optics and Precision Mechanics, Chinese Academy of Sciences , Xi′an 710119, China;
2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

**Abstract:** In allusion to the deficiencies of traditional inertial celestial integrated algorithm and selection uncertainty of the NAVSTAR, an algorithm based on SINS/CNS deeply integrated navigation with single star was proposed in this paper for the navigation system of long duration aero crafts. The error characteristics of inertial navigation and the star observation of two-gimbal were modeled exactly, and the advantages of both were analyzed and synthesized, the data of single star observation angle and inertial navigation was fused with high accuracy completely. In the height channel, barometric altimeter was introduced for altitude error damping. The design of the Kalman filter achieved optimal estimation of INS error. With analysis of the system observability, optimal NAVSTAR selection criteria was successfully brought out, effective solution to the problem of declining performance of the algorithm in the part of the observation angle was solved effectively. The simulation results of the algorithm show that the long positioning accuracy is better than traditional algorithm. Optimal NAVSTAR selection criteria effectively improve the robustness of the algorithm, which has a higher significance to theoretical study and engineering application value.

**Key words:** SINS; CNS; integrated navigation; observability; optimal NAVSTAR selection

**收稿日期:** 2014-01-10; **修订日期:** 2014-02-25

**基金项目:** 中国科学院战略性先导科技专项(XDA04070702)

**作者简介:** 梁冬生(1987-),男,博士生,主要从事天文导航、组合导航、光电测量方面的研究工作。Email:dongshengstar@163.com

**导师简介:** 刘朝晖(1965-),男,研究员,博士生导师,主要从事光电跟踪测量仪器总体技术方面的研究工作。Email:lzh@opt.ac.cn

## 0 引 言

导航定位系统在当今社会的民用和军用领域有着非常广泛的应用需求[1-2]。高空飞行器由于飞行距离远、航行时间长,对导航定位精度提出了很高的要求[3]。

在现有的导航技术方面,惯性导航(Inertial Navigation System,INS)自主性好,数据输出频率高,但是其定位精度随着导航时间的增加不断积累。天文导航(Celestial Navigation System, CNS)系统具有高可靠性、强自主性和超强抗干扰能力、导航误差不随时间累积等优点[4-5],采用惯性/天文组合导航系统,综合两者的优点,形成优势互补,已经在航空航天[6-7]领域得到了广泛的应用。

目前,国内外对于惯性/天文组合导航的研究主要集中在两个方面:(1) 浅组合模式[8];(2) 基于多星观测的深度组合导航模式[9]。上述这两种模式都必须观测两颗以上满足一定位置关系的恒星,才能获得较高的定位精度。随着观测恒星数量的增多,系统计算量也成倍增加,影响系统的实时性。虽然参考文献[9]对基于惯性/天文单星和多星导航进行了研究,但其在单星观测条件下性能较差;参考文献[10]对惯性/单星导航进行了详细的研究,但是并没有对导航星的选取进行分析,恒星选择的不确定性将直接影响系统的定位精度。

因此,文中总结上述算法的缺点和不足,根据高空飞行器导航的特点,提出了一种基于捷联惯性/天文单星深度组合算法,对惯导系统和单星观测误差特性进行建模,综合两者的优点,实现了单星观测角度信息和惯导解算数据的高精度融合。在高度通道,引入气压高度信息对高度误差进行阻尼。设计了卡尔曼滤波器对惯性导航误差进行最优估计,并分析了不同角度观测恒星对系统可观测性的影响,得到了最优导航星的选取准则,提高了系统的鲁棒性。

## 1 天文单星导航误差模型

### 1.1 二维转台对恒星的观测角度分析

系统采用二维转台对空间恒星目标的位置进行观测,要完成实现恒星的观测,首先必须知道恒星的当地观测角度。

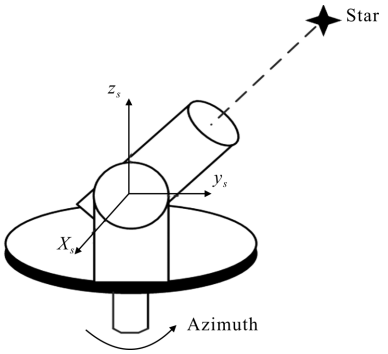


图 1 二维转台恒星观测模型

Fig.1 Model of star observation of two-gimbal

假定对于给定的某颗恒星 $S$ 进行观测,其赤纬为 $\delta$,赤经为 $\alpha$,当前飞行器所在位置点 $P$ 的经度为 $L$、纬度为 $\lambda$,通过以下公式计算出 $t$ 时刻恒星 $S$ 的理论观测方位角 $A$ 和俯仰角 $E$[11]。

$$E=\arcsin(\sin(L)\sin(\delta)+\cos(L)\cos(\delta)\cos(\lambda+\omega_{ie}\cdot t-\alpha))$$

$$A=\mathrm{arccot}\left(\frac{\cos(\lambda+\omega_{ie}\cdot t-\alpha)\sin(L)-\cos(L)\tan(\delta)}{\sin(\lambda+\omega_{ie}\cdot t-\alpha)}\right) \quad (1)$$

式中:$\omega_{ie}$ 为地球自转角速度。

### 1.2 导航系 $n$ 和计算系 $c$ 的误差特性

根据惯性导航相关理论,由于加速度计和陀螺仪的零偏、仪表刻度系数误差等因素,导致计算坐标系 $c$ 和导航坐标系 $n$ 发生偏离[12]。

设 $t$ 时刻飞行器位于地球表面的$(\lambda,L)$处,而惯导解算的位置为$(\lambda_c,L_c)$,存在以下关系式:

$$\begin{cases}\delta\lambda=\lambda_c-\lambda\\ \delta L=L_c-L\end{cases} \quad (2)$$

式中:$\delta\lambda$、$\delta L$ 为经度和纬度误差。导航坐标系为 $n$ 和计算坐标系 $c$ 之间的关系如图 2 所示。

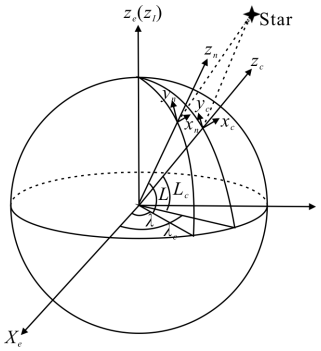


图 2 恒星观测误差模型

Fig.2 Error model of star observation

由于存在 $\delta\lambda$、$\delta L$ 误差，计算坐标系和导航坐标系并不重合，存在着误差角为 $\theta_x$、$\theta_y$、$\theta_z$，由于它们均为小角度，可视为角向量。两组误差角有如下对应关系式：

$$\begin{cases}\theta_x=-\delta L\\ \theta_y=\delta\lambda\cos(L)\\ \theta_z=\delta\lambda\sin(L)\end{cases}\tag{3}$$

对 $n$ 系进行旋转可得到 $c$ 系，坐标变换矩阵可表示为[12]：

$$\boldsymbol{C}_n^c=\boldsymbol{I}-(\theta\times)\tag{4}$$

### 1.3 恒星观测误差模型

利用惯导提供的位置信息计算恒星观测角度，由于位置误差 $\delta L$、$\delta\lambda$ 的存在，导致转台的理论观测角度与实际观测角度之间存在偏差，作如下定义：

$$\begin{cases}A=A_c+\Delta A\\ E=E_c+\Delta E\end{cases}\tag{5}$$

式中：$A_c$、$E_c$ 分别为转台的理论观测方位、俯仰角；$A$、$E$ 分别为转台的实际观测方位、俯仰角，$\Delta A$、$\Delta E$ 分别为方位、俯仰角观测误差角。

设 $t$ 时刻飞行器在位置$(L,\lambda)$对恒星 $S$ 的观测角$(A,E)$，通过坐标变换，得到导航坐标系 $n$ 下恒星 $S$ 观测角度单位矢量 $\boldsymbol{u}_n$：

$$\boldsymbol{u}_n=\begin{pmatrix}\sin(A)\cos(E)\\ \cos(A)\cos(E)\\ \sin(E)\end{pmatrix}\tag{6}$$

根据惯导解算得到 $t$ 时刻飞行器的位置$(L_c,\lambda_c)$，在计算坐标系 $c$ 下恒星 $S$ 观测角度单位矢量 $\boldsymbol{u}_c$：

$$\boldsymbol{u}_c=\begin{pmatrix}\sin(A_c)\cos(E_c)\\ \cos(A_c)\cos(E_c)\\ \sin(E_c)\end{pmatrix}\tag{7}$$

根据 1.2 节的讨论，得到以下关系：

$$\boldsymbol{u}_n=\boldsymbol{C}_n^c\boldsymbol{u}_c\tag{8}$$

综合公式(6)、(7)、(8)，得到以下关系式：

$$\begin{pmatrix}\sin(A_c+\Delta A)\cos(E_c+\Delta E)\\ \cos(A_c+\Delta A)\cos(E_c+\Delta E)\\ \sin(E_c+\Delta E)\end{pmatrix}=$$

$$\begin{pmatrix}1 & -\delta\lambda\sin(L) & \delta\lambda\cos(L)\\ \delta\lambda\sin(L) & 1 & \delta L\\ -\delta\lambda\cos(L) & -\delta L & 1\end{pmatrix}\begin{pmatrix}\sin(A_c)\cos(E_c)\\ \cos(A_c)\cos(E_c)\\ \sin(E_c)\end{pmatrix}\tag{9}$$

由于 $\Delta A$、$\Delta E$ 均为小角量，利用以下公式对公式(10)作近似计算：

$$\cos(\theta+\Delta\theta)\approx\cos(\theta)-\Delta\theta\sin(\theta)$$
$$\sin(\theta+\Delta\theta)\approx\sin(\theta)+\Delta\theta\cos(\theta)\tag{10}$$

化简后得到以下关系式：

$$\Delta E=-\cos(A_c)\delta L-\sin(A_c)\cos(L_c)\delta\lambda\tag{11}$$

$$\Delta A=-\tan(E_c)\sin(A_c)\delta L+(\tan(E_c)\cos(A_c)\cos(L_c)-\sin(L_c))\delta\lambda\tag{12}$$

## 2 高度通道量测信息的引入

由于惯导系统高度通道的不稳定性[12]，选择气压高度计输出高度和惯性导航解算高度的差值作为量测量，对高度通道进行阻尼，公式如下：

$$Z_h=h-h_c=\Delta h+V_h\tag{13}$$

式中：$h_c$ 为惯性导航系统解算得到飞行器的高度值；$h$ 为气压高度计的高度测量值；$\Delta h$ 为两者之差；$V_h$ 为气压高度计的观测白噪声；$Z_h$ 为高度方向的量测量。

## 3 卡尔曼滤波器设计

### 3.1 状态方程建立

根据惯性导航的基本误差特性，其状态方程可表示为[13]：

$$\dot{\boldsymbol{X}}_I(t)=\boldsymbol{F}_I(t)\boldsymbol{X}_I(t)+\boldsymbol{G}_I(t)\boldsymbol{W}_I(t)\tag{14}$$

式中：$\boldsymbol{X}_I=[\phi_E\ \phi_N\ \phi_U\ \delta v_E\ \delta v_N\ \delta v_U\ \delta L\ \delta\lambda\ \delta h\ \varepsilon_{bx}\ \varepsilon_{by}\ \varepsilon_{bz}\ \varepsilon_{rx}\ \varepsilon_{ry}\ \varepsilon_{rz}\ \nabla_x\ \nabla_y\ \nabla_z]^{\mathrm{T}}$；$\boldsymbol{W}_I=[\omega_{gx}\ \omega_{gy}\ \omega_{gz}\ \omega_{bx}\ \omega_{by}\ \omega_{bz}\ \omega_{ax}\ \omega_{ay}\ \omega_{az}]^{\mathrm{T}}$，其中，$\phi_E$、$\phi_N$、$\phi_U$ 为数字平台误差；$\delta v_E$、$\delta v_N$、$\delta v_U$ 为速度误差；$\delta L$、$\delta\lambda$、$\delta h$ 为纬度、经度和高度误差，$\varepsilon_{bx}$、$\varepsilon_{by}$、$\varepsilon_{bz}$ 为陀螺仪的常值漂移误差；$\varepsilon_{rx}$、$\varepsilon_{ry}$、$\varepsilon_{rz}$ 为陀螺的一阶 Markov 过程漂移噪声；$\nabla_x$、$\nabla_y$、$\nabla_z$ 为加速度计零偏[14]。

### 3.2 量测方程的建立

根据上述分析，综合公式(11)、(12)和(13)得到整个系统的量测方程为：

$$\boldsymbol{Z}=\boldsymbol{HX}+\boldsymbol{V}\tag{15}$$

$$\boldsymbol{H}=\begin{pmatrix} 0_{1\times6} & -\cos(A_c) & -\sin(A_c)\cos(L_c) & 0\ 0_{1\times9} \\ 0_{1\times6} & -\tan(E_c)\sin(A_c) & \tan(E_c)\cos(A_c)\cos(L_c)-\sin(L_c)) & 0\ 0_{1\times9} \\ 0_{1\times6} & 0 & 0 & 1\ 0_{1\times9} \end{pmatrix} \tag{16}$$

其中,$\boldsymbol{Z}=\begin{bmatrix}\Delta E\\ \Delta A\\ \Delta h\end{bmatrix}$,$\boldsymbol{V}=\begin{bmatrix}V_E\\ V_A\\ V_h\end{bmatrix}$。

### 3.3 离散卡尔曼滤波器设计

由于系统状态方程是连续的,系统量测量是等时间间隔采样的,因此必须将系统的状态方程进行离散化处理,得到[13]:

$$\boldsymbol{X}_k=\boldsymbol{\Phi}_{k,k-1}\boldsymbol{X}_{k-1}+\boldsymbol{\Gamma}_{k,k-1}\boldsymbol{X}_{k-1}$$
$$\boldsymbol{Z}_k=\boldsymbol{H}_k\boldsymbol{X}_k+\boldsymbol{V}_k \tag{17}$$

其中:$\boldsymbol{\Phi}_{k,k-1}=\sum_{n=0}^{\infty}[\boldsymbol{F}(t_k)T]^n/n!$ ,$\boldsymbol{\Gamma}_k=\left\{\sum_{n=0}^{\infty}[\frac{1}{n!}(\boldsymbol{F}(t_k)T)^{n-1}]\right\}\boldsymbol{G}(t_k)T$。

整个系统的卡尔曼滤波方程为:

$$\hat{\boldsymbol{X}}_{k|k-1}=\boldsymbol{\Phi}_{k,k-1}\hat{\boldsymbol{X}}_{k-1}$$
$$\hat{\boldsymbol{X}}_k=\hat{\boldsymbol{X}}_{k|k-1}+\boldsymbol{K}_k(\boldsymbol{Z}_k-\boldsymbol{H}_k\hat{\boldsymbol{X}}_{k|k-1})$$
$$\boldsymbol{K}_k=\boldsymbol{P}_{k|k-1}\boldsymbol{H}_k^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{H}_k\boldsymbol{P}_{k|k-1}\boldsymbol{H}_k^{\mathrm{T}}+\boldsymbol{R}_k)^{-1} \tag{18}$$
$$\boldsymbol{P}_{k|k-1}=\boldsymbol{\Phi}_{k,k-1}\boldsymbol{P}_{k-1}\boldsymbol{\Phi}_{k,k-1}^{\mathrm{T}}+\boldsymbol{\Gamma}_{k-1}\boldsymbol{Q}_{k-1}\boldsymbol{\Gamma}_{k,k-1}^{\mathrm{T}}$$
$$\boldsymbol{P}_k=(I-\boldsymbol{K}_k\boldsymbol{H}_k)\boldsymbol{P}_{k|k-1}$$

其中,
$$\boldsymbol{Q}_k=\boldsymbol{Q}(t)/T;\boldsymbol{R}_k=\boldsymbol{R}(t)/T \tag{19}$$

## 4 最优导航星的选取

根据系统可观测相关理论[15],系统可观的充分必要条件是系统的可观测矩阵满足条件:

$$\mathrm{rank}(\boldsymbol{M})=n \tag{20}$$

即当系统可观测矩阵(19)满秩时,系统所有状态参量完全可观的。

对惯性导航系统的状态矩阵 $\boldsymbol{F}$ 进行分析可得到 $\boldsymbol{F}\neq0$,即系统状态矩阵 $\boldsymbol{F}$ 满足以下关系式:

$$\mathrm{rank}(\boldsymbol{F})=18 \tag{21}$$

根据矩阵的相关理论可知:

$$\mathrm{rank}(\boldsymbol{HF})=\mathrm{rank}(\boldsymbol{H}) \tag{22}$$

根据上述分析,当系统量测阵 $\boldsymbol{H}$ 满足 $\mathrm{rank}(\boldsymbol{H})=3$ 时,系统可观测性最强。因此,对量测阵的分析显得尤为重要,当 $\boldsymbol{H}$ 为满秩矩阵,必须满足以下条件:

(1) $(\cos(A_c)\neq0\&\&(\sin(A_c)\cos(L_c)\neq0)$;

(2) $(\tan(E_c)\sin(A_c)\neq0)\&\&$
$((\tan(E_c)\cos(A_c)\cos(L_c)-\sin(L_c))\neq0)$;

(3) $-\frac{\cos(A_c)}{\tan(E_c)\sin(A_c)}\neq\frac{\sin(A_c)\cos(L_c)}{(\tan(E_c)\cos(A_c)\cos(L_c)-\sin(L_c))}$;

综合上述条件,得到最优导航星选取原则为:

$$\eta=\frac{\tan(E_c)}{\tan(L_c)\cos(A_c)}\neq1 \tag{23}$$

式中:$\eta$ 定义为比例因子。

## 5 仿真实验和分析

### 5.1 仿真条件

系统选用的仿真环境 Matlab2012b.exe,设置仿真时间长度为 5 h,飞行高度为 10 km,飞行速度为 1 000 km/h,气压高度计的精度为 10 m。二维转台的测角单元 10″,加速度计的零偏 $4\times10^{-5}$g,陀螺零偏为 0.01°/h,陀螺随机游走为 $0.0001°/\sqrt{\mathrm{h}}$。

**表 1 系统误差变量初始条件**

**Tab.1 Initial value of system error variable**

| Variable | Initial value | Variable | Initial value | Variable | Initial value |
|---|---|---|---|---|---|
| $\phi_E$ | 10″ | $\delta L$ | 10″ | $\delta v_E$ | 1 m/s |
| $\phi_N$ | 10″ | $\delta\lambda$ | 10″ | $\delta v_N$ | 1 m/s |
| $\phi_U$ | 10″ | $\delta h$ | 20 m | $\delta v_U$ | 1 m/s |

飞行器的飞行轨迹信息如表 2 所示。

**表 2 飞行轨迹数据**

**Tab.2 Trajectory data of aerocraft**

| Parameter | Start point | End point |
|---|---|---|
| Longitude/(°) | 71°39′ | 127°32′ |
| Latitude/(°) | 35°28′ | 50°13′ |

飞行轨迹为通过起始点和目的地两位置的地球大圆圆弧,如图 3 所示。

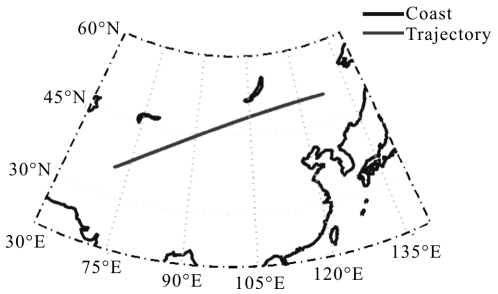


图 3 飞行器飞行轨迹

Fig.3 Trajectory of aero craft

### 5.2 基于最优选星准则的导航算法性能仿真

设置组合频率为 1 次/s，根据图 4 和图 5 的结果，可以看出 SINS/CNS-STAR 算法长时间定位精度明显优于 SINS/CNS。

在不使用最优选星准则时，恒星选择不确定性有可能导致所选择的恒星不满足最优选星准则，即恒星的观测角度不满足公式(23)：

$$\eta=\frac{\tan(E_c)}{\tan(L_c)\cos(A_c)}\approx 1 \tag{24}$$

因此，系统可观测性严重下降，引起算法性能下降，影响系统的定位精度。

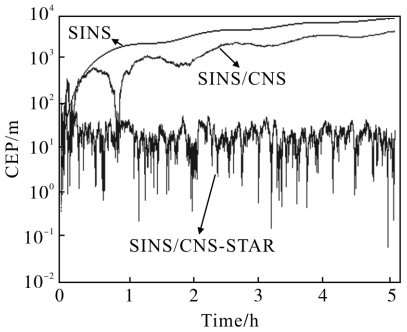


图 4 不同算法的定位精度

Fig.4 Positioning accuracy of different algorithms

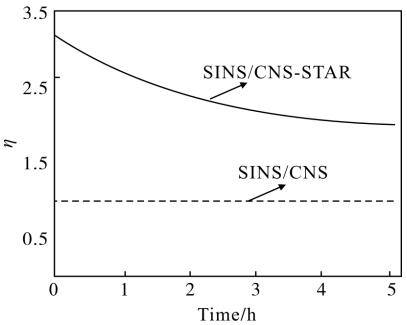


图 5 不同算法的比例因子 $\eta$

Fig.5 Factor $\eta$ of different algorithms

### 5.3 不同组合频率对导航性能的分析

为了进行对比，分别对传统的 SINS/CNS 算法和文中提出的 SINS/CNS-STAR 两个算法同时作仿真分析，设置组合频率分别为 10 Hz、1 Hz 和 1/60 Hz。

根据图 6 和图 7 的结果，传统 SINS/CNS 算法在不满足最优选星准则时，系统的可观测性非常差，因此，不同组合频率对其性能影响并不明显。然而，基于最优选星准则的 SINS/CNS-STAR 算法性能受组合频率的影响比较严重，且随着组合频率的提高，定位精度也会明显提高。

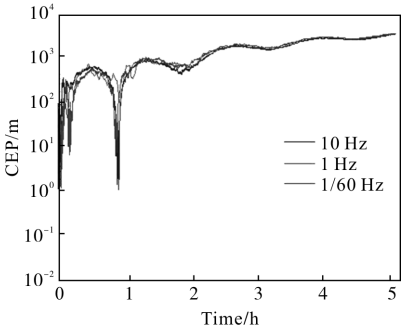


图 6 无最优选星准则的定位精度

Fig.6 Positioning accuracy without optimal NAVSTAR selection criteria

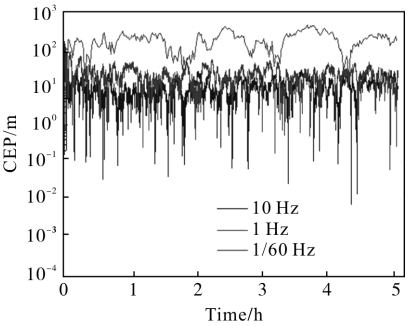


图 7 基于最优选星准则的定位精度

Fig.7 Positioning accuracy based on optimal NAVSTAR selection criteria

## 6 结 论

文中提出了基于最优选星准则的捷联惯性/天文单星深度组合导航算法(SINS/CNS-STAR)，克服了传统的惯性/天文组合导航算法(SINS/CNS)存在的问题和导航星选取的不确定性，通过对文中提出的算法进行仿真分析，其结果表明：

(1) 文中提出的 SINS/CNS-STAR 算法能够实现对飞行器的长时间导航定位，且其定位误差不随时间

增大,有效抑制了惯性导航系统误差的累积。

(2) 最优导航星选取准则使得导航恒星的选择目的性更加明确,保证系统长期处于最佳可观测状态。

(3) 最优导航星选取准则对系统导航性能具有明显提高作用,同时提高了导航系统的鲁棒性。

(4) 基于最优选星准则,算法组合频率越高,系统的定位精度也就越高。

总之,通过理论论证和数值仿真分析,文中提出的 SINS/CNS-STAR 算法对惯性器件、天文观测设备的精度要求不高,导航精度高,误差不随时间积累,最优选星准则的应用进一步提高了算法的长期鲁棒性,适合应用于高空飞行器长时间导航。但是,理论分析和算法仿真与工程实践应用有一定的差距,要将该算法应用于实际工程中,需要对算法进一步优化,提高算法的自适应能力。

**参考文献:**


[1] Liu Rui, Wang Changhong, Li Baohua. Autonomous navigation method using the angle between Geomag-netic and starlight vector [J]. ***Infrared and Laser Engineering***, 2011, 40 (2): 223-240. (in Chinese)
刘睿, 王常虹, 李葆华. 利用地磁/星光观测角度的飞行器自主导航方法[J]. 红外与激光工程, 2011, 40(2): 223-240.

[2] Han Cheng, Tong Shoufeng, Chen Zhandong, et al. Analysis of influence of GPS/INS system errors on pointing algorithm in space optical communication [J]. ***Infrared and Laser Engineering***, 2009, 38(4): 650-654. (in Chinese)
韩成, 佟首峰, 陈展东, 等. GPS/INS 系统误差对空间激光通信对准算法的影响分析 [J]. 红外与激光工程, 2009, 38(4): 650-654.

[3] Chen Haiming, Xiong Zhi, Qiao Li, et al. Application of CNS-INS integrated navigation technology in high-altitude aircraft [J]. ***Transducer and Microsystems Technologies***, 2008, 27(9): 4-10. (in Chinese)
陈海明, 熊智, 乔黎, 等. 天文-惯性组合导航技术在高空飞行器中的应用[J]. 传感器与微系统, 2008, 27(9): 4-10.

[4] Wang Anguo. Modern celestial navigation and the key techniques[J]. ***Acta Electronica Sinica***, 2007, 35(12): 2343-2358. (in Chinese)
王安国. 现代天文导航及其关键技术[J]. 电子学报, 2007, 35 (12): 2343-2358.

[5] Wei Xinguo, Li Yanpeng, Li Jian, et al. Autonomous orientation for LEO spacecraft using multi-FOV star tracker [J]. ***Infrared and Laser Engineering***, 2014, 43 (6): 1812-1817. (in Chinese)
魏新国, 李延鹏, 李健, 等. 多视场星敏感器近地轨道自主定位导航方法[J]. 红外与激光工程, 2014, 43(6):1812-1817.

[6] Long A, Leung D, Kelbel D, et al. Navigation concepts for the James webb space telescope[C]//Flight Mechanics Symposium, 2003: 1-15.

[7] Atkinson D, Agnew J, Miller M. The B-2 navigation system [C]//Aerospace and Electronics Conference, Proceeding of the IEEE 1993 Nation, 1993: 345-354.

[8] Ning Xiaolin, Fang Jiancheng. A new method of autonomous celestial Navigation for lunar rover and analysis of precision [J]. ***Journal of Astronautics***, 2006, 27(4) : 648- 653. (in Chinese)
宁晓琳, 房建成. 一种基于 UPF 的月球车自主天文导航方法[J]. 宇航学报, 2006, 27(4): 648-653.

[9] Xiong Zhi, Liu Jianye, Yu Feng, et al. Research of airborne INS/CNS integrated filtering algorithm based on ce-lestial angle observation [J]. ***Journal of Astronautics***, 2010, 31(2): 398-403. (in Chinese)
熊智, 刘建业, 郁丰, 等. 基于天文角度观测的机载惯性/天文组合滤波算法研究[J]. 宇航学报, 2010, 31(2): 398-403.

[10] Qu Qiang, Liu Jianye, Xiong Zhi. Airborne INS/CNS deeply integrated algorithm on celestial angle observation [J]. ***Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics***, 2011, 43(6): 765-769. (in Chinese)
屈蔷, 刘建业, 熊智. 结合天文观测角量测的机载惯性/天文深度组合算法 [J]. 南京航空航天大学学报, 2011, 43(6): 765-769.

[11] Qin Yongyuan, Zhang Hongyue, Wang Shuhua. Principle of Kalman Filter and Integrated Navigation [M]. 2nd ed. Xi′an: Northwestern Polytechnical University Press, 2012:
秦永元, 张洪越, 汪叔华. 卡尔曼滤波与组合导航性原理[M]. 第 2 版. 西安: 西北工业大学出版社, 2012.

[12] Qin Yongyuan. Inertial Navigation [M]. Beijing: Science Press, 2006. (in Chinese)
秦永元. 惯性导航[M]. 北京: 科学出版社, 2006.

[13] Yuan Xin, Yu Jixiang, Chen Zhe. Navigation System [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1993. (in Chinese)
袁信, 俞济祥, 陈哲. 导航系统[M]. 北京: 航空工业出版社, 1993.

[14] Huang Yuan, Wang Kedong, Liu Bao. INS/CNS integration schemes for a maneuvering spacecraft [J]. ***Infrared and Laser Engineering***, 2012, 41(6): 1623-1628. (in Chinese)
黄远, 王可东, 刘宝. 机动天基平台惯性/天文导航组合模式研究[J]. 红外与激光工程, 2012, 41(6): 1623-1628.

[15] Wu Dazheng, Yang Linyao, Zhang Yongrui. Analysis of Signal and Linear System [M]. Beijing: High Education Press, 2003. (in Chinese)
吴大正, 杨林耀, 张永瑞. 信号与线性系统分析[M]. 北京:高等教育出版社, 2003.