

惯性 / 天文紧组合导航算法

周 磊

中国电子科技集团公司第二十研究所 陕西 西安 710068

摘要：针对机载平台天文导航定位的应用缺陷，本文提出了基于星跟踪器的惯性 / 天文紧组合导航方法，建立了天文观测误差角和惯性平台误差角的直接联系，避免了计算过程中的误差耦合和误差引入，从而有效提升了组合滤波的性能。文中首先天文观测信息的误差模型，然后阐述了紧组合导航算法的具体过程；最后，本文建立了机载惯性天文组合导航的仿真模型，仿真结果表明该算法性能优良，组合导航的精度较高。

关键词：惯性 / 天文组合导航；星跟踪器；紧组合；

1 引言

基于星跟踪器的天文 (Celestial Navigation System, CNS)/ 捷联惯性导航 (Inertial Navigation System) 组合导航系统，以其体积小、重量轻、运行稳定、观星效果好而成为当前长航时机载平台的最佳选择。但是，由于捷联惯性系统的地理地平信息是基于虚拟的计算地平信息，容易受到姿态和位置误差的影响。同时，由于星跟踪器每一时刻只能观测一颗导航星，且对于移动载体，机载平台的位置和姿态都在随时间改变，不可能直接采用基于大视场星敏感器的组合导航技术，因此存在严重的技术瓶颈^[1,2,3]。

目前，为了实现天文与惯性的组合导航，大多利用星跟踪器的天文观测信息和惯性导航输出，通过多层次的复杂计算，建立起天文观测和惯导输出误差的联系。在这个过程中，由于天文观测和惯导本身存在观测误差，反复的复杂计算会导致多变量间的误差耦合，并可能放大误差，且为后续的卡尔曼滤波误差建模带来了极大困难，更不用说实际工程中的可靠性了；另一方面，当前的很多建模方法，比如天文定位高度差法对导航星的空间几何分布都有一定的要求，这无疑增大了天文导航选星的难度^[4,5,6,7]。

近期，相关文献提出采用惯性 / 天文紧耦合的组合导航方法^[1]，但从其组合模式来看：要么是基于大视场星敏感器的观星模式；要么是在假设观测平台工作在高精度水平基准上，建立天文观测误差角与惯导位置误差角的直接联系，或者是同时引入位置误差角和平台误差角；这些方法，都没有考虑星跟踪器的观星特点，也不符合惯性导航平台的输出特性，因此不具有工程应用价值。

基于此，本文针对上述实际问题，结合惯性导航系统和星跟踪器的特点，提出了一种惯性 / 天文紧组合导航方法。算法的基本思想是，通过误差理论分析，直接建立起当地水平下星跟踪器的天文观测误差角和惯导平台误差角之间的误差模型，进而实现组合导航滤波。本文第一节为引言；第二节详细给出了惯性 / 天文紧组合导航算法；第三节建立了仿真模型，并验证了算法有效性，分析了算法的性能；第四

节为全文结论。

2 紧组合导航算法原理

在机载惯性 / 天文组合导航系统中，影响组合导航精度的因素除了星跟踪器本身的性能外，还取决于惯导输出的地理地平基准。相关研究表明，惯导输出的姿态误差和位置误差存在一定的耦合关系，能够同时影响惯导地理地平基准的精度。其中，对于惯性导航系统，由于其输出为数字地平，主要受惯性导航姿态误差大小的影响。因此，考虑到姿态误差和位置误差的耦合关系，同时为了简化模型，假设惯性导航输出位置误差极小或可以忽略，建立姿态误差和天文观测误差角的联系，进而实现惯导平台误差角和天文观测角的直接关系。

2.1 紧组合误差传递模型

分别在等间隔 dt 的 $(N-2)$ 时刻，采集各时刻惯导输出的地理位置经度和纬度信息，载体系 b 相对当地导航系 n 的姿态转移矩阵，以及速度和比力信息；采集对应时刻星体跟踪器观测不同的导航星输出的高度角、方位角和导航星的格林时角、赤纬信息；其中， dt 在 $30s$ 左右；

选取时刻，计算时刻当地导航系下对应的多颗导航星观星观测值，解算导航系下实际观测各导航星的高度角和方位角；过程如下：

时刻的天文观测矢量表示为：

$$(1)$$

对应时刻，第 j 颗导航星系下的天文观测矢量为：

$$= (2)$$

此时，对应基于星跟踪器的天文观测角为：

$$(6)$$

即完成模拟时刻当地导航系下对应的第 j 颗导航星的观星效果。

在导航系下，结合惯导输出的地理位置信息，和各导航星的格林时角、赤纬信息，利用导航三角形解算星跟踪器观测各导航星的理论计算观测角和；过程如下：

首先计算第 j 颗导航星对应的子午线角 T ，

(7)

则位置处观测第 j 颗导航星的天文高度角为：

(8)

方位角为：

(9)

则有：

以上述实际和计算观测角的差值作为测量误差，建立卡尔曼滤波方程，并以此反馈校正惯导平台误差。导航系下实际观测角和计算观测角的差值作为测量误差为：

(10)

2.2 CNS/INS 组合导航滤波

通过天文观测得到恒星视位置量测信息后，结合惯性导航系统，组成 CNS/INS 组合导航系统，采用线性卡尔曼滤波器对系统的误差进行滤波，实时校正惯性导航系统的位置误差 [8,9,10]。其组合导航系统框图如下：

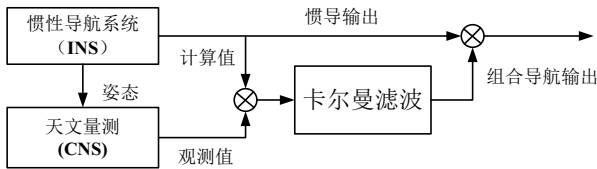


图 1. INS/CNS 组合导航系统

图 1 中，以惯导和天文定位的位置误差作为观测量。卡尔曼滤波的系统状态方程为惯导 INS 的误差方程，导航坐标系选为东北天地理坐标系。根据 INS 系统的误差源性质，可得误差方程为：

$$\dot{X}(t) = F(t)X(t) + G(t)W(t) \quad (11)$$

在东北天 (ENU) 下，系统状态变量为：

$$X = (\phi_e, \phi_n, \phi_u, \delta v_e, \delta v_n, \delta v_u, \delta L, \delta \lambda, \delta h, \varepsilon_{bx}, \varepsilon_{by}, \varepsilon_{bz}, \varepsilon_{rx}, \varepsilon_{ry}, \varepsilon_{rz}, \nabla_x, \nabla_y, \nabla_z)^T \quad (12)$$

其中， ϕ_e, ϕ_n, ϕ_u 为惯导平台误差角， $\delta v_e, \delta v_n, \delta v_u$ 为速度误差； $\delta L, \delta \lambda, \delta h$ ，为纬度、经度和

高度误差； $\varepsilon_{bx}, \varepsilon_{by}, \varepsilon_{bz}, \varepsilon_{rx}, \varepsilon_{ry}, \varepsilon_{rz}$ 分别为陀螺常值漂移误差和一阶马尔可夫漂移误差； $\nabla_x, \nabla_y, \nabla_z$ 为加速度计零偏。为系统状态矩阵，噪声驱动矩阵，为对应的噪声方差阵。

此时系统的量测方程为：

$$Z(t) = H(t)X(t) + V(t) \quad (13)$$

其中，根据公式 (7) 有：

(14)

天文观测角的观测误差方差：

(15)

对应的量测状态矩阵为：

(16)

对公式 (8,10) 离散化，建立起天文观测误差角和惯导平台误差角的直接量测关系，并通过卡尔曼滤波对惯导平台误差进行反馈修正。

3 仿真分析

结合上述天文定位方法，这里对 CNS/INS 组合导航系统进行了仿真验证。其组合天文定位的流程图如下：

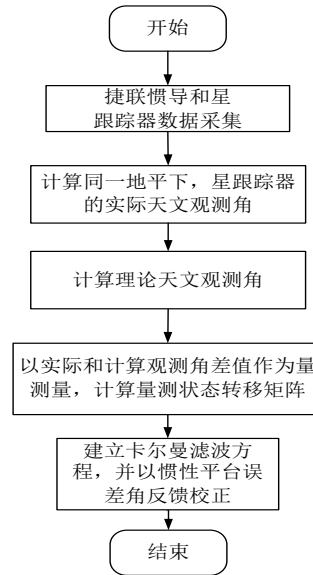


图 2. 组合天文定位算法流程图

假设机载平台在赤道附近沿大圆轨迹稳定飞行，其飞行起始点为：[15.9 ° N 116.4 ° E]，终点为：[15.9 ° S 7.2 ° W]。星跟踪器观测的均方根误差 RMS=30"，导航星捕获时间设为 20s。在上述条件下，分别在纯惯性导航和天文 / 惯性导航紧组合导航的模式下进行仿真，其结果如下：机载平台沿上述轨迹长航时飞行，飞行时间为 12h。图 3 为上述飞行条件下，纯惯性导航输出的位置导航误差，约为 1.22nmile/h。图 4 为纯惯性导航输出的姿态导航误差，RMS，航向角误差存在发散，最大达到 0.12。

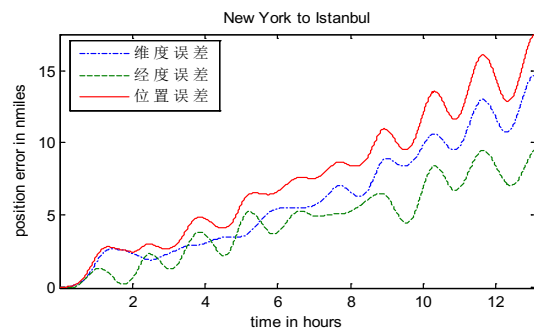


图 3. 纯惯性输出的位置误差

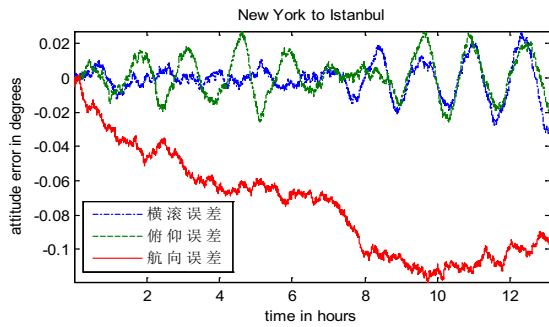


图 4. 纯惯性输出的姿态误差

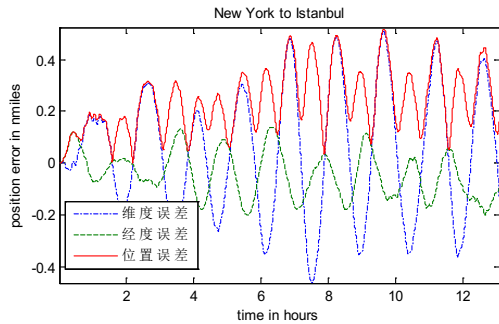


图 5. 惯性 / 天文紧组合导航输出的位置误差

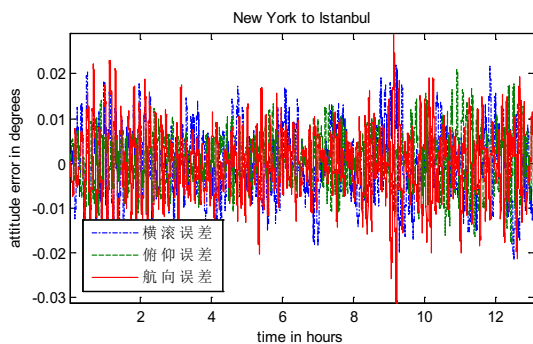


图 6. 惯性 / 天文紧组合导航输出的姿态误差

图 5 为紧组合导航校正情况下的位置误差, 12h 内位置误差为, 远远高于纯惯性导航的结果。图 6 为组合导航姿态和航向误差校正结果; 12h 内, 横滚角误差为, 俯仰角误差为, 航向角误差为 RMS, 远远优于纯惯性导航的结果, 且航向

角误差没有发散。

4 结论

本文提出了基于星跟踪器的惯性 / 天文紧组合导航方法, 建立了观星的天文观测误差角和惯导平台误差角的直接联系, 省去复杂的中间计算环节, 避免了计算过程中的误差耦合和误差引入, 提高了组合导航的精度和可靠性。下一步工作, 搭建惯性 / 天文组合导航实验系统, 深入开展实验研究, 为该方法的工程化奠定基础。

参考文献:

- [1] 杨建强, 侯建军. 自适应惯性 / 天文器件级组合导航算法研究 [J], 光学与光电技术, 2013, 11(5).
 - [2] 屈蕾, 机载捷联惯性 / 天文组合导航系统关键技术研究 [D], 南京航空航天大学, 2011, P10-28.
 - [3] Van Allen J.A, Basic principles of celestial navigation[J], American Journal of physics 2004, P1418-1424.
 - [4] 孙才红. 轻小型星敏感器研制方法与研制技术, [D]. 北京: 中国科学院, 2002.
 - [5] Northrop Gruman. LN-120G Stellar-Inertial Navigation system navigation System, 2006.
 - [6] Ted H, Doug A, Mitch M, The B2 Stealth Bomber Integrated Navigation System[J], 23rd Joint Service Data Exchange for Guidance, Navigation and control, 1996. P1-10
 - [7] Atkinson D, Agnew J, Miller M. The B-2 Navigation system. Aerospace and Electronics Conference[M], Proceeding of the IEEE 1993 nation.
 - [8] 房建成, 宁晓琳. 天文导航原理及应用. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006: 69-90.
 - [9] 秦永元, 张洪钺, 汪淑华. 卡尔曼滤波和组合导航系统 [M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1998. 1998, P33-75
 - [10] 周磊, 樊建文, 张锐. 基于机载星体跟踪器的天文定位算法研究 [J]. 第五届中国卫星导航学术年会, 2014
- 周磊, 1984 年 10 月, 男, 土家族, 湖北宜昌人, 博士, 高级工程师, 主要研究方向为导航系统总体。