

# 无人机低精度IMU的长航时天文惯性组合导航研究

翟永久

西安导航技术研究所 陕西 西安 710068

**摘要:**针对太阳能无人机对导航系统的具体要求,体积小,重量轻,精度高,长航时和全自主,提出了一种基于低精度光纤IMU的天文/惯性组合法,首先分析了临近空间平台下天文/惯性组合导航系统中的大视场天文特点;然后推导了天文/惯性组合定位过程;最后建立了天文观测角与导航系统位置误差紧耦合模型;跑车试验结果表明该提升了组合导航系统定位精度,具有重要的工程实践意义。

**关键词:**无人机;组合导航;大视场;紧耦合

## 1 引言

天文导航通过天体敏感设备对特定天体进行观测,间接确定载体位置、姿态等导航参数,具有高精度、高可靠、无累计误差、不可摧毁等特点,是现代战争不可或缺的一种重要导航方式。但是天文导航受观测影响,数据输出不连续,因此常与惯导结合,构成组合导航系统,具有数据连续性、高精度和全自主的导航特点。根据设备视场大小,天文导航系统又分为大视场天文导航系统(如星敏感器)和小视场天文导航系统(如星体跟踪器)<sup>[1]</sup>。相比于小视场天文导航系统,大视场天文导航系统常用于航天领域,具有重量轻、体积小,姿态观测精度高、一次观测,就可以实现多星测量的特点,缺点是不适合天空背景复杂,白天观测性能不佳。

针对太阳能无人机飞行环境临近空间、飞行时间长,在卫导拒止情况下,必须实现自主飞行等特点;高精度、轻重量、全自主的导航系统成为临近空间太阳能无人机性能提升的关键技术。结合太阳能无人机对高精度、高可靠性和全自主导航系统的需求,本文开展了太阳能无人机低精度IMU的天文惯性组合导航技术研究,并提出了适用于临近空间无人机的基于大视场天文/惯性组合导航方法,为临近空间无人机长航时自主导航系统的研究和应用提供了解决思路<sup>[2]</sup>。

## 2 原理

天文导航系统把天空中的星体作为导航系统的信息来源,将天文导航量测信息引入惯性导航系统,提供不随时间漂移的精确位姿信息,修正惯性导航系统的航向、位置及陀螺漂移等误差提升组合导航精度。如图1所示,为天文/惯性组合导航原理框图,通过天文导航的惯性姿态做量测,估计惯性导航的陀螺漂移,并且进行补偿,从而给出更高精度的地理姿态和组合定位定向解算<sup>[3]</sup>。

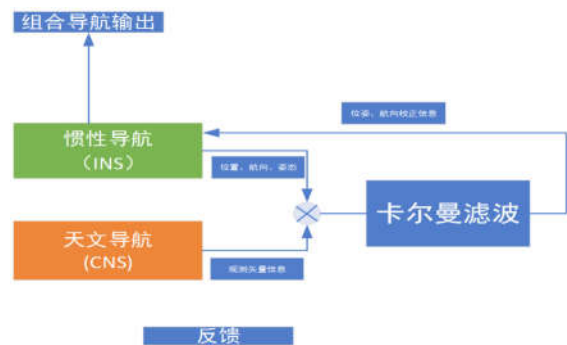


图1 CNS/INS组合导航原理框图

### 2.1 大视场星敏感器工作定位原理

大视场星敏感器具有一个角度级大视场(一般在 $8^\circ$ 以上),大视场星敏感器一次观星就可以实现对多颗星体的观测,图2(a)所示,镜头参考系为S, F为透镜焦距, P为透镜焦点。图2(b)所示,建立CCD测量参考系m:镜头光轴与CCD平面交点为原点O, X轴和Y轴在CCD平面内, Z轴沿 $OO'$ 方向指向镜头中心,恒星投影在CCD平面 $P_1$ 、 $P_2$ 位置<sup>[4]</sup>。

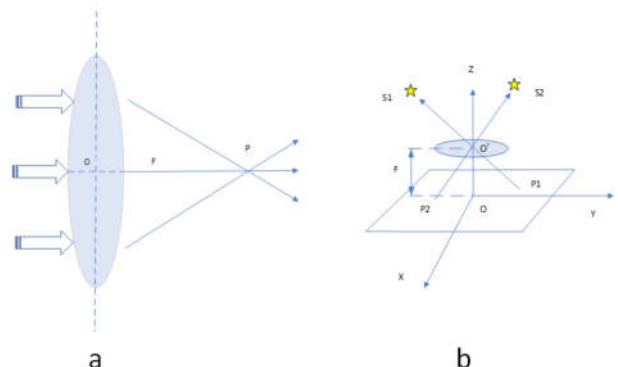


图2 星敏感器测星原理

以星体 $S_1$ 为例,平行光经过镜头折射后在 $X$ - $Y$ 平面投影位置 $P_1$ ,利用图像敏感器,提取 $P_1$ 在 $m$ 系内位置 $(X_p, Y_p)$ ,得到矢量 $P_1S_1$ 的单位矢量如(1)公式

$$v_{S_1}^m = \frac{\overline{P_1 S_1}}{P_1 S_1} = \frac{1}{\sqrt{X_p^2 + Y_p^2 + F^2}} [-X_p -Y_p \ F]^T \quad (1)$$

同时  $S_1$  在惯性空间位置为天球赤经  $\alpha$  和赤纬  $\delta$  表示, 从观测点向星体的单位矢量, 在惯性系  $i$  下可表示为公式(2)

$$v_{s_1}^i = [\cos\alpha\cos\delta \ \sin\alpha\cos\delta \ \sin\delta]^T \quad (2)$$

由公式(1)、公式(2), 根据  $v_s^i = c_m^s v_s^m$ , 可获得多颗星体在  $s$  系和  $i$  系内的矢量投影, 分别表示为  $(v_{(s_1)}^s, v_{(s_1)}^i)$ 、 $(v_{(s_2)}^s, v_{(s_2)}^i)$ 、……、 $(v_{(s_n)}^s, v_{(s_n)}^i)$ 。利用  $s$  系和  $i$  系的姿态矩阵对应关系

$$v_{s_n}^i = c_s^i v_{s_n}^s \quad (3)$$

$$c_s^i = c_e^i c_n^e c_s^n \quad (4)$$

当给定载体水平姿态时  $c_s^n$ , 可计算出载体的地理经纬度。然后将星体在  $i$  系的矢量投影转换到  $n$  系,  $v_{s_n}^n = c_e^n c_i^e v_{s_n}^i$ , 可得星体方位角  $A$ , 根据  $H = A - B$  解算得载体航向,  $B$  为测得星体相对于载体得夹角。当地理位置确定是, 可由公式(4)计算出载体水平姿态<sup>[5-6]</sup>。

### 2.2 天文惯性组合导航系统组成

系统由光纤测量组件IMU、星敏感器、单轴微型转台等部件构成, 其中IMU陀螺零偏稳定性  $0.02^\circ \sim 0.03^\circ/h$ , 加计零偏稳定性  $20\mu g$ ; 星敏感器观测精度  $5''$ , 保证IMU旋转调制的基础上进行恒星观测。



图3 系统结构图

## 3 试验

### 3.1 试验内容

工程样机安装在车顶, 以  $60\text{km/h} \sim 100\text{km/h}$  速度进行跑车试验, 测试大视场星敏感器恒星观测情况和天文/惯性系统自主导航能力。

1、以卫导/惯性组合进行跑车, 观测到恒星后, 切换到天文/惯性组合模式。

2、以纯惯性进行跑车, 观测到恒星后, 切换到天文/惯性组合模式。

### 3.2 试验结果跑车试验,

1、试验总时长约为20小时, 跑车轨迹如图4所示。试验开始后8小时16分钟(夜晚), 样机进入天文/惯性组合导航模式, 持续时长为9小时20分钟, 星敏有效观测次数

为26477次, 如图5所示。在天文导航有效前, 保持卫导/惯性组合导航状态8小时, 全程导航结果如图6和表4所示。

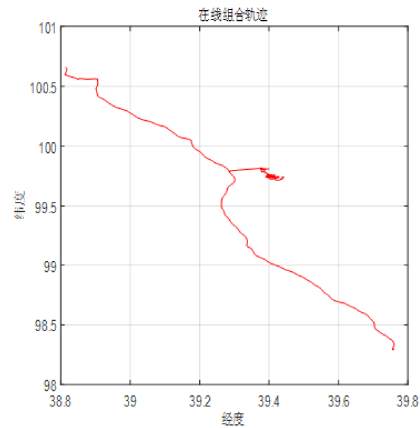


图4 跑车轨迹

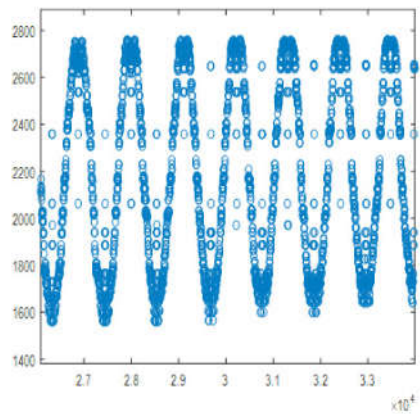


图5 观测星号

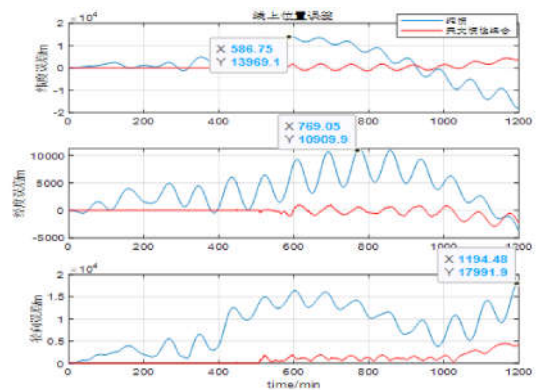


图6 位置误差

表1 天文/惯性组合导航结果统计

	位置 (CEP)
天文/惯性	959m
纯惯	8029m

2、试验总时长约为13小时, 跑车开始后保持纯惯性导航模式1小时40分钟; 观测到有恒星后, 样机进入天文/

惯性组合导航模式,星敏有效观测次数为15441次,如图8;在天文导航失效前,组合导航持续时长为8小时30分钟,全程导航结果如图9和表2所示。

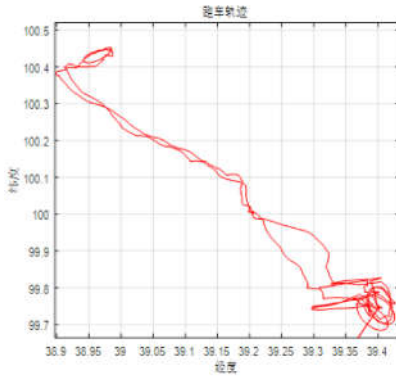


图7 跑车轨迹

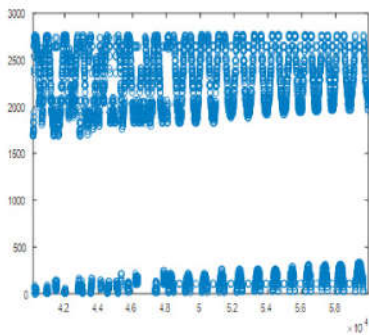


图8 观测星号

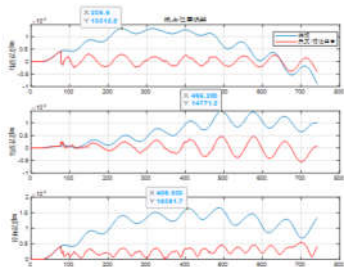


图9 位置误差

表2 天文/惯性组合导航结果统计

	位置 (CEP)
天文/惯性	2154m
纯惯	9460 m

#### 4 总结

试验结果表明,样机采用低精度的IMU,高精度星敏传感器,结合旋转调制,抑制了X轴、Y轴惯性器件误差并且惯性导航的位置发散。在全程自主导航情况下,天文/惯性组合导航定位精度在1.5nmile以内。在前期有卫导参与组合的情况下,天文/惯性组合导航定位精度能达到0.5nmile,该样机组合导航性能优良,通过试验数据分析,采取实时在线标校后,定位、定向能够进一步提升。

#### 参考文献:

- [1] 周磊,张锐,樊建文.单星跟踪的组合天文定位算法[J].导航定位学报,2016,4(2): 42-46,
- [2] 于永军.高空长航无人机多信息融合自主导航.南京:南京航空航天大学博士学位论文.2011
- [3] 岳亚洲,田宇,张晓冬.机载惯性/天文组合导航研究[J].光学与光电技术,2008,6(2):P1-2.
- [4] 张金亮.捷联惯性/星光组合导航关键技术研究.西安:西北工业大学博士学位论文.2015
- [5] 房建成,宁晓琳.天文导航原理及应用[M].北京:北京航空航天大学出版社,2006:69-90.
- [6] 王昊京.三视场恒星识别天文导航方法研究.长春:中国科学院研究生院博士学位论文.2012.