

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 Zhaohui¹, Liu Wen¹, 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。

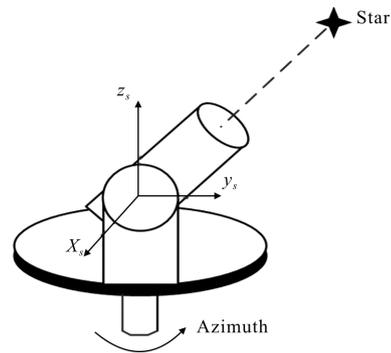


图1 二维转台恒星观测模型

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 δ ,赤经为 α ,当前飞行器所在位置点 P 的经度为 L 、纬度为 λ ,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]。

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

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

式中: ω_{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 (λ, L) 处,而惯导解算的位置为 (λ_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。

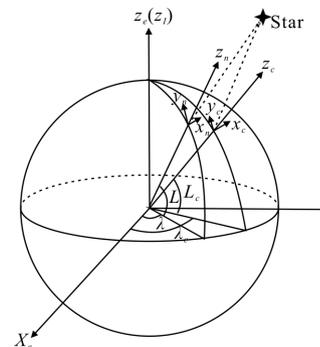


图2 恒星观测误差模型

Fig.2 Error model of star observation

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

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

对 n 系进行旋转可得到 c 系,坐标变换矩阵可表示为^[12]:

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

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 δL 、 $\delta\lambda$ 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:

$$\begin{cases} A = A_c + \Delta A \\ E = E_c + \Delta E \end{cases} \quad (5)$$

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, ΔA 、 ΔE 分别为方位、俯仰角观测误差角。

设 t 时刻飞行器在位置 (L, λ) 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 \mathbf{u}_n :

$$\mathbf{u}_n = \begin{bmatrix} \sin(A)\cos(E) \\ \cos(A)\cos(E) \\ \sin(E) \end{bmatrix} \quad (6)$$

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

$$\mathbf{u}_c = \begin{bmatrix} \sin(A_c)\cos(E_c) \\ \cos(A_c)\cos(E_c) \\ \sin(E_c) \end{bmatrix} \quad (7)$$

根据 1.2 节的讨论,得到以下关系:

$$\mathbf{u}_n = \mathbf{C}_n^c \mathbf{u}_c \quad (8)$$

综合公式(6)、(7)、(8),得到以下关系式:

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

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

由于 ΔA 、 ΔE 均为小角度,利用以下公式对公式(10)作近似计算:

$$\begin{aligned} \cos(\theta + \Delta\theta) &\approx \cos(\theta) - \Delta\theta\sin(\theta) \\ \sin(\theta + \Delta\theta) &\approx \sin(\theta) + \Delta\theta\cos(\theta) \end{aligned} \quad (10)$$

化简后得到以下关系式:

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

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

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:

$$\dot{Z}_h = h - h_c = \Delta h + V_h \quad (13)$$

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; Δh 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]:

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

式中: $\mathbf{X}_I = [\phi_E \ \phi_N \ \phi_U \ \delta v_E \ \delta v_N \ \delta v_U \ \delta L \ \delta\lambda \ \delta h \ \varepsilon_{bx} \ \varepsilon_{by} \ \varepsilon_{bz} \ \varepsilon_{rx} \ \varepsilon_{ry} \ \varepsilon_{rz} \ \nabla_x \ \nabla_y \ \nabla_z]^T$; $\mathbf{W}_I = [\omega_{gx} \ \omega_{gy} \ \omega_{gz} \ \omega_{bx} \ \omega_{by} \ \omega_{bz} \ \omega_{ax} \ \omega_{ay} \ \omega_{az}]^T$,其中, ϕ_E 、 ϕ_N 、 ϕ_U 为数字平台误差; δv_E 、 δv_N 、 δv_U 为速度误差; δL 、 $\delta\lambda$ 、 δh 为纬度、经度和高度误差, ε_{bx} 、 ε_{by} 、 ε_{bz} 为陀螺仪的常值漂移误差; ε_{rx} 、 ε_{ry} 、 ε_{rz} 为陀螺的一阶 Markov 过程漂移噪声; ∇_x 、 ∇_y 、 ∇_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:

$$\mathbf{Z} = \mathbf{H}\mathbf{X} + \mathbf{V} \quad (15)$$

$$H = \begin{pmatrix} 0_{1 \times 6} & -\cos(A_c) & -\sin(A_c)\cos(L_c) & 0 & 0_{1 \times 9} \\ 0_{1 \times 6} & -\tan(E_c)\sin(A_c) & \tan(E_c)\cos(A_c)\cos(L_c) - \sin(L_c) & 0 & 0_{1 \times 9} \\ 0_{1 \times 6} & 0 & 0 & 1 & 0_{1 \times 9} \end{pmatrix} \quad (16)$$

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

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]:

$$\begin{aligned} X_k &= \Phi_{k,k-1} X_{k-1} + \Gamma_{k,k-1} X_{k-1} \\ Z_k &= H_k X_k + V_k \end{aligned} \quad (17)$$

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

整个系统的卡尔曼滤波方程为:

$$\begin{aligned} \hat{X}_{k|k-1} &= \Phi_{k,k-1} \hat{X}_{k-1} \\ \hat{X}_k &= \hat{X}_{k|k-1} + K_k (Z_k - H_k \hat{X}_{k|k-1}) \\ K_k &= P_{k|k-1} H_k^T (H_k P_{k|k-1} H_k^T + R_k)^{-1} \\ P_{k|k-1} &= \Phi_{k,k-1} P_{k-1} \Phi_{k,k-1}^T + \Gamma_{k-1} Q_{k-1} \Gamma_{k-1}^T \\ P_k &= (I - K_k H_k) P_{k|k-1} \end{aligned} \quad (18)$$

其中, $Q_k = Q(t)/T$; $R_k = R(t)/T$ (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:

$$\text{rank}(M) = n \quad (20)$$

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 F 进行分析可得到 $F \neq 0$, 即系统状态矩阵 F 满足以下关系式:

$$\text{rank}(F) = 18 \quad (21)$$

根据矩阵的相关理论可知:

$$\text{rank}(HF) = \text{rank}(H) \quad (22)$$

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

- (1) $(\cos(A_c) \neq 0 \&\& (\sin(A_c)\cos(L_c) \neq 0))$;
- (2) $(\tan(E_c)\sin(A_c) \neq 0) \&\& ((\tan(E_c)\cos(A_c)\cos(L_c) - \sin(L_c)) \neq 0)$;
- (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:

$$\eta = \frac{\tan(E_c)}{\tan(L_c)\cos(A_c)} \neq 1 \quad (23)$$

式中: η 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 $4 \times 10^{-5}g$, 陀螺零偏为 $0.01^\circ/h$, 陀螺随机游走为 $0.0001^\circ/\sqrt{h}$ 。

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
ϕ_E	10"	δL	10"	δv_E	1 m/s
ϕ_N	10"	$\delta \lambda$	10"	δv_N	1 m/s
ϕ_U	10"	δh	20 m	δv_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 aircraft

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。

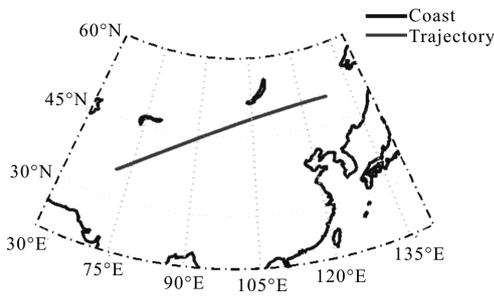


图 3 飞行器飞行轨迹
Fig.3 Trajectory of aero craft

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):

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

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。

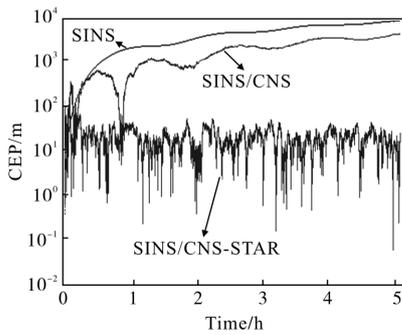


图 4 不同算法的定位精度
Fig.4 Positioning accuracy of different algorithms

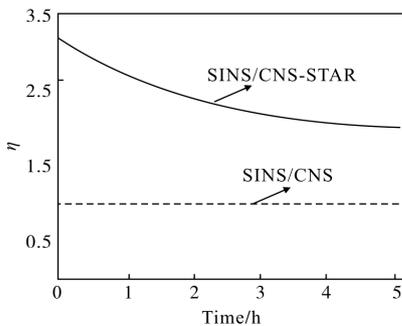


图 5 不同算法的比例因子 η
Fig.5 Factor η of different algorithms

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 10Hz、1Hz 和 1/60Hz。

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。

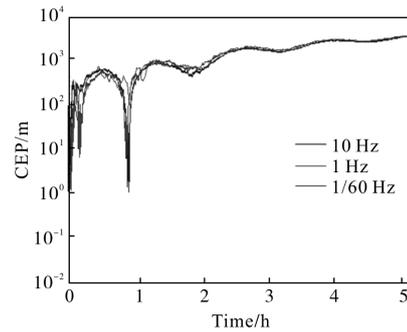


图 6 无最优选星准则的定位精度
Fig.6 Positioning accuracy without optimal NAVSTAR selection criteria

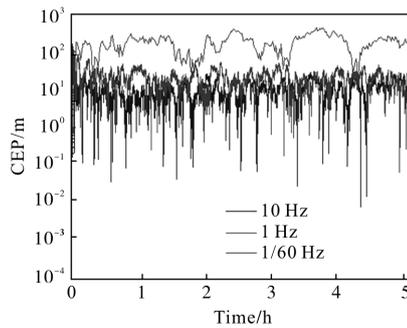


图 7 基于最优选星准则的定位精度
Fig.7 Positioning accuracy based on optimal NAVSTAR selection criteria

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 Geomagnetic 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 celestial 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)
屈嵩, 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.

白天空间目标激光测距微弱信号探测方法

康文运, 宋小全, 韦震

(北京跟踪与通信技术研究所, 北京 100094)

摘要: 白天空间目标激光测距数据有助于提高空间目标定轨精度, 在航天科研方面具有重要应用价值。白天天空背景较亮, 激光测距回波信号一般很弱, 从较强背景光中识别出微弱的空间目标激光回波信号十分困难。针对白天空间目标激光测距微弱信号探测技术难题, 从白天天空背景噪声影响估算入手, 计算了不同探测阈值情况下的测距虚警率, 分析了白天激光测距距离门宽与探测阈值的关系, 给出了白天对空间目标激光测距的回波信号探测阈值, 提出了基于多光子探测器的白天激光测距微弱信号探测方法, 并对其可行性进行了实验验证, 该研究成果可应用于白天空间目标激光测距系统设计及新型激光测距系统发展研究等方面。

关键词: 白天激光测距; 空间目标; 微弱信号探测; 虚警率

中图分类号: TN249 **文献标志码:** A **文章编号:** 1007-2276(2014)09-3026-04

Weak signal detecting method of laser ranging for space target in daytime

Kang Wenyun, Song Xiaoquan, Wei Zhen

(Beijing Institute of Tracking and Telecommunications Technology, Beijing 100094, China)

Abstract: Daytime space target laser ranging data can help improve the space target orbit determination precision, has important application value in terms of space research. During the daytime, the sky background is light, laser ranging echo signal is very weak, generally to identify the weak space target laser echo signal from the strong background light is very difficult. In allusion to weak signal detecting technical problem of laser ranging for space target in the daytime, influence of sky background noise in the daytime was estimated, ranging false alarm probabilities at various detection threshold was calculated, relation of detection threshold and laser ranging gate was analyzed, detection threshold requirement of laser ranging for space target in the daytime was presented, a weak signal detecting method of laser ranging for space target in the daytime based on multi-photon detector was put forward, and its feasibility was validated by experiment. This result can be used for designing daytime laser ranging system and researching new type laser ranging system.

Key words: daytime laser ranging; space target; weak signal detection; false alarm probability

0 引言

对空间目标实现精确定轨在航天科研方面具有重要的应用价值,也是空间目标探测与识别领域的一项重要课题。白天空间目标激光测距数据有助于提高空间目标定轨精度,因此在白天实现对空间目标激光测距具有重要意义,已受到了世界各国的广泛关注。

由于空间目标距离地面激光测距系统遥远,尤其是对空间碎片测距,由于其上没有激光角反射器,激光测距时的回波信号很弱,一般只有几个至几十个光子。白天天空背景较亮,从较强背景光中识别出微弱的空间目标激光回波信号十分困难,所以直至目前在白天对空间目标激光测距仍是一个技术难题。国内外围绕这个问题开展了不少探索研究^[1-3],但主要以轨道预报精度高的激光卫星为目标。测距时尽管采取了空间滤波、时间滤波和光谱滤波等技术措施,从测距试验数据可看出虚警率高仍是影响白天空间目标激光测距的一个重要因素。

在白天对空间目标激光测距时,若探测阈值设置的低,受白天背景光影响,激光测距系统的虚警概率就高,影响激光测距的正常开展;若探测阈值设置的高,就难以探测到微弱的激光回波信号。要增加激光回波信号强度,需要增强激光测距系统的激光发射功率和接收系统口径,这就增加了测距成本,同时还要受激光器和激光发射技术的制约。因此,如何在白天对空间目标测距时消除背景噪声影响、探测到微弱激光回波信号是一个值得深入研究的问题。

文中围绕白天较强背景光条件下空间目标激光测距微弱信号探测技术难题进行了分析研究,从理论方面推算出能够大幅降低白天激光测距虚警率的回波信号探测阈值条件,在此基础上提出了一个白天激光测距微弱信号探测方法,并对其可行性进行了实验验证。

1 白天天空背景噪声影响估算

白天太阳角(观察视线和太阳视线之间的夹角)约 100° 的晴朗天空光谱辐射亮度曲线如图1所示^[4]。从图1可以看出:在激光测距常用波段($0.532\ \mu\text{m}$)附近,白天天空背景光谱辐射亮度约为 $40\ \text{W}/(\text{m}^2\cdot\text{sr}\cdot\mu\text{m})$ 。

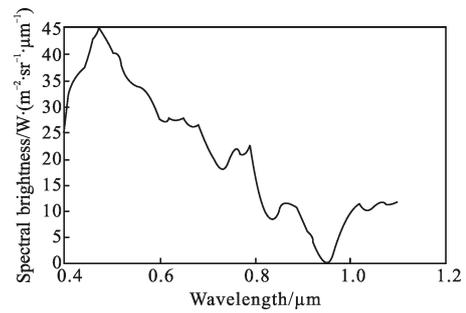


图1 白天天空光谱亮度曲线图

Fig.1 Diagram of sky spectrum luminance in daytime

白天天空背景噪声在激光测距系统接收光敏面上产生的平均光电子数速率由下式计算^[2,5]:

$$\Lambda_n = \frac{\pi}{4} n_\lambda L_\lambda \theta_r^2 A_r \Delta_\lambda \eta_r \eta_q \quad (1)$$

式中: Λ_n 为背景噪声在接收光敏面上产生的平均光电子数速率,光电子/s; n_λ 为波长 λ 每瓦光相当的每秒光子数,波长 $0.532\ \mu\text{m}$ 光每瓦相当的每秒光子数为^[6] 2.678×10^{18} 光子/s; L_λ 为白天天空背景光谱辐射亮度,取 $40\ \text{W}/(\text{m}^2\cdot\text{sr}\cdot\mu\text{m})$; θ_r 为激光测距系统接收视场角,取 $2 \times 10^{-4}\ \text{rad}$,即 $40''$; A_r 为激光测距系统接收望远镜有效接收面积,取 $0.2827\ \text{m}^2$,即入瞳口径 $\Phi 600\ \text{mm}$; Δ_λ 为窄带干涉滤光片带宽,滤光片带宽取 $0.15\ \text{nm}$; η_r 为接收光学系统的效率(包括滤光片的透过率),取 0.3 ; η_q 为接收光电探测器的量子效率,对 $532\ \text{nm}$,取 0.2 。

将各参数带入公式(1)计算得: $\Lambda_n = 8.56 \times 10^6$ 光电子/s。

由上述计算可知:白天天空背景噪声在激光测距系统接收光敏面上产生的平均光电子数速率约为 8.56×10^6 光电子/s。

2 探测阈值要求理论分析

白天由于天空背景光较强,背景噪声在激光测距系统探测器上将不断产生光电子,平均光电子数产生速率约为 8.56×10^6 光电子/s。为了消除这一影响,在测距时就需要设置探测阈值,以便过滤掉背景噪声的影响,把激光回波信号提取出来。

若激光测距系统探测器的响应时间为 τ_r ,雪崩光电二极管探测器的响应时间约 $200\ \text{ps}$,在此响应时间内,背景噪声产生的平均光电数为:

$$N = \Lambda_n \tau_r = 1.712 \times 10^{-3} \text{ 光电子}$$

由于光电转换产生的光电子数是服从泊松分布的,即在平均光电子数为 N 的情况下,产生 m 个光

电子的概率由下式表示^[2]:

$$P(m, N) = \frac{N^m}{m!} e^{-N} \quad (2)$$

利用公式(2)可计算出在 200 ps 内产生一个光电子的概率约为 1.7×10^{-3} , 背景光照射时段越长, 产生一个光电子的概率就越大, 因此, 从理论角度看在白天激光测距时, 由于背景光的存在, 无论将探测阈值设置为多少, 背景噪声产生的光电子数超过探测阈值的概率总是存在的, 即白天背景噪声将引起测距虚警, 测距虚警是影响白天激光测距的重要因素。

激光测距系统的测距虚警概率一般由下式计算^[7]:

$$P_{fa} = 1 - \exp \left[-\Lambda_n \tau_G \frac{\frac{(\Lambda_n \tau_r)^{N_t - 1}}{N_t - 1}}{\sum_{m=0}^{N_t - 1} \frac{(\Lambda_n \tau_r)^m}{m!}} \right] \quad (3)$$

式中: P_{fa} 为激光测距系统的虚警概率; Λ_n 为背景噪声在接收光敏面上产生的平均光电子数速率, 由上节计算可知可取为 8.56×10^6 光电子/s; τ_G 为距离门宽度, 门控宽度为 $12\sigma/c$, 其中, σ 为空间目标轨道预报误差, c 为光速; τ_r 为接收光电探测器的响应时间, 取 200 ps; N_t 为探测阈值, 可取 1 个或几个光电子。

当空间目标轨道预报误差为 3 m (1σ), 测距系统距离门宽度 τ_G 应设置为 0.15 μ s, 若探测阈值 N_t 取 1 个光电子, 由公式(3)计算得: 虚警概率 P_{fa} 约为 72.3%; 若探测阈值取 2 个光电子, 由公式(3)计算得: 虚警概率 P_{fa} 约为 0.22%, 若探测阈值 N_t 取 3 个光电子, 由公式(3)计算得: 虚警概率 P_{fa} 约为 0.0002%。

当空间目标轨道预报误差为 30 m (1σ), 测距系统距离门宽度 τ_G 应设置为 1.5 μ s, 若探测阈值 N_t 取 1 个光电子, 由公式(3)计算得: 虚警概率 P_{fa} 约为 99.999%, 若探测阈值 N_t 取 2 个光电子, 由公式(3)计算得: 虚警概率 P_{fa} 约为 2.17%, 若探测阈值 N_t 取 3 个光电子, 由公式(3)计算得: 虚警概率 P_{fa} 约为 0.002%。

当空间目标轨道预报误差为 300 m (1σ), 测距系统距离门宽度 τ_G 应设置为 15 μ s, 若探测阈值 N_t 取 1 个光电子, 由公式(3)计算得: 虚警概率 P_{fa} 约为 100%, 若探测阈值 N_t 取 2 个光电子, 由公式(3)计算得: 虚警概率 P_{fa} 约为 19.73%, 若探测阈值 N_t 取 3 个光电子, 由公式(3)计算得: 虚警概率 P_{fa} 约为 0.02%。

激光测距系统不同距离门宽和探测阈值情况下的测距虚警率详见表 1。

表 1 不同距离门宽和探测阈值情况下的测距虚警率估值

Tab.1 Calculation result of false alarm probability at various ranging gates and detection thresholds

	0.15 μ s	1.5 μ s	15 μ s
1 photoelectron	72.3%	99.999%	100%
2 photoelectron	0.22%	2.17%	19.73%
3 photoelectron	0.000 2%	0.002%	0.02%

通过上述分析计算可知, 空间目标轨道预报误差越大, 测距时距离门就越宽, 距离门越宽背景噪声影响越大, 在距离门较宽的情况下就需提高探测阈值门限。如果探测阈值设为 1 个光电子, 白天天空背景噪声引起的虚警概率非常大, 即使是对轨道预报误差较小的激光卫星其测距虚警率也很高, 而对轨道预报误差较大的空间碎片等目标完全不能测距; 如果探测阈值设为 2 个光电子, 白天天空背景噪声引起的虚警概率就会显著变小。

因此, 白天对空间目标激光测距回波信号的提取要求是将探测阈值设置为 2 个以上光电子。

3 探测方法

通过上述理论分析可知: 白天对空间目标激光测距的核心问题是能将探测阈值设置为 2 个光电子, 及能够对探测阈值进行单个光电子级别设置。普通光电二极管的探测灵敏度较低, 需要大量光子进行光电转换, 单光子探测器(C-SPAD)的探测灵敏度高, 为单光子触发, 都不具备光子分辨能力。

目前国外已研制出多光子探测器(即 APD 阵列), 并且围绕用多光子探测器探测激光信号进行了不少研究工作^[8-9], 这为白天激光测距时探测阈值单个光电子量级设置奠定了技术基础。

多光子探测器本质是多个单光子探测器的集成, 每个像元其实就是一个单光子探测器。若将这些单光子探测器集成为并联关系, 多光子探测器总输出量是各单元探测器输出量的总和, 总输出量除以单元探测器输出量就能计算出接收到的光子数, 可见多光子探测器有光子计数功能, 具备将探测阈值设定为 2 个光电子的技术基础。

综合上述分析, 在白天对空间目标激光测距时,

测距系统可采用多光子探测器,将信号探测阈值设定为2个光电子,对背景光较强的情况也可将信号探测阈值设定为3个光电子或几个光电子,采取这种方法就可以消除背景噪声影响,就能探测到几个至几十个光子这样微弱的激光回波信号。

4 可行性实验验证

实验系统由脉冲激光器、可调谐衰减器、固定衰减器、窄带滤光片、多光子探测器及示波器等组成。其中,多光子探测器选用日本滨松公司生产的C10507-11-025U,像素个数为1600元,光敏面积为 1 mm^2 ,填充因子为30.8%,532 nm处的光子探测效率为19%。

实验时调整衰减器将脉冲激光衰减至光子量级,用激光照射多光子探测器敏感面,然后逐渐改变照射到多光子探测器上的信号强度,用示波器监测多光子探测器的输出信号,多光子探测器在示波器上的输出信号(屏幕截图)如图2所示。

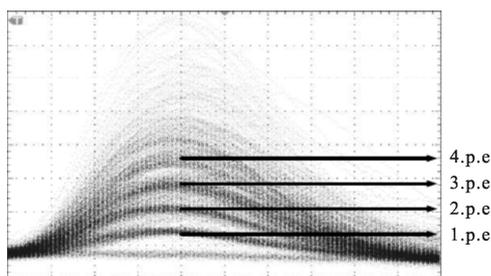


图2 多光子探测器在示波器上的输出信号图

Fig.2 Output signal diagram of multi-photon detector on oscilloscope

由图2可以看出:随着光子数增加,输出电压脉冲信号强度呈现分立状,信号强度成倍数递增,是一个光电子触发产生的脉冲信号强度的整数倍。因此,多光子探测器具有光子分辨能力,在白天对空间目标激光测距时,可以根据背景噪声的大小将探测阈值设定为2个光电子或几个光电子。

5 结论

晚上天光背景较暗,测距系统采用单光子探测器就能提取激光回波信号,这已在空间目标激光测距中得到了应用。但白天天空背景强,天空背景噪声在激光测距系统接收光敏面上不断产生光电子,造成白天对空间目标激光测距的虚警率较高。长期以

来如何降低白天对空间目标激光测距的虚警率、提高探测成功概率一直是该领域的一个棘手问题。

文中从白天天空背景噪声影响估算入手,计算了不同距离门宽和探测阈值情况下的测距虚警率,通过分析计算发现:如果探测阈值设定为1个光电子,白天天空背景噪声引起的虚警概率非常大;如果探测阈值设定为2个以上光电子,白天天空背景噪声引起的虚警概率就显著变小。

实验表明:多光子探测器具有光子分辨能力,能够实现探测阈值单个光电子量级灵活设置。在白天对空间目标激光测距时,可采用多光子探测器探测微弱激光回波信号,将信号探测阈值设定为2个光电子或几个光电子。

采用该方法既能探测微弱激光回波信号,同时也压制了背景光信号的影响,为激光测距增加了定量可控幅度滤波功能,为白天对空间目标激光测距提供了一个新思路。

参考文献:

- [1] Li Xin. Satellite laser ranging system and the signal correlation detection at the daytime [D]. Jinlin: Jinlin University, 2007. (in Chinese)
- [2] Yang Fuming, Xiao Chikun, Chen Wanzhen, et al. Design and test result of satellite laser ranging at the daytime [J]. *China Science(A Part)*, 1998, 28(11): 1048-1056. (in Chinese)
- [3] Xie Yanmin. The key technology of satellite laser ranging system at the daytime [J]. *CD Technology*, 2009, 12: 13-14. (in Chinese)
- [4] Su Yi, Wan Min. High Energy Laser System [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2004: 157-164. (in Chinese)
- [5] Xu Nanrong, Bian Nanhua. Infrared Radiation and Homing [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1997: 238-239. (in Chinese)
- [6] Hudson R D. Infrared System Engineering [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1997: 62-64. (in Chinese)
- [7] Ye Shuhua, Huang Cheng. Astrodynamics [M]. Jinan: Shandong Science and Technology Publishing House, 2000: 91-118. (in Chinese)
- [8] Ren Ximing, Li Li, Yan Dongbin. SNR analysis of 3D imaging lidar based on APD arrays [J]. *Laser & Infrared*, 2010, 40(2): 132-135. (in Chinese)
- [9] Albota Marius A, Aull Brian F, Fouche Daniel G, et al. Three-dimensional imaging laser radars with Geiger-mode avalanche photodiode arrays [J]. *Lincoln Laboratory Journal*, 2002, 13(2): 351-370.