

doi:10.19306/j.cnki.2095-8110.2018.01.010

## 星敏传感器在轨光行差修正方法研究

李 苗<sup>1,2</sup>, 周连文<sup>1,2</sup>, 何益康<sup>1,2</sup>, 余 维<sup>1,2</sup>, 谢任远<sup>1,2</sup>, 沈怡颺<sup>1,2</sup>

(1. 上海航天控制技术研究所, 上海 200233; 2. 上海市空间智能控制技术重点实验室, 上海 201109)

**摘 要:**星敏传感器作为目前航天器中最重要的姿态测量传感器,其精度直接影响航天器姿态测量精度,因此对其误差源进行分析和修正则尤为重要。提出了一种星敏传感器在轨光行差修正方法,根据光行差产生的原理和特点,将星敏传感器沿探测器 X 和 Y 方向产生的光行差误差角巧妙地转换为光行差误差四元数,并直接对输出四元数进行修正,从而为修正星敏传感器光行差提供了一种方便简洁的方法。

**关键词:**星敏传感器;慢变误差;光行差误差角;光行差误差四元数;光行差修正

**中图分类号:**V419+.2 **文献标志码:**A

**文章编号:**2095-8110(2018)01-0060-04

## A Method of Star Sensor Aberration Correction On-Orbit

LI Miao<sup>1,2</sup>, ZHOU Lian-wen<sup>1,2</sup>, HE Yi-kang<sup>1,2</sup>, YU Wei<sup>1,2</sup>, XIE Ren-yuan<sup>1,2</sup>, SHEN Yi-wei<sup>1,2</sup>

(1. Shanghai Institute of Spaceflight Control Technology, Shanghai 200233, China;

2. Shanghai Key Laboratory of Aerospace Intelligent Control Technology, Shanghai 201109, China)

**Abstract:** Star sensor is one of the most important attitude measuring sensors used by the spacecraft. Its precision directly affects the spacecraft attitude measuring precision. Therefore to analyze and modify its error source is particularly important. A method of star sensor aberration correction on-orbit is proposed. According to the principles and characteristics of aberration, the aberration error angle along X and Y directions of sensor are cleverly converted into aberration error quaternions and then can be directly corrected, which provides a convenient and concise method to correct the aberration of star sensor.

**Key words:** Star sensor; Low frequency error; Aberration error; Aberration error quaternion; Aberration correction

### 0 引言

姿态测量是航天器飞行的重大核心技术,对保证航天器准确入轨和变轨、高性能飞行、可靠对地通信、高精度对地观测,及顺利完成各种空间任务具有重要意义。星敏传感器是实现航天器自主姿态测量的核心部件,其测量精度直接影响姿态测量的精度。随着航天技术的发展,对航天飞行器姿态测量精度提出了更高的要求。因此对星敏传感器的误差源进行分析和修正则尤为重要。而光行差是慢

变误差中主要的误差来源。

目前,国内外已进行光行差修正的星敏传感器普遍采用的方法是<sup>[1-2]</sup>,根据星载计算机提供的卫星轨道信息或线速度信息,在星敏传感器内部对每个定姿星点进行光行差修正。该方法的缺点是可能会泄露某些保密型号卫星的轨道信息。而本文根据光行差产生的原理和特点,将星敏传感器沿探测器 X 和 Y 方向产生的光行差误差角巧妙地转换为光行差误差四元数,可在星敏传感器输出的四元数上直接进行修正,无须给星敏传感器提供卫星轨道信息,从而为

收稿日期:2017-05-24;修订日期:2017-07-13

作者简介:李苗(1986-),女,工程师,主要研究方向为卫星控制系统技术设计及星敏传感器主管。

E-mail:limiao.20041774@163.com

修正星敏传感器光行差提供了一种方便简洁的方法。

### 1 星敏传感器测量原理

星敏传感器的测量模型<sup>[3-4]</sup>如图 1 所示。

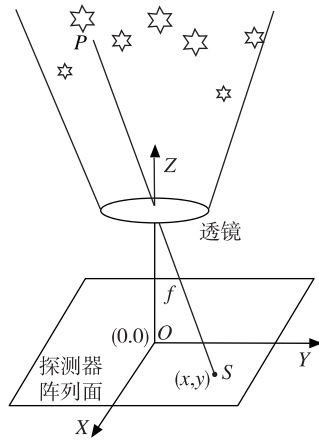


图 1 星光矢量测量模型

Fig. 1 Starlight vector measurement model

恒星  $P$  在星敏传感器的焦平面上像点的坐标为  $(x, y)$ ，星敏传感器坐标系按照图中指向，则星光矢量  $SP$  在星敏传感器坐标系中可表示为

$$\mathbf{V} = \begin{pmatrix} -x \\ -y \\ f \end{pmatrix} \quad (1)$$

其中， $f$  为光学系统焦距。

同时，恒星  $P$  在地心惯性系下的矢量  $\mathbf{r}$  由存储在导航星表中的赤经、赤纬  $(\alpha, \delta)$  表示为

$$\mathbf{W} = \begin{pmatrix} \cos\alpha \cos\delta \\ \sin\alpha \cos\delta \\ \sin\delta \end{pmatrix} \quad (2)$$

星敏传感器姿态确定所依据的基本方程为

$$\mathbf{V} = \mathbf{A} \cdot \mathbf{W} \quad (3)$$

其中， $\mathbf{A}$  表示星敏传感器相对于地心惯性系的方向余弦阵。当星敏传感器在一帧星图中识别或者跟踪多颗恒星，利用最小二乘法获得最优的转换矩阵  $\mathbf{A}$ ，由  $\mathbf{A}$  计算得到星敏传感器测量系相对于地心惯性系的姿态四元数。

### 2 光行差产生原理和特点

由上述星敏传感器的测量原理可知， $\mathbf{V}$  和  $\mathbf{W}$  的测量误差以及转换矩阵  $\mathbf{A}$  在转换过程中的误差都将影响星敏传感器的测量精度。为此，须将影响星敏传感器精度的因素进行分类，更好地将其抑制或减小，

从而提高其测量精度。

根据星敏传感器的测量模型以及国内外相关文献[5-6]可知，影响其精度的因素主要有：系统偏差 (Bias)、慢变误差 (LFE)、噪声等效角 (NEA)。其中，光行差是慢变误差中主要的误差源，因此，本文对光行差进行了具体分析。

所谓光行差，是由于光传播时间以及星敏传感器的线性运动，使得恒星在测量坐标系中的位置产生偏移的一种测量误差，如图 2 所示。假设在星敏传感器探测面方向上有一个线性匀速运动，那么就可以计算出相对偏移误差。

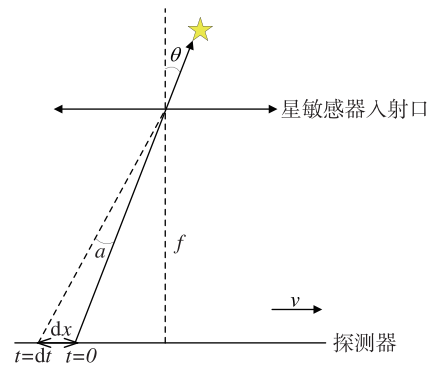


图 2 光行差误差示意图

Fig. 2 Aberration error model

由图 2 可知，光束传播使得光轴和星敏传感器入射口与探测器垂线之间产生一个夹角  $\theta$ ，光束传播的时间表达式如下

$$dt = \frac{f}{c \cdot \cos\theta} \quad (4)$$

式中， $c$  为光速， $f$  为光学镜头的焦距，在光传播的时间内，探测器也将移动一定的位移，位移表达式如下

$$dx = v \cdot dt = \frac{vf}{c \cdot \cos\theta} \quad (5)$$

因此，星点在探测器上的位置也将产生  $dx$  的误差，从而会产生一个等效的角度误差  $a$ 。

而由于星点离探测器的距离相当远，即角度  $\theta$  足够小趋于 0， $\sin\theta = \tan\theta \approx \theta$  (rad)， $\theta$  角所对的边也极小，边长等于  $\theta$  角所对的弧长，而  $\theta$  角弧度值等于弧长比半径，即  $\theta$  角等于三角形对边比临边。

$$a = \frac{\text{弧长}}{\text{半径}} = \frac{dx}{f/\cos\theta} \quad (6)$$

因此根据式(5)和式(6)，可以得出

$$a = \frac{v}{c} \quad (7)$$

由式(7)可知,光行差与探测器的线速度成正比。地球公转的线速度约为  $v = 30\text{km/s}$ ,光速  $c = 300000\text{km/s}$ 。因此,根据式(7)可得出地球公转引起的光行差  $a_1$

$$a_1 = \frac{v}{c} = 10^{-4} (\text{rad}) = 10^{-4} \times 180^\circ / \pi = 0.0057^\circ \approx 21'' \quad (8)$$

式(8)表明,在没有修正的情况下,地球绕太阳的公转将产生  $21''$  的角度误差。

以地球同步高轨卫星为例,卫星绕地球的线速度约  $3.08\text{km/s}$ ,根据式(7)可得出高轨卫星绕地球转动引起的光行差  $a_2$

$$a_2 = \frac{v}{c} = 1.03 \times 10^{-5} (\text{rad}) = 1.03 \times 10^{-5} \times 180^\circ / \pi = 0.00059^\circ \approx 2'' \quad (9)$$

以轨道半径为  $7000\text{km}$  的低轨同步卫星为例,角速度  $\omega = 0.06^\circ/\text{s}$ ,因此其线速度约为  $7.33\text{km/s}$ ,根据式(7)可得出低轨卫星绕地球转动引起的光行差  $a_3$

$$a_3 = \frac{v}{c} = 2.44 \times 10^{-5} (\text{rad}) = 2.44 \times 10^{-5} \times 180^\circ / \pi = 0.00059^\circ \approx 5'' \quad (10)$$

由式(9)和式(10)可知,由于地球公转运动和卫星绕地球的运动,在低轨情况下光行差将使星敏传感器产生近  $16'' \sim 26''$  的误差,高轨时光行差将使星敏传感器产生近  $19'' \sim 24''$  的误差。

### 3 在轨光行差修正实施过程

在轨光行差修正实施过程如下:

1) 计算卫星相对太阳的线速度

① 计算  $t$  时刻的真近点角  $f_s$

$$f_s = M_s + 2e_s \sin(M_s) + 1.25e_s^2 \sin(2M_s)$$

其中,  $M_s$  为太阳视运动轨道平近点角,  $e_s$  为太阳视运动轨道偏心率。

② 计算  $t$  时刻地球相对太阳的线速度  $V_e$

$$V_e = -29788.8 \times$$

$$\left( \sin f_s \begin{bmatrix} -\cos \omega_s \\ -\sin \omega_s \\ 0 \end{bmatrix} - (\cos f_s + e_s) \begin{bmatrix} \sin \omega_s \\ -\cos \omega_s \\ 0 \end{bmatrix} \right)$$

其中,  $\omega_s$  为太阳视运动轨道近地点幅角。

③ 计算卫星相对太阳的线速度在  $2000.0$  惯性坐标系的投影分量  $V_{J2000}$

$$V_{J2000} = \begin{bmatrix} V_e(1) \\ V_e(2) \cos \epsilon \\ V_e(2) \sin \epsilon \end{bmatrix} + \mathbf{v}$$

其中,  $\epsilon$  为太阳视运动轨道倾角,  $\mathbf{v} = (v_x, v_y, v_z)$  为卫星相对地球线速度在  $J2000.0$  坐标系的投影分量,由轨道参数计算得到,单位  $\text{m/s}$ 。

$V_{J2000}$  的四元数表达方式为  $Q(V_{J2000}) = [0 \quad V_{J2000}(x) \quad V_{J2000}(y) \quad V_{J2000}(z)]^T$ 。

2) 计算星敏感器的惯性指向

采集  $t$  时刻星敏传感器四元数  $Q$ ,即可计算出星敏感器的惯性指向。其中,  $Q = [q_0 \quad q_1 \quad q_2 \quad q_3]^T$ 。

3) 计算线速度在星敏传感器测量坐标系中的分量  $V_{ss}$

$$Q(V_{ss}) = Q^* \otimes Q(V_{J2000}) \otimes Q$$

其中,  $Q^* = [q_0 \quad -q_1 \quad -q_2 \quad -q_3]^T$ ,  $Q(V_{ss}) = [0 \quad V_{ss}(x) \quad V_{ss}(y) \quad V_{ss}(z)]^T$ ,  $\otimes$  为四元数相乘。

4) 计算光行差误差角  $\alpha$

$$\alpha = \frac{V}{C}$$

其中,  $C$  为光速,大小为  $3.0 \times 10^5 \text{km/s}$ 。

计算星敏传感器  $X$  轴线速度  $V_{ss}(x)$  所引起的光行差误差角  $\alpha_x$

$$\alpha_x = \frac{V_{ss}(x)}{C}$$

计算星敏传感器  $Y$  轴线速度  $V_{ss}(y)$  所引起的光行差误差角  $\alpha_y$

$$\alpha_y = \frac{V_{ss}(y)}{C}$$

5) 计算星敏传感器光行差误差修正后四元数  $Q'$

计算星敏传感器光行差误差四元数  $\Delta Q$

$$\Delta Q = \left[ \sqrt{1 - \left(\frac{\alpha_x}{2}\right)^2 - \left(\frac{\alpha_y}{2}\right)^2} \quad -\frac{\alpha_x}{2} \quad \frac{\alpha_y}{2} \quad 0 \right]^T$$

计算星敏传感器修正后四元数  $Q'$

$$Q' = Q \otimes \Delta Q$$

### 4 对某星敏进行光行差修正分析

根据某在轨卫星星敏感器的在轨数据,并按上述星敏传感器在轨光行差修正实施过程,分析了星敏传感器光行差修正对定姿精度的影响。

由图3~图5可知,光行差对卫星定姿精度有较大影响,不修正会引起卫星约  $5'' \sim 11''$  定姿误差。因此,对于有高精度定姿要求的卫星,光行差是必须进行修正的。

### 5 结论

本文基于光行差产生的原理和特点,将星敏传感器沿探测器  $X$  和  $Y$  方向产生的光行差误差角巧妙

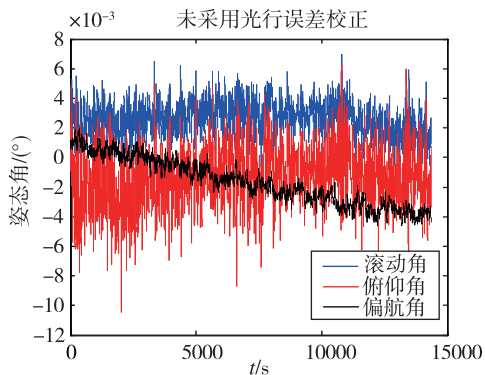


图 3 未修正光行差姿态角

Fig. 3 Attitude angle with no aberration correction

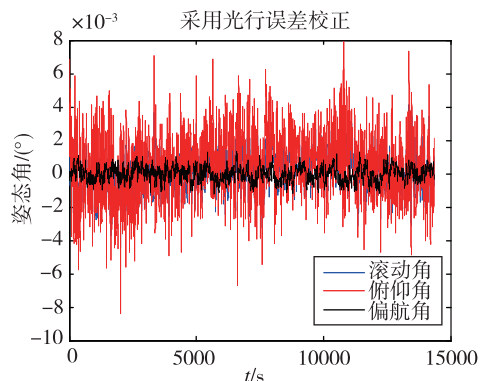


图 4 修正光行差姿态角

Fig. 4 Attitude angle with aberration correction

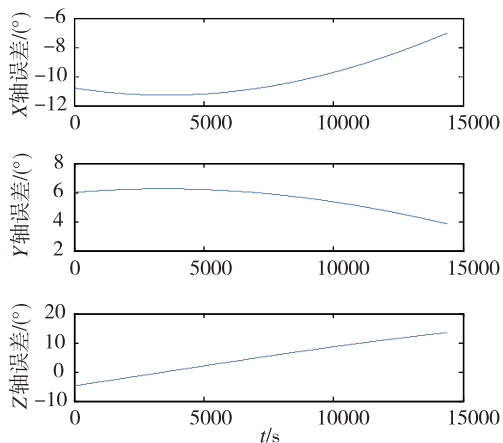


图 5 光行差引起的姿态偏差

Fig. 5 Attitude deviation caused by light difference

地转换为光行差误差四元数,并直接对输出四元数进行修正,并按该方法对某在轨星传感器进行了光行差修正前后数据比对分析,得出了光行差对卫星定姿精度的影响,从而为修正星传感器光行差提供了一种方便简洁的方法。

参考文献

[1] 奚伯齐, 李葆华, 温奇咏, 等. 一种星传感器在轨光行差的修正方法, CN 102252673 A [P]. 2011: 1-7.

[2] 张广军. 星图识别[M]. 北京: 国防工业出版社, 2010: 1-16.

[3] 李杰. APS 星传感器关键技术的研究[D]. 吉林: 中国科学院研究生院(长春光学精密机械与物理研究所), 2005.

[4] 章仁为. 卫星轨道姿态动力学与控制[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1997: 1-36.

[5] 屠善澄. 卫星姿态动力学与控制[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2005: 122-132.

[6] AA-star for high performance.

[7] 孙亚辉, 耿云海, 王爽. 星传感器像平面移位误差的分析与校正[J]. 红外与激光工程, 2014, 43(10): 3321-3328.

[8] 王永胜, 王宏力, 刘洁梁, 等. 星传感器误差模型及参数分析[J]. 电光与控制, 2014, 21(2):85-89.

[9] 孙婷, 邢飞, 尤政. 高精度星传感器光学系统误差分析[J]. 光学学报, 2013, 33(3):253-261.

[10] 赖育网, 谷德峰, 刘俊宏, 等. 星传感器/陀螺在轨系统误差分析与校准[C]// 高分辨率对地观测学术年会分会, 2014.

[11] 熊凯, 宗红, 汤亮. 星传感器低频误差在轨校准方法研究[J]. 空间控制技术与应用, 2014, 40(3):8-13.

[12] 熊凯, 汤亮, 刘一武. 基于地标信息的星传感器低频误差标定方法[J]. 空间控制技术与应用, 2012, 38(3):11-15.

[13] 徐樱, 吴德安, 汪礼成, 等. 星传感器慢变误差校准方法研究[J]. 上海航天, 2016, 33(4):63-69.

[14] 连月勇, 张超, 詹银虎, 等. 天文定姿恒星视位置解算及更新算法[J]. 测绘科学, 2015, 40(12): 134-139.

[15] 霍德聪, 黄琳, 李岩, 等. 星传感器在轨测量误差分析[J]. 遥感学报, 2012, 16(s1):57-60.