

复杂卫星抖动下的星敏感器姿态测量数据处理技术

王炯琦^① 矫媛媛^① 周海银^{①②} 武云丽^②

^①(国防科技大学数学与系统科学系 长沙 410073)

^②(空间智能控制技术国防科技重点实验室 北京 100190)

摘要: 由于复杂卫星在轨运行中不可避免地存在着抖动振动,从而导致星敏感器数据不稳和精度降低,这给低信噪比条件下的敏感器姿态测量数据处理带来了很大困难。该文针对复杂卫星抖动情况下数据的处理进行了讨论,分析了星敏感器测量原理及各类误差源产生机理,并在此基础上,重点研究了抖动条件下的星敏感器姿态测量数据处理技术,结合抖动幅频特性,通过寻找用于处理抖动引起误差的幅频分界点,分析了抖动对星敏感器姿态测量精度的影响,并结合卫星姿态确定过程,给出了抖动情况下星敏感器姿态测量数据的处理方法,可有效地提高星敏感器数据处理精度,使不经稳态控制就可对抖动测量数据进行处理成为可能,大大降低了系统的设计成本,缩短了设计周期。

关键词: 复杂卫星; 星敏感器; 姿态测量; 抖动; 幅频特性; 数据处理

中图分类号: V448

文献标识码: A

文章编号: 1009-5896(2010)08-1885-07

DOI: 10.3724/SP.J.1146.2009.01079

Star Sensor Attitude Measuring Data Processing Technique in Condition of Complex Satellite Dithering

Wang Jiong-qi^① Jiao Yuan-yuan^① Zhou Hai-yin^{①②} Wu Yun-li^②

(Department of Math., Science College, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

(Space Intelligent Control Key Laboratory of Science and Technology for National Defense, Beijing 100190, China)

Abstract: Because dithering and vibrating exist inevitably while complex satellite running, this will lead to nonsteady and lower precision for star-sensor measurement data and difficult in data processing at low SNR. Therefore, in this paper, the data processing method in the condition of complex satellite dithering is discussed. Firstly, the measure principle and error mechanism of star sensor in satellite attitude determination are analyzed, and then on the basis of these analysis, the attitude measurement data processing technique in condition of satellite dithering is researched detailedly. Combined with the amplitude and frequency character of dithering signal, the influence of dithering to the measurement precision of star sensor is analyzed by using of searching the boundary point of amplitude and frequency for treating dithering error. In addition, integrating with the process of satellite attitude determination, the measurement data processing method of star sensor in the dithering condition is presented, which can effectively enhance the data precision for star sensor observation and make it possible to utilize dithering measurement data without steady state control. The method has the advantages of decreasing design cost and shortening design period.

Key words: Complex satellite; Star sensor; Attitude measuring; Dithering; Amplitude and frequency character; Data process

1 引言

星敏感器由于其测量精度高,且可以完备的输出卫星姿态角信息的特点,成为高精度卫星姿态测量的有效手段^[1,2]。然而由于复杂卫星上的振动源或抖动源(如飞轮转动)等位于星敏感器附近时,很容

易引发星敏感器的数据不稳,从而带来测量误差,这就严重降低姿态测量数据的精度和稳定性^[3]。目前,在国内外抖动信息处理方案中,为了克服卫星平台或有效载荷不稳定给敏感器信息处理带来的困难,常设置若干个分布式测量敏感器^[4],用于测量抖动或者振动信号,并分析星体或有效载荷对卫星姿态测量精度和稳定度的影响,为抖动或振动抑制提供反馈测量信号。显然,要实现抖动振动的分布式测量处理,首先要求分析星上抖动信号的测量敏感

2009-08-13 收到, 2010-03-29 改回

国家自然科学基金(60974124)资助课题

通信作者: 王炯琦 wangjq1979@163.com

器机理以及测量信号的处理方法, 同时还需要考虑分布式测量敏感器的优化分布配置和布局方法, 此外, 在抖动振动信号的测量也不可避免产生其他误差^[5], 因此这种方法不仅增加了系统设计的成本和工程实现的难度, 而且也不利于姿态测量数据精度的提高。然而, 抖动振动引起的星敏传感器姿态测量误差最终体现在星敏传感器姿态测量数据中, 通过对姿态测量数据的特征分析及相应的误差建模, 可有效扣除和估计抖动振动等引起的误差, 进而提高姿态测量数据的精度。当然抖动振动源引发的误差对姿态测量的传播关系非常复杂, 目前的研究甚少, 主要工作都将其视为高斯噪声处理^[6], 不符合复杂卫星实际在轨运行规律, 不满足高精度星敏传感器姿态测量要求。为此, 本文针对这个问题进行了深入的分析 and 论证, 在高精度姿态测量和确定指标要求下, 首次将复杂卫星的抖动振动影响列为星敏传感器测量误差的主要因素, 在星敏传感器测量原理及各类误差源产生机理分析的基础上, 提出了复杂卫星抖动条件下星敏传感器姿态测量数据的处理方案, 使得不经稳态控制就可对抖动测量数据进行处理成为可能, 且数据处理精度和姿态确定精度均得到了提高。因此, 这种方法不仅降低了系统的设计成本, 缩短了设计周期, 而且有更高的精度。

2 星敏传感器测量原理及主要误差源分析

2.1 星敏传感器测量原理

首先建立 CCD 星敏传感器的测量坐标系 $Oxyz$, x 轴垂直于光轴并与 CCD 行扫描的方向一致, z 轴沿光轴方向, y 轴由右手正交系得出。采用星敏传感器星光方向矢量测量, 其测量模型可由下式描述:

$$\mathbf{V}_B = (\mathbf{C}_{SB})^T \mathbf{V}_S = \mathbf{C}_{BO} \mathbf{C}_{OI} \mathbf{V}_I \quad (1)$$

其中 \mathbf{V}_B 为恒星星光矢量在卫星本体坐标系下的坐标, \mathbf{C}_{SB} 为卫星本体相对于星敏传感器测量坐标系的转换矩阵, \mathbf{V}_S 为星光矢量在星敏传感器测量坐标系下的坐标, \mathbf{C}_{BO} 为卫星轨道系到卫星本体的转换矩阵, \mathbf{C}_{OI} 为地心赤道惯性系到卫星轨道系的转换矩阵, \mathbf{V}_I 为恒星星光矢量在地心赤道惯性坐标系中的坐标, 可以由导航星表给出的恒星的赤经和赤纬 (α, δ) 确定。通过多矢量定姿方法求解卫星姿态^[6], 即由某个时刻星敏传感器给出的 $N(N \geq 2)$ 个不共线的恒星方向矢量的测量值确定卫星三轴姿态的问题, 可以一般的描述为求解正交矩阵 \mathbf{A} , 使得下面的代价函数最小:

$$L(\mathbf{A}) = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^N a_i |\mathbf{V}_{Bi} - \mathbf{A} \mathbf{V}_{Ii}|^2 \quad (2)$$

式中 a_i 为加权系数。通过上式求解最优正交矩阵

\mathbf{A}_{opt} , 即为卫星惯性姿态矩阵 $\mathbf{C}_{BI} = \mathbf{C}_{BO} \mathbf{C}_{OI}$ 的最优估计值。

2.2 测量误差源分析

上面给出的推导是理想情况下的, 实际上, 星敏传感器输出的测量值与实际真值之间是有误差的。利用星敏传感器确定卫星三轴姿态的主要误差源有:

(1) 星敏传感器内部测量误差, 其中随机测量误差主要取决于 CCD 阵列的暗电流, 系统测量误差有光学系统的畸变, CCD 像素几何位置的不均匀性等, 其主要体现在测量输出值 \mathbf{V}_S 上, 使得实际值为 $\mathbf{V}_S + \Delta \mathbf{V}_S$, 其中, $\Delta \mathbf{V}_S$ 为星敏传感器内部测量误差, 其具体形式由星敏传感器的研制机理和方法决定^[7], 一般最终可由常值误差矢量和随机误差矢量之和来表示。

(2) 安装或形变误差, 此为系统误差, 即使星敏传感器本身有较高的测量精度(标定后 1 角秒), 但其安装误差则相对大的多(约 1 角分), 因而该部分误差对于姿态确定的精度有较大的影响。其体现在安装矩阵上, 如令星敏传感器安装的标称位置相对于卫星本体系的转换矩阵为 \mathbf{C}_{SB} , 当某一方向出现安装偏差角或形变角 Δs 时, 由偏差状态到标称状态的坐标变换矩阵为

$$\mathbf{C}_{s\Delta} = \begin{pmatrix} \cos(\Delta s) & \sin(\Delta s) & 0 \\ -\sin(\Delta s) & \cos(\Delta s) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (3)$$

则相应的带有误差的安装矩阵则为

$$\mathbf{C}_{b\Delta} = \mathbf{C}_{SB}^T \mathbf{C}_{s\Delta} = \mathbf{C}_{SB}^T \begin{pmatrix} \cos(\Delta s) & \sin(\Delta s) & 0 \\ -\sin(\Delta s) & \cos(\Delta s) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (4)$$

(3) 轨道参数误差, 由星敏传感器的测量数据可以确定卫星的惯性姿态, 但如果将其转换为对地姿态则要引入轨道参数, 因而轨道参数的误差会引起卫星对地姿态的误差。由星敏传感器在惯性坐标系下的矢量和星敏传感器在轨道坐标系下的矢量之间的转换关系, 可知星敏传感器矢量在轨道坐标系下的坐标 \mathbf{V}_O 为

$$\mathbf{V}_O = \mathbf{C}_{OI} \mathbf{V}_I = \begin{pmatrix} \cos u & \sin u & 0 \\ -\sin u & \cos u & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos i & \sin i \\ 0 & -\sin i & \cos i \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos \Omega & \sin \Omega & 0 \\ -\sin \Omega & \cos \Omega & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos \delta \cos \alpha \\ \cos \delta \sin \alpha \\ \sin \delta \end{pmatrix} \quad (5)$$

其中, 在给定时刻下, u 为卫星幅角, Ω 为升交点赤经, i 为轨道倾角。

若卫星轨道存在误差, 则式(5)变为

$$\begin{aligned} \mathbf{V}_O &= (\mathbf{C}_{OI} + \Delta \mathbf{C}_{OI}) \mathbf{V}_I \\ &= \begin{pmatrix} \cos(u + \Delta u) & \sin(u + \Delta u) & 0 \\ -\sin(u + \Delta u) & \cos(u + \Delta u) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \\ &\quad \cdot \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(i + \Delta i) & \sin(i + \Delta i) \\ 0 & -\sin(i + \Delta i) & \cos(i + \Delta i) \end{pmatrix} \\ &\quad \cdot \begin{pmatrix} \cos(\Omega + \Delta \Omega) & \sin(\Omega + \Delta \Omega) & 0 \\ -\sin(\Omega + \Delta \Omega) & \cos(\Omega + \Delta \Omega) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos \delta \cos \alpha \\ \cos \delta \sin \alpha \\ \sin \delta \end{pmatrix} \end{aligned} \quad (6)$$

(4) 卫星抖动振动源引发的误差: 复杂卫星在轨运行时不可避免存在抖动振动, 当振动源或抖动源(如飞轮转动)位于星敏传感器附近时, 很容易引发星敏传感器的数据不稳, 从而带来测量误差。抖动现象是周期性的, 简单的情况, 如果振源(动量轮)使得星敏传感器安装位置在平面内发生振动时, 且振动形式符合如下正弦规律

$$\chi = A \sin(2\pi ft + \varphi) \quad (7)$$

其中, A 为抖动的最大幅度, f 为安装点处的振动频率, φ 为抖动的初相位, 且该误差体现在安装矩阵式(3)中的 Δs 处, 即相应的带有此误差的安装矩阵则为

$$\mathbf{C}_{b\Delta} = \mathbf{C}_{SB}^T \mathbf{C}_{s\Delta} = \mathbf{C}_{SB}^T \begin{pmatrix} \cos(\Delta s + \chi) & \sin(\Delta s + \chi) & 0 \\ -\sin(\Delta s + \chi) & \cos(\Delta s + \chi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (8)$$

同理, 当振源使得星敏传感器测量坐标系内的 3 个安装轴均发生变换, 此时由抖动引起的干扰转换矩阵 $\mathbf{C}_{s\Delta}$ 需要 3 个矩阵的乘积, 即

$$\mathbf{C}_{s\Delta} = \mathbf{A}_y(\Delta\theta) \mathbf{A}_x(\Delta\varphi) \mathbf{A}_z(\Delta\psi) \quad (9)$$

其中 $\Delta\Theta = [\Delta\psi, \Delta\varphi, \Delta\theta]^T$ 为抖动振动源引发的矩阵偏差。在小角度近似的情况下

$$\mathbf{C}_{s\Delta} = \begin{pmatrix} 1 & \Delta\psi & -\Delta\theta \\ -\Delta\psi & 1 & \Delta\varphi \\ \Delta\theta & -\Delta\varphi & 1 \end{pmatrix} \quad (10)$$

根据以上分析, 可以将星体受到的振动和抖动而引发的各项干扰分解到相应的干扰转换矩阵中,

可由相应的矩阵形式表示。

通过对星敏传感器测量原理和各类误差源的分析, 可以得到星敏传感器的测量模型:

$$\begin{aligned} (\mathbf{C}_{SB})^T \mathbf{C}_{s\Delta} (\mathbf{V}_{Si} + \Delta \mathbf{V}_{Si}) &= \mathbf{C}_{BO} (\mathbf{C}_{OI} + \Delta \mathbf{C}_{OI}) \mathbf{V}_I, \\ i &= 1, 2, \dots, N \end{aligned} \quad (11)$$

3 抖动情况下星敏传感器测量数据处理方案

由于复杂卫星在轨运行中不可避免地存在着抖动振动, 影响坐标矩阵间的转换, 那么在进行星敏传感器测量数据输出时, 送给控制器的姿态必须经过偏差补偿, 即补偿掉抖动振动偏差指向在三轴分量与理论指向在三轴分量偏差量。由上面的分析可知, 抖动振动等误差信息主要是体现在星敏传感器测量方程中, 其在一定程度上影响了测量数据的精度。对这些信息的利用, 其目的在于这些信息(以误差矩阵形式表示, 乘性噪声)的扣除和估计, 进而提高姿态测量数据的精度。

对于如上的测量模型中的抖动振动源引发的误差, 由于其主要体现在 $\mathbf{C}_{s\Delta}$ 上, 该误差量可以通过振动和抖动传播机理分析在安装星敏传感器位置处的偏移量大小, 并通过试验仿真设计出其偏移界限, 分析对定姿精度的影响。这样, 将此误差代入 $\mathbf{C}_{s\Delta}$ 中则能给出由振动和抖动带来的部分测量误差。特别地, 对于形如式(7)的抖动形式, 由试验仿真设计出安装点处的振动频率 f 后, 通过寻找用于处理抖动振动引起误差方法的频率分界点 $f_{\text{threshold}}$, 进而将抖动引起的星敏传感器测量误差做如下处理。

$$\varepsilon_\chi = \begin{cases} \text{Gauss noise} \in \Delta \mathbf{V}_s, & \hat{f} \geq f_{\text{threshold}} \\ \text{System noise} \in \mathbf{C}_{s\Delta}, & \hat{f} < f_{\text{threshold}} \end{cases} \quad (12)$$

其中 ε_χ 为由抖动引起的星敏传感器测量误差, $\Delta \mathbf{V}_s$ 为星敏传感器内部测量误差, $\mathbf{C}_{s\Delta}$ 为星敏传感器外部安装误差。即, 超过频率分界点 $f_{\text{threshold}}$ 的抖动形式定义为高频抖动, 其引起的误差归结为星敏传感器内部测量误差, 而低于频率分界点 $f_{\text{threshold}}$ 的定义为低频抖动, 其引起的误差与基准偏差、安装误差共同归结成星敏传感器的广义安装误差中, 进行统一处理。

另一方面, 由抖动振动等引起的安装矩阵误差为一个时变过程, 此时对于建模后的抖动振动误差模型的参数估计, 可以结合姿态确定过程来完成, 而相应的待估的参数不仅包括卫星的姿态参数, 同时也包括了一些抖动振动源引发的误差模型参数, 即状态变量 $\mathbf{X} = (\Theta, \Delta\psi, \Delta\varphi, \Delta\theta, \mathbf{p})^T$, 其中 Θ 为姿态参数, $\Delta\Theta = [\Delta\psi, \Delta\varphi, \Delta\theta]^T$ 为误差模型参数, \mathbf{p} 为其他待估参数, 如观测系统噪声等。则可以选择不同的滤波算法来得到卫星姿态参数和各类误差模型

参数的估计,下面选用工程上常用的EKF滤波算法给出抖动振动引起误差的处理方案。

3.1 利用EKF滤波进行抖动误差求解

基于在定姿系统模型误差特性分析中建立的抖动振动源引起的星敏感器测量误差模型(安装矩阵误差),设计状态方程,不妨假设安装矩阵误差的稳态性(对于非稳态形式,则需要设计出安装误差模型参数所满足的相应的微分方程),则安装误差模型参数 $\Delta\Theta = [\Delta\psi, \Delta\varphi, \Delta\theta]^T$ 的状态方程为

$$\Delta\dot{\varphi}(t) = \Delta\dot{\theta}(t) = \Delta\dot{\psi}(t) = 0 \quad (13)$$

针对EKF方法,进行滤波处理,得到卫星姿态参数和安装误差模型参数的估计,首先需要建立滤波系统的状态方程和测量方程。

以四元素作为姿态参数,建立关于误差四元素的状态方程。记卫星本体相对惯性系的姿态四元素为 $\bar{q} = [q_1, q_2, q_3, q_4]^T$, q_4 是标量部分, \bar{q} 表示矢量部分,与 \bar{q} 相对应的姿态矩阵为 $A(\bar{q})$, \bar{q}, \bar{q} 的估计值分别记为 \hat{q}, \hat{q} 。记卫星本体相对于惯性系的角速度 $\omega = [\omega_x, \omega_y, \omega_z]^T$, 则姿态运动方程为

$$\frac{d}{dt}\bar{q}(t) = \frac{1}{2}\Omega(\omega)\bar{q}(t) \quad (14)$$

式中

$$\Omega(\omega) = \begin{bmatrix} -[\omega \times] & \omega \\ -\omega^T & 0 \end{bmatrix}, \quad [\omega \times] = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix}$$

陀螺作为定姿基准,测量卫星角速度 ω , 其测量输出为

$$\omega_g = \omega + d + b + \eta_g \quad (15)$$

式中 d 为陀螺漂移中的指数相关部分; b 为陀螺常值漂移部分; η_g 为陀螺的测量噪声。

陀螺漂移 d , b 本身也不是静止量,分别满足如下两种假设模型^[8]:

$$\left. \begin{aligned} \frac{d}{dt}d &= -D_\tau d + \eta_d \\ \frac{d}{dt}b &= \eta_b \end{aligned} \right\} \quad (16)$$

其中 D_τ 是由相关时间常数 $\tau_i (i = x, y, z)$ 构成的对角阵, η_d 和 η_b 分别为陀螺漂移斜率噪声。定义卫星姿态参数估计误差和陀螺漂移估计误差 $\delta\bar{q} = \hat{q}^{-1} \otimes \bar{q}$ (等价于 $A(\bar{q}) = A(\delta\bar{q})A(\hat{q})$), $\Delta d = d - \hat{d}$, $\Delta b = b - \hat{b}$ 。

取滤波状态变量为 $X = (\delta q, \Delta d, \Delta b, \Delta\psi, \Delta\varphi, \Delta\theta)^T$, 由式(13), 式(14)和式(16)可知滤波器状态方程为(忽略高阶小量)

$$\dot{X}(t) = F(t)X(t) + W(t) \quad (17)$$

其中

$$F(t) = \begin{bmatrix} -[\omega \times] & -0.5I_{3 \times 3} & -0.5I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & -D_\tau & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \end{bmatrix}, \quad W(t) = \begin{bmatrix} -0.5n_g \\ n_d \\ n_b \\ n_s \end{bmatrix} \quad (18)$$

其中 n_s 为抖动引起的安装矩阵误差的噪声参数。

类似于式(11)的星敏感器测量模型,带有抖动振动引发的安装误差的星敏感器测量方程为

$$\begin{aligned} l_{I_z} &= h(X, t) = A^T(q)A_w A_{bs} e_z + \varepsilon \\ &= [A(\Delta q)A(\hat{q})]^T A_w A_{bs} e_z + \varepsilon \\ &= [[I_{3 \times 3} - 2[\Delta q \times]]A(\hat{q})]^T A_w A_{bs} e_z + \varepsilon \\ &= A^T(\hat{q})A_w A_{bs} e_z - 2[[\Delta q \times]A(\hat{q})]^T A_w A_{bs} e_z + \varepsilon \\ &= A^T(\hat{q})A_w A_{bs} e_z + 2A^T(\hat{q})[\Delta q \times]A_w A_{bs} e_z + \varepsilon \end{aligned} \quad (19)$$

其中易知 l_{I_z} 为星光矢量在惯性系中的坐标, $A(q) = C_{IB}^T$ 为惯性系到星体系的姿态矩阵, $A_w = \begin{bmatrix} 1 & \Delta\psi & -\Delta\theta \\ -\Delta\psi & 1 & \Delta\varphi \\ \Delta\theta & -\Delta\varphi & 1 \end{bmatrix}$ 为由抖动引起的安装矩阵误差, $A_{bs} = C_{BS}$ 为星体系到测量系的转移矩阵, e_z 为星敏感器的光轴在测量系中的坐标, ε 为测量随机噪声。对式(19)进行离散化,可得到观测矩阵为

$$\begin{aligned} H_k &= \left. \frac{\partial h(X(t_k), t_k)}{\partial X(t_k)} \right|_{X(t_k) = \hat{X}_{k/k-1}} \\ &= [-2A^T(\hat{q})[\hat{A}_w A_{bs1} e_z \times] \quad 0_{3 \times 6} \\ &\quad A^T(\hat{q})[A_{bs1} e_z \times] + 2A^T(\hat{q})[\Delta q \times][A_{bs1} e_z \times]] \end{aligned} \quad (20)$$

由式(17)的状态方程和式(19)的观测方程,进行滤波估计,即可得到姿态参数 \hat{q} , 陀螺漂移参数 \hat{d}, \hat{b} 和抖动引起的安装误差模型参数 $\Delta\hat{\Theta}$ 。

3.2 算法流程分析

基于星敏感器/陀螺的测量模型及状态模型,应用Kalman滤波估计算法确定卫星姿态及由抖动振动源引起的星敏感器测量误差模型参数(安装矩阵误差),其实现过程如下:

步骤1 时间更新 设“ \wedge ”表示估计值。当星敏感器没有测量输出时,在 t_{k-1} 时刻可通过对系统状

态方程式(13), 式(14)和式(16)进行一步积分, 分别得到星敏传感器测量误差模型参数、卫星姿态四元数、陀螺偏移的预报值 $\Delta\Theta_{k/k-1} = [\Delta\psi_{k/k-1}, \Delta\varphi_{k/k-1}, \Delta\theta_{k/k-1}]^T$, $(\hat{q})_{k/k-1}$, $\hat{d}_{k/k-1}$ 和 $\hat{b}_{k/k-1}$, 此外, 误差协方差阵 $P = E\{\Delta X \Delta X^T\}$ 的预报计算为: $P_{k/k-1} = \Phi_{k,k-1} P_{k-1} \Phi_{k,k-1}^T + Q_{k-1}$, 其中 Q_{k-1} 为过程噪声阵, $\Phi_{k,k-1}$ 为状态转移矩阵, 形式如下: $\Phi_{k,k-1} = I + F(t-1) \cdot \Delta t + F(t-1)^2 \Delta t^2 / 2$ 。

步骤2 量测更新 在 t_k 时刻, 由星敏传感器给出测量值, 计算观测矩阵 H_k , 进而给出滤波增益: $K_k = P_{k/k-1} H_k^T (H_k P_{k/k-1} H_k^T + R_k)^{-1}$, 其中 R_k 为观测噪声阵。

此时状态变量的更新值为: $\hat{X}_k = \hat{X}_{k/k-1} + K_k (l_{z_k} - h(\hat{X}_{k/k-1}, t_{k-1}))$ 。

同时误差协方差阵的更新计算为: $P_k = (I - K_k H_{k/k}) P_{k/k-1} (I - K_k H_{k/k})^T + K_k R_k K_k^T$ 。

步骤3 状态修正 由于给出的状态更新值为 $\hat{X}_k = [\Delta\hat{q}_k^T \ \Delta\hat{d}_k^T \ \Delta\hat{b}_k^T \ \Delta\psi, \Delta\varphi, \Delta\theta]^T$ 后, 采用常规方法来修正陀螺的相关漂移与常值漂移及姿态四元数: $(\hat{q})_k = (\hat{q})_{k/k-1} \otimes (\Delta\hat{q})_k$, $\hat{d}_k = \hat{d}_{k/k-1} + \Delta\hat{d}_k$, $\hat{b}_k = \hat{b}_{k/k-1} + \Delta\hat{b}_k$ 。

其中考虑四元数模为1的约束条件, 有: $(\Delta\hat{q})_k$

$$= \begin{bmatrix} \Delta\hat{q}_k \\ \sqrt{1 - \Delta\hat{q}_k^T \Delta\hat{q}_k} \end{bmatrix}。$$

4 仿真计算及结果分析

4.1 星敏传感器观测数据仿真

以星光方向矢量测量模型为例, 仿真给出了带有误差的星敏传感器的测量数据。星敏传感器测量时刻的星图根据卫星的惯性姿态, SAO 星表及星敏传感器模型仿真产生。

假设星敏传感器的光轴 z_{s1} 和 z_{s2} 在本地坐标系中的坐标分别为: $L_{bz1} = [\cos 32^\circ, 0, \sin 32^\circ]$,

$$L_{bz2} = [-\cos 32^\circ, 0, -\sin 32^\circ]。$$

根据测量误差源的分析, 加入如下各类误差:

(1) 星敏传感器内部测量误差 ΔV_s 包括 $\sigma_{v_k} = 12''$ 的随机误差和 $S_{v_k} = 2''$ 的常值系统误差(均为加性噪声);

(2) 抖动振动引起的误差 $\Delta\Theta = [\Delta\psi, \Delta\varphi, \Delta\theta]^T$ 作为常值考虑, 为: $[3'', -3'', 3'']^T$;

(3) 卫星轨道参数为: 地球赤道半径 $R_e = 6.378 \times 10^6$ m, 卫星轨道长半轴 $a = R_e + 0.6452 \times 10^6$ m, 轨道倾角 $i = 97.938^\circ$, 升交点赤经 $\Omega = 77^\circ$, 近心点角距 $\omega = 50^\circ$, 初始时刻真近心点角距 $f = 10^\circ$, 轨道角速度 $\omega_o = \sqrt{a^3 / \mu}$ 。

在无任何误差情况下的星敏传感器观测矢量如图 1 所示, 而在有上述误差影响情况下的星敏传感器观测矢量如图 2 所示。

4.2 对抖动振动误差影响的仿真实验

为验证本文关于复杂卫星抖动下的星敏传感器姿态测量数据对定姿结果的影响, 此处采用 EKF 滤波方法进行数学仿真。仿真中, 陀螺的精度为: 测量噪声均方差 $\sigma_g = 0.05^\circ/h$, 陀螺相关漂移白噪声 $\sigma_d = 0.1^\circ/h$, 相关漂移初始值为 $d(0) = [0.1 \ 0.1 \ 0.1]^T/h$, 时间相关常数 $\tau_x = \tau_y = \tau_z = 1$ h。陀螺常值漂移 $b = [1 \ -1 \ 1]^T/h$, 常值漂移白噪声均方差 $\sigma_b = 0.03^\circ/h$; 滤波时长为 3500 s, 传感器采样频率为 4 Hz。利用 4.1 节的星敏传感器仿真观测数据, 滤波过程中不进行抖动误差求解, 则对应的卫星姿态估计误差如图 3-图 4 及表 1 所示, 而利用 3.1 节和 3.2 节的 EKF 滤波进行抖动误差求解, 所得到的定姿结果如表 2 所示。

从表 2 可以看出, 经过抖动误差修正后, 姿态估计的偏差已经基本消除, 且定姿精度有所提高。

5 结论

在复杂卫星的姿态确定系统中, 由于卫星上的

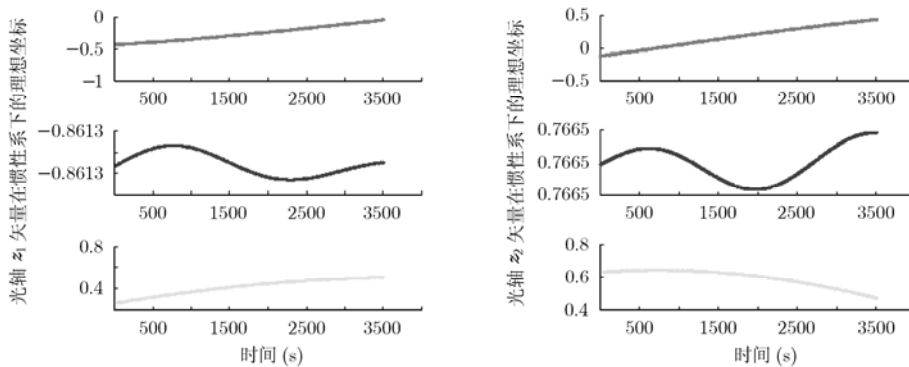


图 1 星敏传感器理想测量矢量(无误差)

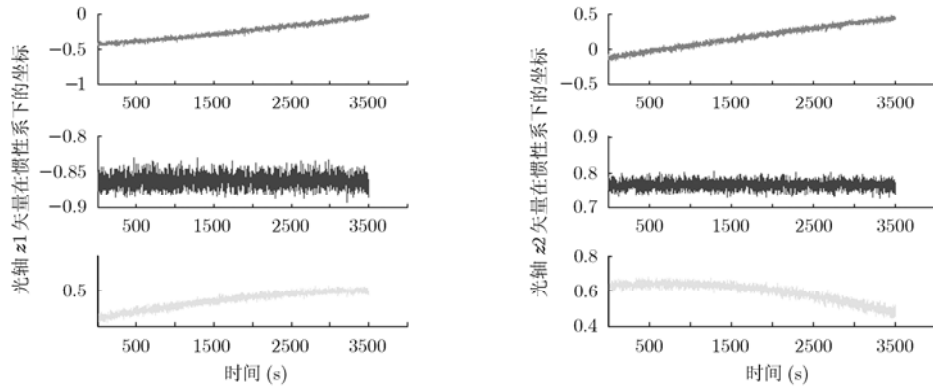


图 2 星传感器仿真测量矢量(带误差)

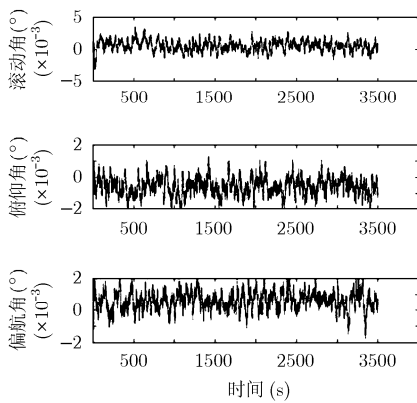


图 3 存在抖动误差影响下的姿态角估计误差曲线

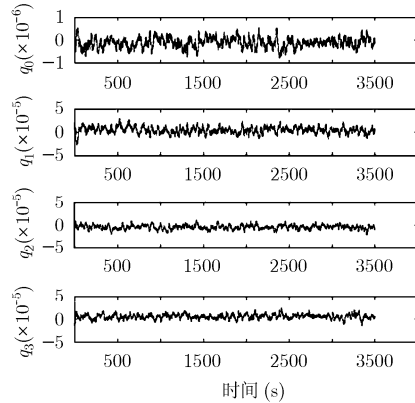


图 4 存在抖动误差影响下的四元数估计误差曲线

表 1 存在抖动误差影响下的定姿结果

	姿态角估计误差		
	滚动轴 (")	俯仰轴 (")	偏航轴 (")
最大值	15.60	14.68	13.72
最小值	-11.52	-12.36	-11.48
均值	2.85	-3.13	3.22
精度	10.00	8.70	9.84

表 2 抖动误差求解后的定姿结果

	姿态角估计误差		
	滚动轴 (")	俯仰轴 (")	偏航轴 (")
最大值	13.32	13.47	13.48
最小值	-10.17	-10.95	-12.18
均值	0.26	-0.18	0.20
精度	7.45	8.10	6.57

振动源或抖动源的存在，很容易引发星传感器的数据不稳，从而带来测量误差，影响姿态确定精度。本文在高精度姿态确定指标要求下，系统分析了星传感器测量误差源，并将星上的抖动振动影响列为

星传感器测量误差的主要因素，结合抖动幅频特性，研究了复杂卫星抖动下的星传感器姿态测量数据处理技术，得出结论如下：超过频率界限的定义为高频抖动，其引起的误差归结为星传感器内部测量误差；低于频率界限的定义为次低频抖动，其引起的误差与基准偏差、安装误差共同归结成星传感器的广义安装误差中，进行统一处理；最后在抖动引起的星传感器测量误差建模的基础上，结合卫星姿态确定过程，利用 EKF 滤波算法进行抖动误差求解，给出了相应的算法流程。仿真结果表明，经过抖动误差修正后，姿态估计的偏差基本消除，且定姿精度有所提高。

参考文献

[1] Takanori Iwata and Takeshi Yoshizawa. Precision attitude and orbit control system for the advanced land observing satellite (ALOS)[C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Austin, Texas, 2003: 11-14.

[2] Shi Ying-hai, Wang Zhi-feng, and Huang Xin. Star sensor test oriented design of digital star simulator system [J]. *Aerospace Control and Application*, 2009, 35(3): 39-43.

[3] Toyoshima Morio, Takashi Jono, and Takahashi Nobuhiro,

- et al.*. Transfer functions of microvibrational disturbances on a satellite [R]. National Space Development Agency of Japan 2-1-1 Sengen, Tsukuba, Ibaraki, 305-8505, Japan, 2004.
- [4] Rozema R, Zellers B, and Naqshshineh K. Development of a PVDF sensor for the measurement of the acoustic local volume displacement of vibrating beams [J]. *Journal of Vibration and Acoustics, Transactions of the ASME*, 2004, 7(126): 352-358.
- [5] 赵寿根, 程伟, 孙国江. 航天器动力学特性参数在轨辨识技术的研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2005, 31(9): 999-1003.
Zhao Shou-gen, Cheng Wei, and Sun Guo-jiang. Identification of system to dynamic characteristics of on-orbit space vehicles [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2005, 31(9): 999-1003.
- [6] Liu Y and Chen Y. Star-sensor measurement model and its application to the spacecraft attitude determination system [J]. *Journal of Astronautics*, 2003, 24(2): 162-167.
- [7] 李学夔, 王志娟, 郝志航. 基于 CMOS 和 DSP 的超小型星敏感器的研制[J]. 电子技术应用, 2008, 34(4): 15-21.
- Li Xue-kui, Wang Zhi-juan, and Hao Zhi-hang. The design of the pint-sized star sensor based on CMOS and DSP [J]. *Measurement Control Technology and Instruments*, 2008, 34(4): 15-21.
- [8] 王新龙, 马闪. 光纤陀螺随机漂移误差补偿适用性方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2008, 34(6): 28-34.
Wang Xin-long and Ma Shan. Applicability compensation method for random drift of fiberoptic gyroscopes [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2008, 34(6): 28-34.
- 王炯琦: 男, 1979 年生, 博士, 讲师, 研究方向为信息融合和高精度卫星姿态确定方法的设计与分析等.
- 矫媛媛: 女, 1982 年生, 博士生, 研究方向为卫星姿态确定.
- 周海银: 男, 1965 年生, 博士, 教授, 研究方向为测量数据处理、数据融合.
- 武云丽: 女, 1977 年生, 博士, 工程师, 研究方向为智能控制、导航与制导.