

doi:10.19306/j.cnki.2095-8110.2017.02.004

寡星条件下的半球谐振陀螺与星敏感器 组合姿态测量算法

祁子洋, 伊国兴, 魏振楠, 徐泽远

(哈尔滨工业大学, 哈尔滨 150000)

摘要:针对半球谐振陀螺与星敏感器松组合系统在寡星条件下无法正常工作的问题,采用新的星图识别算法和新的数据融合观测方程,使星敏感器在观测到的导航星数量为1或2颗的情况下完成星图识别,从而能够完成组合测姿。

关键词:半球谐振陀螺;星敏感器;寡星条件;组合测姿

中图分类号:V249

文献标志码:A

文章编号:2095-8110(2017)02-0021-05

An Integrated Attitude-measuring Method Based on HRG and Star Sensor under the Condition of Few Navigational Stars

QI Zi-yang, YI Guo-xing, WEI Zhen-nan, XU Ze-yuan

(Harbin Institute of Technology, Harbin 150000, China)

Abstract: The loose integrated system based on HRG and star sensor fail to work normally under the condition of few stars. In order to solve this problem, a new data fusion using the algorithm of star map recognition is proposed, which can make sure the integrated attitude measurement system can work properly even the number of observed stars is less than 3.

Key words: HRG; Star sensor; Condition of few stars; Integrated attitude-measuring

0 引言

半球谐振陀螺是一种新型固体振动陀螺,具有高精度、长寿命、高可靠性的特点,广泛适用于深空探测、长寿命在轨卫星等领域。但是,由于陀螺具有误差积累效应,无法满足长时间姿态测量的精度要求。而星敏感器具有体积小、功耗低、精度高的特点,但却有在大机动条件下不能提供姿态数据,及无法提供角速度信息的缺点。因此,由半球谐振陀螺与性星敏感器组成的组合姿态测量系统是一种的较为理想的选择。

1)松组合系统在正常工作时,在星图匹配和姿态测量过程中,要求星敏感器观测到的导航星数量

不少于3颗。一般情况下,星敏感器能够观测到足够导航星数量的概率为90.4%,在无法观测到足够的导航星时,星敏感器无法正常工作,不能够及时更新观测数据,导致纯惯性测量数据发散,无法满足相关任务要求^[1]。

2)在大动态情况下,星敏感器所能观测到导航星数量过少,这就导致了星敏感器在星跟踪模式下无法正常工作,而进入全球识别模式,这就使得星敏感器的数据更新频率大大降低^[5-6],迫使整个组合系统无法正常工作。

本文将对上述问题进行解决,采用新的星图识别算法和新的数据融合观测方程,使星敏感器在观测到的导航星数量为1或2颗的情况下完成星图识

收稿日期:2017-02-02;修订日期:2017-02-26

基金项目:国家自然科学基金(61403095)

作者简介:祁子洋(1987-),男,博士,主要从事半球谐振陀螺方面的研究。E-mail: qi.ziyanghit@gmail.com

别,从而能够完成组合测姿。

1 基于惯性姿态测量系统快速星图识别

星敏感器和半球谐振陀螺构成紧组合姿态测量系统,其基本原理如图1所示。星敏感器成像原理如图2所示。

当惯性测量数据在经过星敏感器修正后,在很短的时间内不会发散,同时还会保持相当高的精度。因此,不妨假设,星敏感器观测到了 n 个导航星,其星点坐标为 (y_{cj}, z_{cj}) ,惯性姿态测量系统能够提供当前时刻姿态矩阵 \hat{C}_b^i , $o_c o_s$ 为星敏感器的光轴, o_c 点在 $o_c x_c y_c z_c$ 系中的投影为 $(0,0)$ 。

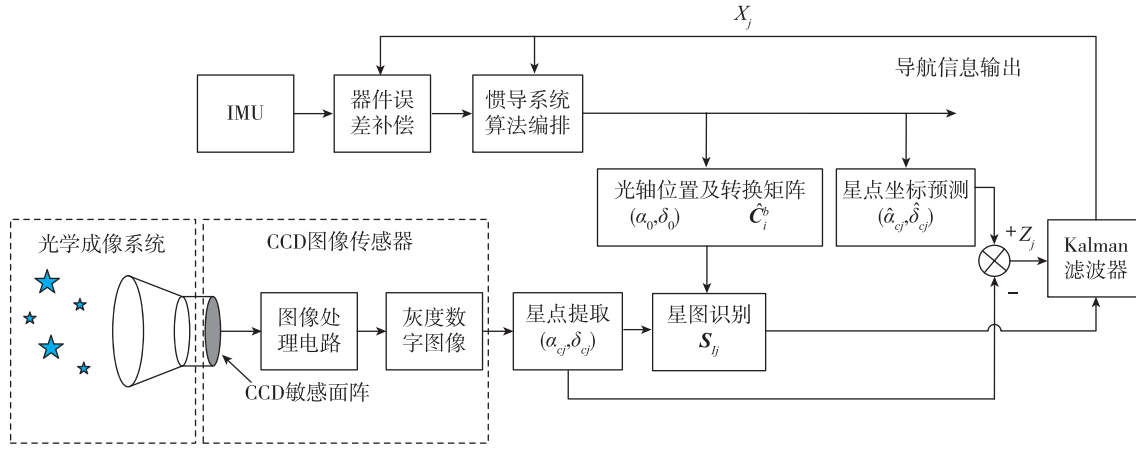


图1 紧组合原理

Fig.1 Principle of tightly integrated system

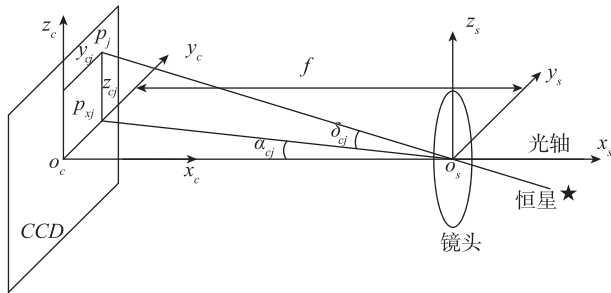


图2 星敏感器成像原理

Fig.2 Imaging principle of star sensor

$p_j o_s$ 的单位矢量 S_{sj} 在 $o_s x_s y_s z_s$ 系中表示为

$$\begin{aligned} S_{sj} &= \begin{bmatrix} x_{sj} \\ y_{sj} \\ z_{sj} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\alpha_{cj} \cos\delta_{cj} \\ -\sin\alpha_{cj} \cos\delta_{cj} \\ -\sin\delta_{cj} \end{bmatrix} \\ &= \frac{1}{\sqrt{y_{cj}^2 + z_{cj}^2 + f^2}} \begin{bmatrix} f \\ -y_{cj} \\ -z_{cj} \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (1)$$

光轴单位矢量 S_{s0} 在 $o_s x_s y_s z_s$ 系投影为

$$S_{s0} = \begin{bmatrix} x_{s0} \\ y_{s0} \\ z_{s0} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2)$$

根据坐标变换原理,矢量 S_{sj} 与 S_{Ij} 有如下关系

$$S_{sj} = C_i^b S_{Ij} \quad (3)$$

式中: C_i^b 为惯性坐标系到星敏感器坐标系的姿态转换矩阵,可知

$$\hat{C}_b^i \cdot \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\alpha_0 \cos\delta_0 \\ \sin\alpha_0 \cos\delta_0 \\ \sin\delta_0 \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中: α_0 、 δ_0 即为星敏感器光轴指向的赤经、赤纬。

在获取 α_0 、 δ_0 后,星敏感器以此为中心,进行星图匹配搜索。不妨设搜索到的导航星的恒星方向矢量为 S_{Ij} ,根据式(3)可得导航星在 $o_s x_s y_s z_s$ 系中表示 \tilde{S}_{sj} ,即

$$\tilde{S}_{sj} = \hat{C}_b^i S_{Ij} \quad (5)$$

由星敏感器获得的星点矢量为 \hat{S}_{sk} ,判定式(6),如果成立,则说明 \hat{S}_{sk} 与 S_{Ij} 匹配成功,具体实现流程如图3所示。

$$|\tilde{S}_{sj} - \hat{S}_{sk}| \leq \Delta \quad k=1,2,\dots,n \quad (6)$$

式中: Δ 为判定阈值。

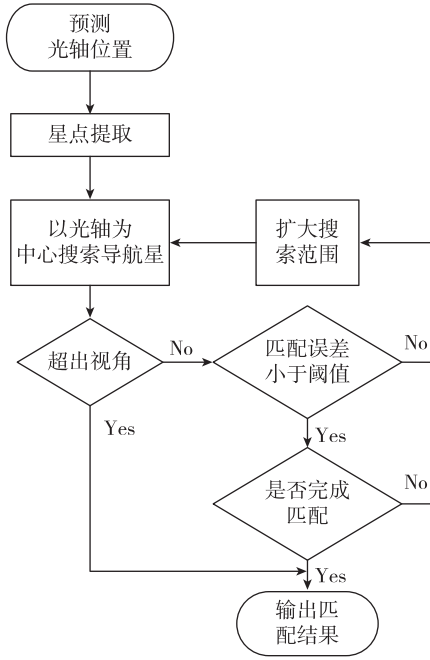


图 3 星图识别流程图

Fig. 3 Flow chart of star identification

2 观测方程

为简化问题,式(3)可表示为

$$\mathbf{S}_{bj} = \mathbf{C}_i^b \mathbf{S}_{Ij} \quad (7)$$

设惯性姿态测量系统获得载体的姿态矩阵为 $\hat{\mathbf{C}}_b^i$, 星图识别后获得的恒星单位矢量 \mathbf{S}_{Ij} 通过 $\hat{\mathbf{C}}_b^i$, 在星敏传感器坐标的映射为 $\hat{\mathbf{S}}_{bj}$, 则对应关系为

$$\hat{\mathbf{S}}_{bj} = \hat{\mathbf{C}}_i^b \mathbf{S}_{Ij} \quad (8)$$

式中

$$\hat{\mathbf{S}}_{bj} = \begin{bmatrix} \cos \hat{\alpha}_{cj} \cos \hat{\delta}_{cj} \\ -\sin \hat{\alpha}_{cj} \cos \hat{\delta}_{cj} \\ -\sin \hat{\delta}_{cj} \end{bmatrix} \quad (9)$$

式中: $\hat{\alpha}_{cj}$ 、 $\hat{\delta}_{cj}$ 为惯性姿态测量系统预测的星敏传感器坐标系下的经、纬度, 定义误差量 $\Delta \alpha_{cj} = \alpha_{cj} - \hat{\alpha}_{cj}$; $\Delta \delta_{cj} = \delta_{cj} - \hat{\delta}_{cj}$ 将其代入式(9), 由于 $\cos \Delta \alpha_{cj} \approx 1$, $\sin \Delta \alpha_{cj} \approx \Delta \alpha_{cj}$, $\cos \Delta \delta_{cj} \approx 1$, $\sin \Delta \delta_{cj} \approx \Delta \delta_{cj}$, 忽略二阶小量后 $\hat{\mathbf{S}}_{bj}$ 表示为

$$\begin{bmatrix} \cos \hat{\alpha}_{cj} \cos \hat{\delta}_{cj} \\ -\sin \hat{\alpha}_{cj} \cos \hat{\delta}_{cj} \\ -\sin \hat{\delta}_{cj} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\alpha_{cj} - \Delta \alpha_{cj}) \cos(\delta_{cj} - \Delta \delta_{cj}) \\ -\sin(\alpha_{cj} - \Delta \alpha_{cj}) \cos(\delta_{cj} - \Delta \delta_{cj}) \\ -\sin(\delta_{cj} - \Delta \delta_{cj}) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \alpha_{cj} \cos \delta_{cj} + \Delta \alpha_{cj} \sin \alpha_{cj} \cos \delta_{cj} + \Delta \delta_{cj} \cos \alpha_{cj} \sin \delta_{cj} \\ -\sin \alpha_{cj} \cos \delta_{cj} + \Delta \alpha_{cj} \cos \alpha_{cj} \cos \delta_{cj} - \Delta \delta_{cj} \sin \alpha_{cj} \sin \delta_{cj} \\ -\sin \delta_{cj} + \Delta \delta_{cj} \cos \delta_{cj} \end{bmatrix} \quad (10)$$

令 $\Delta \mathbf{S}_{bj} = \mathbf{S}_{bj} - \hat{\mathbf{S}}_{bj}$, 则

$$\Delta \mathbf{S}_{bj} = (\mathbf{C}_i^b - \hat{\mathbf{C}}_i^b) \mathbf{S}_{Ij} \quad (11)$$

式中

$$\Delta \mathbf{S}_{bj} = \begin{bmatrix} -\Delta \alpha_{cj} \sin \alpha_{cj} \cos \delta_{cj} - \Delta \delta_{cj} \cos \alpha_{cj} \sin \delta_{cj} \\ -\Delta \alpha_{cj} \cos \alpha_{cj} \cos \delta_{cj} + \Delta \delta_{cj} \sin \alpha_{cj} \sin \delta_{cj} \\ -\Delta \delta_{cj} \cos \delta_{cj} \end{bmatrix} \quad (12)$$

又因为

$$\mathbf{C}_i^b = \hat{\mathbf{C}}_n^b \mathbf{C}_n^i \mathbf{C}_e^e \mathbf{C}_i^e \quad (13)$$

$$\hat{\mathbf{C}}_i^b = \hat{\mathbf{C}}_n^b \hat{\mathbf{C}}_n^i \mathbf{C}_e^e \mathbf{C}_i^e = \hat{\mathbf{C}}_n^b \mathbf{C}_e^e \mathbf{C}_i^e \quad (14)$$

因此

$$\Delta \mathbf{S}_{bj} = \hat{\mathbf{C}}_n^b (\mathbf{C}_n^i - \mathbf{I}) \mathbf{C}_e^e \mathbf{C}_i^e \mathbf{S}_{Ij} \quad (15)$$

而

$$\mathbf{C}_n^i = \begin{bmatrix} 1 & -\delta \gamma & \delta \beta \\ \delta \gamma & 1 & -\delta \alpha \\ -\delta \beta & \delta \alpha & 1 \end{bmatrix} \quad (16)$$

定义向量

$$\mathbf{Z}_j = \begin{bmatrix} \Delta \alpha_{cj} \\ \Delta \delta_{cj} \end{bmatrix} \quad (17)$$

结合星敏传感器对 α_{cj} 、 δ_{cj} 的观测噪声特性, 式(15)可以整理成如下形式

$$\mathbf{Z}_j = \mathbf{H}_j \mathbf{X} + \mathbf{V}_j \quad (18)$$

如果组合系统的观测方程表示为如下形式

$$\mathbf{Z} = \mathbf{H} \mathbf{X} + \mathbf{V} \quad (19)$$

当观测到 1 颗导航星时, 式(19)中

$$\mathbf{Z} = \mathbf{Z}_1 \quad \mathbf{H} = \mathbf{H}_1 \quad \mathbf{V} = \mathbf{V}_1 \quad (20)$$

当观测到 2 颗导航星时, 式(19)中

$$\mathbf{Z} = \begin{bmatrix} \mathbf{Z}_1 \\ \mathbf{Z}_2 \end{bmatrix} \quad \mathbf{H} = \begin{bmatrix} \mathbf{H}_1 \\ \mathbf{H}_2 \end{bmatrix} \quad \mathbf{V} = \begin{bmatrix} \mathbf{V}_1 \\ \mathbf{V}_2 \end{bmatrix} \quad (21)$$

当观测到大于等于 3 颗导航星时, 写成矩阵形式为

$$\Delta \mathbf{S} = \mathbf{G} (\mathbf{C}_b^i - \hat{\mathbf{C}}_b^i) \quad (22)$$

式中

$$\Delta \mathbf{S} = \begin{bmatrix} \Delta \mathbf{S}_{b1}^T \\ \Delta \mathbf{S}_{b2}^T \\ \vdots \\ \Delta \mathbf{S}_{bm}^T \end{bmatrix} \quad (23)$$

由最小二乘法可知

$$\mathbf{C}_b^i - \hat{\mathbf{C}}_b^i = (\mathbf{G}^T \mathbf{G})^{-1} \mathbf{G}^T \Delta \mathbf{S} \quad (24)$$

进一步可得

$$\mathbf{C}_e^e \mathbf{C}_n^i (\mathbf{C}_n^i - \mathbf{I}) \hat{\mathbf{C}}_n^b = (\mathbf{G}^T \mathbf{G})^{-1} \mathbf{G}^T \Delta \mathbf{S} \quad (25)$$

从式(25)中即可得到姿态角误差 $\delta \alpha$ 、 $\delta \beta$ 、 $\delta \gamma$ 的

观测量。其中, ΔS 的测量噪声可以过式(25)传播后, 可以得出相对于 $\delta\alpha$ 、 $\delta\beta$ 、 $\delta\gamma$ 的观测噪声。

3 半实物仿真测试

利用三轴仿真转台对组合系统性能进行测试。星敏感器初始设置为: 光轴指向赤经 221.7825° , 赤纬 24.7077° 。星敏感器初始偏航角 300.8792° , 俯仰角 -32.9310° , 滚转角 -29.8682° 。数据产生地点为北纬 $31^\circ 1' 25''$, 东经 $119^\circ 10' 37''$, 实验时间 $21h12m0s \sim 21h22m0s$ (平时)。其中星敏感器基本参数为, 视场 $20^\circ \times 16^\circ$, CCD 像素 669×519 , 数据更新频率 $300ms$ 。此时观测到 7 颗恒星, 其赤经赤纬如表 1 所示, 测试原理框图如图 4 所示, 惯性测量系统的误差特性如图 5 所示。

表 1 星点赤经赤纬

Tab. 1 Longitude and latitude of guide star

恒星序号	赤经/($^\circ$)	赤纬/($^\circ$)	恒星序号	赤经/($^\circ$)	赤纬/($^\circ$)
1	27.07419	228.75326	5	16.41830	229.81848
2	26.52786	229.14429	6	26.94763	223.88856
3	16.96425	228.68975	7	25.00813	224.47286
4	19.10043	227.15259	—	—	—

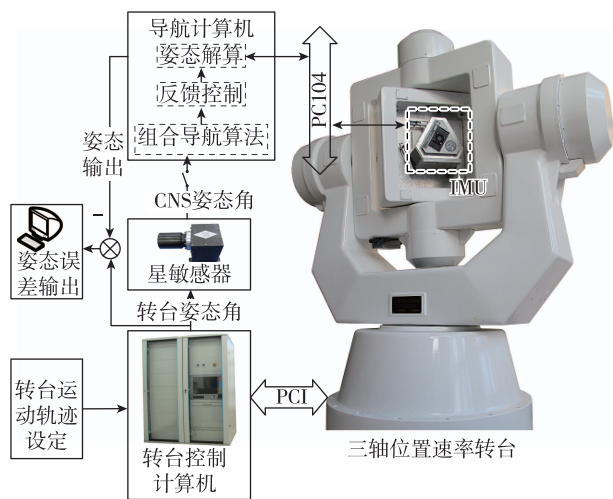


图 4 测试系统原理

Fig. 4 Schematic block diagram of test system

在单星、双星及多星情况下, 将第 1 颗星完成单星情况下组合导航, 系统观测方程为式(19), 组合导航姿态输出结果如图 6 所示。在第 1、2 颗星完成双星情况下组合导航系统中, 系统观测方程为式(21), 组合导航姿态输出结果如图 7 所示。在第 1~7 颗星组成的导航系统中, 系统观测方程为式(25), 组合导航姿态输出结果如图 8 所示。

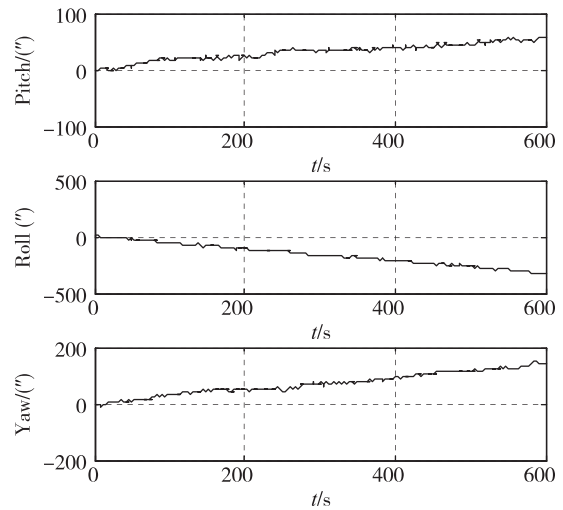


图 5 惯性姿态测量系统姿态误差

Fig. 5 Attitude errors of inertial attitude measurement system

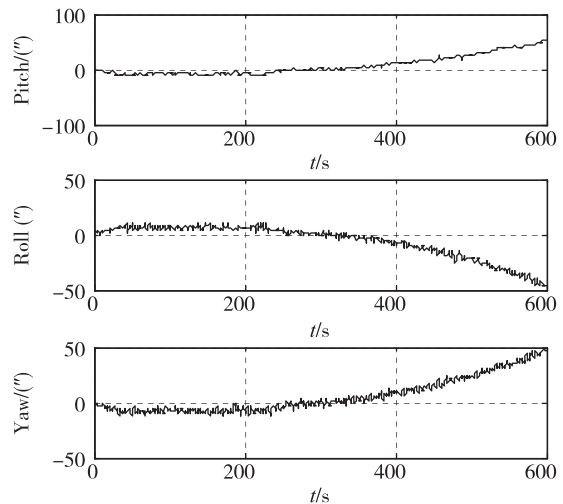


图 6 单星紧组合系统姿态误差

Fig. 6 Attitude errors under one star

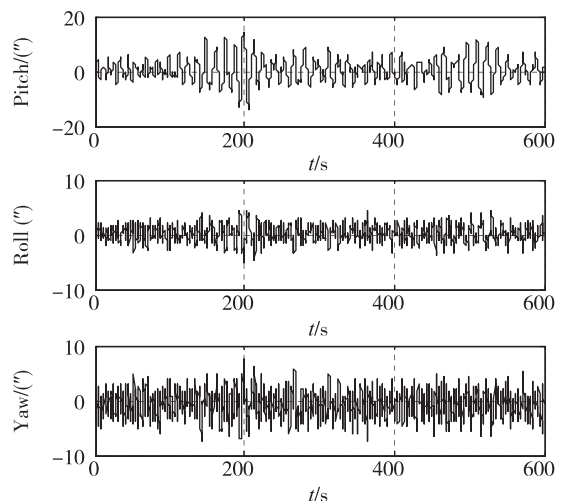


图 7 双星紧组合系统姿态误差

Fig. 7 Attitude errors under two stars

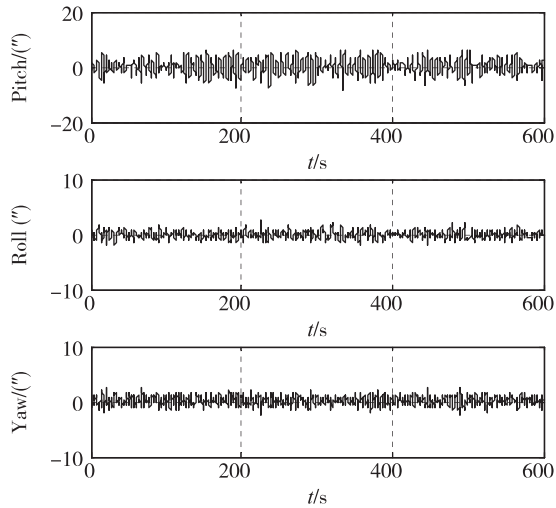


图 8 7 颗星紧组合系统姿态误差

Fig. 8 Attitude errors under seven stars

图 6 表明,在单星情况下,星传感器能够抑制惯性姿态测量系统偏航角及滚转角漂移。从图 7 可以看出,在双星情况下,通过组合算法,星传感器完全抑制了惯性姿态测量系统姿态角漂移。观测精度比单星情况下的观测精度有所增加。在图 8 中,在观测到导航星数量为 7 颗星情况下,系统观测噪声大大减小,观测精度相较于单星和双星的情况下大大提高。

4 结论

本文实现了半球谐振陀螺与星传感器组合系统的研制,并通过三轴转台对组合系统的性能进行了测试,解决了松组合在观测到小于 3 颗的导航星时,无法进行数据融合的问题,提高了系统可靠工作的全天域适应性。

参考文献

- [1] 李葆华, 刘国良, 刘睿, 等. 天文导航中的星传感器技术[J]. 光学精密工程, 2009, 17(7): 1615-1620.
- [2] Michael K, Sharon P, Ilan S, et al. Geometric voting algorithm for star trackers [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2008, 44 (2): 441-456.
- [3] 刘朝山, 刘光斌. 弹载星传感器应用方案比较研究 [J]. 现代防御技术, 2012, 40(1): 81-84.
- [4] 王素娟, 郭强, 许健民. FY-4 气象卫星定位用导航星选取方法[J]. 应用气象学报, 2010, 21(2): 149-156.
- [5] Ali J, Zhang C, Fang J. An algorithm for astro-inertial navigation using CCD star sensors [J]. Aerospace Science and Technology, 2006, 10 (5): 449-454.
- [6] Liebe C C. Accuracy performance of star trackers-A tutorial [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2002, 38(2): 587-599.
- [7] Dickinson J, Strandt C R. HRG strapdown navigator [C]// The 1990's-A Decade of Excellence in the Navigation Sciences. IEEE PLANS '90, 1990: 110-117.
- [8] Rozelle D M .The hemispherical resonator gyro: From wineglass to the planets [C]// 19th AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting, Savannah, Georgia, 2009: 1157-1178.
- [9] 龚德铸, 武延鹏, 卢欣. 一种提高星传感器动态性能的方法 [J]. 空间控制技术与应用, 2009, 35 (6): 19-23.
- [10] 李德良, 阮锦. 一种适用于星传感器的星点提取方法 [J]. 激光与红外, 2009, 39(12): 1348-1350.