



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 110672128 B

(45) 授权公告日 2021.07.02

(21) 申请号 201911070463.4

CN 108507569 A, 2018.09.07

(22) 申请日 2019.11.05

CN 102564455 A, 2012.07.11

(65) 同一申请的已公布的文献号

CN 103994763 A, 2014.08.20

申请公布号 CN 110672128 A

CN 104154928 A, 2014.11.19

(43) 申请公布日 2020.01.10

踪华等. “惯性/天文/卫星组合导航误差在线标定方法”. 《哈尔滨工业大学学报》. 2017, 第49卷(第4期), 88-94.

(73) 专利权人 中国人民解放军国防科技大学
地址 410073 湖南省长沙市开福区德雅路109号

夏家和等. “SINS辅助星敏感器安装误差标定方法研究”. 《中国航空学会2007年学术年会》. 2007, 1-6.

(72) 发明人 赵依 张洪波 安雪滢 汤国建
李鹏飞 李兆亭

马宝林等. “SINS / CNS 组合导航的导航星表构建方法”. 《国防科技大学学报》. 2016, 第38卷(第3期), 61-67.

(74) 专利代理机构 长沙正奇专利事务所有限责任公司 43113

Hao Zhang等. “Star sensor installation error calibration in stellar-inertial navigation system with a regularized backpropagation neural network”. 《Measurement Science and Technology》. 2018, 1-9. (续)

代理人 马强 王娟

(51) Int. Cl.

G01C 25/00 (2006.01)

(56) 对比文件

US 2018281991 A1, 2018.10.04

CN 110296719 A, 2019.10.01

CN 104833375 A, 2015.08.12

CN 109708663 A, 2019.05.03

CN 103076015 A, 2013.05.01

CN 104165640 A, 2014.11.26

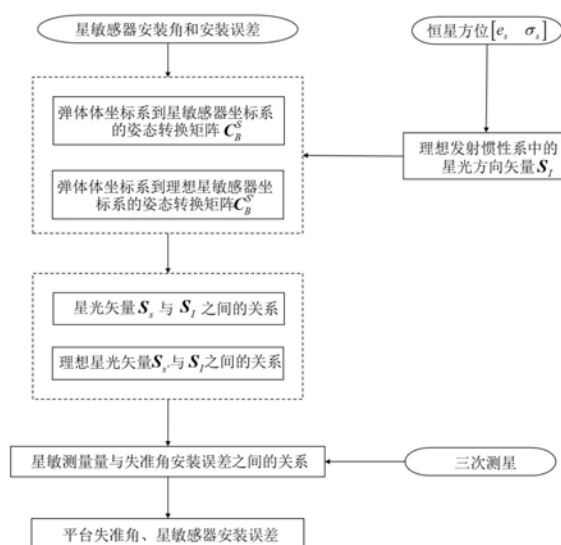
权利要求书2页 说明书7页 附图1页

(54) 发明名称

一种星光/惯性组合导航及误差在线标定方法

(57) 摘要

本发明公开了一种星光/惯性组合导航及误差在线标定方法, 基于星敏感器三次转弹测星结果, 根据三颗恒星在发射惯性坐标系的星光方向单位矢量, 利用最小二乘法估计出平台失准角和星敏感器安装误差, 从而提高星光/惯性组合导航精度。本发明在线同时标定出平台失准角和星敏感器安装误差, 有利于提高星敏感器对惯导系统的修正精度。



[转续页]

[接上页]

(56) 对比文件

Meygret, Aime等.“On-Orbit Star-Based Calibration and Modulation Transfer Function Measurements for PLEIADES High-Resolution Optical Sensors”.《IEEE TRANSACTIONS ON GEOSCIENCE AND REMOTE SENSING》.2019,第57卷(第8期),5525-5534.

Zhao Yi等.“Analysis of key parameters sensitivity and calibration accuracy of

signal timing algorithm”.《Journal of Southeast University (English Edition)》.2017,第33卷(第3期),316-321.

陈伟雄等.“一种星敏感器安装误差自动化测量方法”.《中国测试》.2019,第45卷(第2期),111-115.

王融等.“一种星敏感器安装误差标定模型仿真研究”.《系统仿真技术》.2013,第9卷(第4期),287-291,298.

1. 一种星光/惯性组合导航及误差在线标定方法,其特征在于,包括以下步骤:

1) 根据给定的星敏传感器安装角 $[\varphi_0 \ \psi_0]$ 和待估计的星敏传感器安装误差 $[\Delta\varphi_0 \ \Delta\psi_0]$,将弹体坐标系B分别绕 Y_B 、 Z_B 轴旋转 $-\psi_0 + \Delta\psi_0$ 、 $\varphi_0 + \Delta\varphi_0$ 后与星敏传感器坐标系S重合,计算出弹体坐标系到星敏传感器坐标系的姿态转换矩阵 $\mathbf{C}_B^S$,从而得到星敏传感器坐标系中的星光矢量 $\mathbf{S}_S$ 与 $\mathbf{S}_I$ 的转换关系; φ_0 、 ψ_0 分别为俯仰角、偏航角; $\Delta\varphi_0$ 、 $\Delta\psi_0$ 分别为俯仰方向、偏航方向;

步骤1)的具体实现过程包括:

11) 计算出弹体坐标系到星敏传感器坐标系的姿态转换矩阵 $\mathbf{C}_B^S$

$$\mathbf{C}_B^S = \mathbf{M}_Z[\varphi_0 + \Delta\varphi_0] \mathbf{M}_Y[-\psi_0 + \Delta\psi_0];$$

其中,

$$\mathbf{M}_Z[\varphi_0 + \Delta\varphi_0] = \begin{bmatrix} \cos(\varphi_0 + \Delta\varphi_0) & \sin(\varphi_0 + \Delta\varphi_0) & 0 \\ -\sin(\varphi_0 + \Delta\varphi_0) & \cos(\varphi_0 + \Delta\varphi_0) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{M}_Y[-\psi_0 + \Delta\psi_0] = \begin{bmatrix} \cos(-\psi_0 + \Delta\psi_0) & 0 & -\sin(-\psi_0 + \Delta\psi_0) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(-\psi_0 + \Delta\psi_0) & 0 & \cos(-\psi_0 + \Delta\psi_0) \end{bmatrix}$$

12) 通过所选恒星的高低角 e_s 和方位角 σ_s ,计算出在理想发射惯性系I中的星光方向单位矢量 $\mathbf{S}_I$;

13) 根据理想发射惯性系中的星光方向单位矢量 $\mathbf{S}_I$,理想发射惯性系I与惯导平台系P间的转换矩阵 $\mathbf{C}_I^P$,惯导平台系P到弹体坐标系B间的转换矩阵 $\mathbf{C}_P^B$,以及弹体坐标系B到星敏传感器坐标系S的转换矩阵 $\mathbf{C}_B^S$,得到星敏传感器坐标系中的星光矢量 $\mathbf{S}_S$ 与 $\mathbf{S}_I$ 的转换关系:

$$\mathbf{S}_S = \mathbf{C}_B^S \hat{\mathbf{C}}_P^B \mathbf{C}_I^P \mathbf{S}_I;$$

其中, $\hat{\mathbf{C}}_P^B$ 为数字平台坐标系到弹体系的转换矩阵;

2) 根据星敏传感器安装角 $[\varphi_0 \ \psi_0]$,计算出弹体坐标系B到理想星敏传感器坐标系S'的转换矩阵 $\mathbf{C}_B^{S'}$,从而得到星敏传感器坐标系中的理想星光矢量 $\mathbf{S}_S$ 与 $\mathbf{S}_I$ 的转换关系;

步骤2)的具体实现过程包括:

21) 根据星敏传感器安装角 $[\varphi_0 \ \psi_0]$,计算出弹体坐标系B到理想星敏传感器坐标系S'的转换矩阵 $\mathbf{C}_B^{S'}$;

22) 根据理想发射惯性系中的星光方向单位矢量 $\mathbf{S}_I$,理想发射惯性系I与惯导平台系P间的转换矩阵 $\mathbf{C}_I^P$,惯导平台系P到弹体坐标系B间的转换矩阵 $\mathbf{C}_P^B$,以及弹体坐标系B到理想星敏传感器坐标系S'的转换矩阵 $\mathbf{C}_B^{S'}$,得到星敏传感器坐标系中的理想星光矢量 $\mathbf{S}_S$ 与 $\mathbf{S}_I$ 的转换关系:

$$\mathbf{S}_S = \mathbf{C}_B^{S'} \hat{\mathbf{C}}_P^B \mathbf{C}_I^P \mathbf{S}_I;$$

3) 根据 S_S 与 S_I 的转换关系、 S_S 与 S_I 之间的转换关系,得到星敏感器测量量 $[\xi \ \eta]$ 与平台失准角 $[\alpha_x \ \alpha_y \ \alpha_z]$ 和星敏感器安装误差 $[\Delta\varphi_0 \ \Delta\psi_0]$ 之间的关系;

星敏感器测量量 $[\xi \ \eta]$ 与平台失准角 $[\alpha_x \ \alpha_y \ \alpha_z]$ 和星敏感器安装误差 $[\Delta\varphi_0 \ \Delta\psi_0]$ 之间的关系为:

$$\begin{bmatrix} \xi \\ \eta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} h_{11} & h_{12} & h_{13} & h_{14} & h_{15} \\ h_{21} & h_{22} & h_{23} & h_{24} & h_{25} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha_x \\ \alpha_y \\ \alpha_z \\ \Delta\varphi_0 \\ \Delta\psi_0 \end{bmatrix};$$

其中,

$$\begin{aligned} h_{11} &= S(e_s)(C(\psi_0)S(\varphi_0)S(\psi_s) - S(\varphi_0)S(\psi_0)C(\psi_s)) \\ &\quad + C(e_s)S(\sigma_s)(C(\psi_0)S(\varphi_0)C(\psi_s)S(\varphi_s) + S(\psi_0)S(\varphi_0)(S(\varphi_0)S(\psi_s)) - C(\varphi_0)C(\varphi_s)) \\ h_{12} &= -C(e_s)C(\sigma_s)(S(\varphi_0)C(\psi_0)S(\psi_s) - S(\varphi_0)S(\psi_0)C(\psi_s)) \\ &\quad - C(e_s)S(\sigma_s)(C(\varphi_0)S(\varphi_s) + C(\psi_0)S(\varphi_0)C(\varphi_s)C(\psi_s) + S(\varphi_0)S(\psi_0)C(\varphi_s)S(\psi_s)) \\ h_{13} &= -C(e_s)C(\sigma_s)(C(\psi_0)S(\varphi_0)C(\psi_s)S(\varphi_s) + S(\psi_0)S(\varphi_0)S(\psi_s)S(\varphi_s) - C(\varphi_0)C(\varphi_s)) \\ &\quad + S(e_s)(C(\varphi_0)S(\varphi_s) + C(\psi_0)S(\varphi_0)C(\varphi_s)C(\psi_s) + S(\varphi_0)S(\psi_0)C(\varphi_s)S(\psi_s)) \\ h_{14} &= -C(e_s)C(\sigma_s)(C(\varphi_0)C(\psi_0)C(\varphi_s)C(\psi_s) + C(\varphi_0)S(\psi_0)C(\varphi_s)S(\psi_s) - S(\varphi_0)S(\varphi_s)) \\ &\quad - S(e_s)(S(\varphi_0)C(\psi_s)C(\varphi_0)C(\psi_0) + S(\varphi_0)S(\varphi_s)C(\varphi_0)S(\psi_0) + S(\varphi_0)C(\varphi_s)C(\varphi_s)) + C(e_s)S(\sigma_s)(-C(\psi_s)C(\varphi_0)S(\psi_0) + S(\psi_s)C(\varphi_0)C(\psi_0)) \\ h_{15} &= -C(e_s)C(\sigma_s)(C(\varphi_0)C(\psi_0)S(\varphi_s)S(\psi_0) - C(\varphi_0)S(\psi_s)S(\varphi_0)C(\psi_0)) \\ &\quad - S(e_s)(S(\varphi_0)C(\psi_s)S(\varphi_0)S(\psi_0) - S(\varphi_0)S(\psi_s)S(\varphi_0)C(\psi_0)) + C(e_s)S(\sigma_s)(C(\psi_s)S(\varphi_0)C(\psi_0) + S(\psi_s)S(\varphi_0)S(\psi_0)) \\ h_{21} &= S(e_s)(C(\psi_0)C(\psi_s) + S(\psi_0)S(\psi_s)) - C(e_s)S(\sigma_s)(C(\psi_0)S(\varphi_s)S(\psi_s) - S(\psi_0)C(\varphi_s)S(\varphi_s)) \\ h_{22} &= -C(e_s)C(\sigma_s)C(\psi_0)C(\psi_s) + C(e_s)S(\sigma_s)(C(\psi_0)C(\varphi_s)S(\psi_s) - S(\psi_0)C(\varphi_s)C(\psi_s)) \\ h_{23} &= C(e_s)C(\sigma_s)(C(\psi_0)S(\varphi_s)S(\psi_s) - S(\psi_0)C(\varphi_s)S(\varphi_s)) \\ &\quad - S(e_s)(C(\psi_0)C(\varphi_s)S(\psi_s) - S(\psi_0)C(\varphi_s)C(\psi_s)) \\ h_{24} &= 0 \\ h_{25} &= C(e_s)C(\sigma_s)(C(\varphi_0)C(\varphi_s)C(\psi_s) + C(\varphi_0)S(\psi_0)S(\varphi_s)) + S(e_s)(S(\varphi_0)C(\psi_0)C(\psi_s) + S(\varphi_0)S(\psi_0)S(\psi_s)) \\ &\quad - C(e_s)S(\sigma_s)(C(\psi_0)S(\varphi_s)S(\psi_s) - S(\psi_0)C(\varphi_s)S(\varphi_s)) \end{aligned};$$

$S(e_s)$ 、 $C(\psi_0)$ 、 $S(\varphi_0)$ 、 $S(\psi_0)$ 、 $C(\psi_0)$ 、 $C(e_s)$ 、 $S(\sigma_s)$ 、 $S(\varphi_0)$ 、 $C(\varphi_0)$ 、 $C(\varphi_s)$ 、 $C(\sigma_s)$ 、 $S(\cdot)$ 表示正弦, $C(\cdot)$ 表示余弦;

步骤3)的具体实现过程包括以下步骤:

31) 测量三颗导航星,恒星的方位分别为 $[e_{s1} \ \sigma_{s1}]$ 、 $[e_{s2} \ \sigma_{s2}]$ 、 $[e_{s3} \ \sigma_{s3}]$,得到三次测星的矢量 $[\xi_1 \ \eta_1]$ 、 $[\xi_2 \ \eta_2]$ 、 $[\xi_3 \ \eta_3]$,此时的测量方程为

$$\begin{bmatrix} \xi_1 \\ \eta_1 \\ \xi_2 \\ \eta_2 \\ \xi_3 \\ \eta_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} h_{11} & h_{12} & h_{13} & h_{14} & h_{15} \\ h_{21} & h_{22} & h_{23} & h_{24} & h_{25} \\ h_{31} & h_{32} & h_{33} & h_{34} & h_{35} \\ h_{41} & h_{42} & h_{43} & h_{44} & h_{45} \\ h_{51} & h_{52} & h_{53} & h_{54} & h_{55} \\ h_{61} & h_{62} & h_{63} & h_{64} & h_{65} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha_x \\ \alpha_y \\ \alpha_z \\ \Delta\varphi_0 \\ \Delta\psi_0 \end{bmatrix};$$

32) 记上式为 $Z=HX$,平台失准角与星敏感器的安装误差利用最小二乘法估计得出:

$$X = (H^T H)^{-1} H^T Z;$$

4) 通过测量三颗导航星,得到三个星敏感器测量量,利用最小二乘法估计出平台失准角 $[\alpha_x \ \alpha_y \ \alpha_z]$ 与星敏感器的安装误差 $[\Delta\varphi_0 \ \Delta\psi_0]$ 。

一种星光/惯性组合导航及误差在线标定方法

技术领域

[0001] 本发明涉及导航领域,可应用于弹道导弹/运载火箭的捷联星光/惯性组合导航,尤其适用于导航中平台失准角和星敏感器安装误差的确定。。

背景技术

[0002] 星光/惯性组合导航是在惯性导航的基础上辅以星光量测信息来修正惯导系统的姿态误差,进一步修正陀螺的漂移误差、初始失准角以及初始位置误差,从而获得高精度的位置、速度、姿态。

[0003] 根据星敏感器/陀螺仪和加速度计在载体上的不同安装方式,惯性系统可分为平台式和捷联式。捷联式惯性导航系统没有物理平台,星敏感器和惯性器件直接安装在弹体/箭体上,直接承受弹体/箭体的振动和冲击,工作环境恶劣,使得测量精度降低,但系统结构简单/成本价格方面占优,同时对被测星体的方位要求不是很严,可以找到比较亮的星体,便于提高星光导航系统的整体工作效果,进而可使得导弹武器系统具有较好的机动性和快速发射能力,在今后特殊的弹道导弹/运载火箭系统制导领域中会得到不断地应用和实现。

[0004] 星敏感器用来测量恒星在星敏感器坐标系中的星光矢量,是星光/惯性复合导航系统中的重要组成部分。然而其安装误差在实际应用中可达角分级,严重影响着测量恒星方位的精准度,从而对复合导航的精度产生影响。当前标定星敏感器安装误差的方法主要有两种:一种是基于光学理论进行标定,但造价昂贵;另一种是根据惯导转位信息进行标定,但依赖于惯导的转位精度。并且这两种方法都是在地面进行标定,但弹道导弹/运载火箭在点火发射过程中,由于弹体/箭体的震动,也会使实际的安装误差偏离事先标定的误差,为此提出一种星光/惯性组合导航及误差在线标定方法。

发明内容

[0005] 本发明所要解决的技术问题是,针对现有技术不足,提供一种星光/惯性组合导航及误差在线标定方法,提高星光/惯性组合导航精度。

[0006] 为解决上述技术问题,本发明所采用的技术方案是一种星光/惯性组合导航及误差在线标定方法,包括以下步骤:

[0007] 1) 根据给定的星敏感器安装角 $[\varphi_0 \ \psi_0]$ 和待估计的星敏感器安装误差 $[\Delta\varphi_0 \ \Delta\psi_0]$,将弹体坐标系B分别绕 Y_B 、 Z_B 轴旋转 $-\psi_0+\psi_0$ 、 $\varphi_0+\Delta\varphi_0$ 后与星敏感器坐标系S重合,计算出弹体坐标系到星敏感器坐标系的姿态转换矩阵 C_B^S ,从而得到星敏感器坐标系中的星光矢量 S_S 与 S_I 的转换关系; φ_0 、 ψ_0 分别为俯仰角、偏航角; $\Delta\varphi_0$ 、 $\Delta\psi_0$ 分别为俯仰方向、偏航方向;

[0008] 2) 根据星敏感器安装角 $[\varphi_0 \ \psi_0]$,计算出弹体坐标系B到理想星敏感器坐标系S'的转换矩阵 $C_B^{S'}$,从而得到星敏感器坐标系中的理想星光矢量 $S_{S'}$ 与 S_I 的转换关系;

[0009] 3) 根据 S_S 与 S_I 的转换关系、 $S_{S'}$ 与 S_I 之间的转换关系,得到星敏传感器测量量 $[\xi \ \eta]$ 与平台失准角 $[\alpha_x \ \alpha_y \ \alpha_z]$ 和星敏传感器安装误差 $[\Delta\varphi_0 \ \Delta\psi_0]$ 之间的关系;

[0010] 4) 通过测量三颗导航星,得到三个星敏传感器测量量,利用最小二乘法估计出平台失准角 $[\alpha_x \ \alpha_y \ \alpha_z]$ 与星敏传感器的安装误差 $[\Delta\varphi_0 \ \Delta\psi_0]$ 。

[0011] 步骤1)的具体实现过程包括:

[0012] 1) 计算出弹体坐标系到星敏传感器坐标系的姿态转换矩阵 C_B^S

[0013] $C_B^S = M_Z[\varphi_0 + \Delta\varphi_0] M_Y[-\psi_0 + \Delta\psi_0]$ 。

[0014] 其中,

$$[0015] \quad M_Z[\varphi_0 + \Delta\varphi_0] = \begin{bmatrix} \cos(\varphi_0 + \Delta\varphi_0) & \sin(\varphi_0 + \Delta\varphi_0) & 0 \\ -\sin(\varphi_0 + \Delta\varphi_0) & \cos(\varphi_0 + \Delta\varphi_0) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$[0016] \quad M_Y[-\psi_0 + \Delta\psi_0] = \begin{bmatrix} \cos(-\psi_0 + \Delta\psi_0) & 0 & -\sin(-\psi_0 + \Delta\psi_0) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(-\psi_0 + \Delta\psi_0) & 0 & \cos(-\psi_0 + \Delta\psi_0) \end{bmatrix}$$

[0017] 2) 通过所选恒星的高低角 e_s 和方位角 σ_s ,计算出在理想发射惯性系I中的星光方向单位矢量 S_I ;

[0018] 3) 根据理想发射惯性系中的星光方向单位矢量 S_I ,理想发射惯性系I与惯导平台系P间的转换矩阵 C_I^P ,惯导平台系P到弹体坐标系B间的转换矩阵 C_P^B ,以及弹体坐标系B到星敏传感器坐标系S的转换矩阵 C_B^S ,得到星敏传感器坐标系中的星光矢量 S_S 与 S_I 的转换关系:

$$[0019] \quad S_S = C_B^S \hat{C}_P^B C_I^P S_I;$$

[0020] 步骤2)的具体实现过程包括:

[0021] 1) 根据星敏传感器安装角 $[\varphi_0 \ \psi_0]$,计算出弹体坐标系B到理想星敏传感器坐标系S'的转换矩阵 $C_B^{S'}$;

[0022] 2) 根据理想发射惯性系中的星光方向单位矢量 S_I ,理想发射惯性系I与惯导平台系P间的转换矩阵 C_I^P ,惯导平台系P到弹体坐标系B间的转换矩阵 C_P^B ,以及弹体坐标系B到星敏传感器理想坐标系S'的转换矩阵 $C_B^{S'}$,得到星敏传感器坐标系中的理想星光矢量 $S_{S'}$ 与 S_I 的转换关系:

$$[0023] \quad S_{S'} = C_B^{S'} \hat{C}_P^B S_I;$$

[0024] 步骤3)中星敏传感器测量量 $[\xi \ \eta]$ 与平台失准角 $[\alpha_x \ \alpha_y \ \alpha_z]$ 和星敏传感器安装误差 $[\Delta\varphi_0 \ \Delta\psi_0]$ 之间的关系为

$$[0025] \quad \begin{bmatrix} \xi \\ \eta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} h_{11} & h_{12} & h_{13} & h_{14} & h_{15} \\ h_{21} & h_{22} & h_{23} & h_{24} & h_{25} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha_x \\ \alpha_y \\ \alpha_z \\ \Delta\varphi_0 \\ \Delta\psi_0 \end{bmatrix};$$

[0026] 其中,

$$[0027] \quad \begin{cases} h_{11} = S(e_s)(C(\psi_0)S(\varphi_0)S(\psi_s) - S(\varphi_0)S(\psi_0)C(\psi_s)) \\ \quad + C(e_s)S(\sigma_s)(C(\psi_0)S(\varphi_0)C(\psi_s)S(\varphi_s) + S(\psi_0)S(\varphi_0)(S(\varphi_s)S(\psi_s)) - C(\varphi_0)C(\varphi_s)) \\ h_{12} = -C(e_s)C(\sigma_s)(S(\varphi_0)C(\psi_0)S(\psi_s) - S(\varphi_0)S(\psi_0)C(\psi_s)) \\ \quad - C(e_s)S(\sigma_s)(C(\varphi_0)S(\varphi_s) + C(\psi_0)S(\varphi_0)C(\varphi_s)C(\psi_s) + S(\varphi_0)S(\psi_0)C(\varphi_s)S(\psi_s)) \\ h_{13} = -C(e_s)C(\sigma_s)(C(\psi_0)S(\varphi_0)C(\psi_s)S(\varphi_s) + S(\psi_0)S(\varphi_0)S(\psi_s)S(\varphi_s) - C(\varphi_0)C(\varphi_s)) \\ \quad + S(e_s)(C(\varphi_0)S(\varphi_s) + C(\psi_0)S(\varphi_0)C(\varphi_s)C(\psi_s) + S(\varphi_0)S(\psi_0)C(\varphi_s)S(\psi_s)) \\ h_{14} = -C(e_s)C(\sigma_s)(C(\varphi_0)C(\psi_0)C(\varphi_0)C(\psi_0) + C(\varphi_0)S(\psi_0)C(\varphi_0)S(\psi_0) - S(\varphi_0)S(\psi_0)) \\ \quad - S(e_s)(S(\varphi_0)C(\psi_0)C(\varphi_0)C(\psi_0) + S(\varphi_0)S(\psi_0)C(\varphi_0)S(\psi_0) + S(\varphi_0)C(\varphi_0) + C(e_s)S(\sigma_s)(-C(\psi_s)C(\varphi_0)S(\psi_0) + S(\psi_s)C(\varphi_0)C(\psi_0))) \\ h_{15} = -C(e_s)C(\sigma_s)(C(\varphi_0)C(\psi_0)S(\varphi_0)S(\psi_0) - C(\varphi_0)S(\psi_0)S(\varphi_0)C(\psi_0)) \\ \quad - S(e_s)(S(\varphi_0)C(\psi_s)S(\varphi_0)S(\psi_0) - S(\varphi_0)S(\psi_s)S(\varphi_0)C(\psi_0)) + C(e_s)S(\sigma_s)(C(\psi_s)S(\varphi_0)C(\psi_0) + S(\psi_s)S(\varphi_0)S(\psi_0)) \\ h_{21} = S(e_s)(C(\psi_0)C(\psi_s) + S(\psi_0)S(\psi_s)) - C(e_s)S(\sigma_s)(C(\psi_0)S(\varphi_0)S(\psi_s) - S(\psi_0)C(\psi_s)S(\varphi_0)) \\ h_{22} = -C(e_s)C(\sigma_s)C(\psi_0)C(\psi_s) + C(e_s)S(\sigma_s)(C(\psi_0)C(\varphi_0)S(\psi_s) - S(\psi_0)C(\varphi_0)C(\psi_s)) \\ h_{23} = C(e_s)C(\sigma_s)(C(\psi_0)S(\varphi_0)S(\psi_s) - S(\psi_0)C(\varphi_0)S(\psi_s)) \\ \quad - S(e_s)(C(\psi_0)C(\varphi_0)S(\psi_s) - S(\psi_0)C(\varphi_0)C(\psi_s)) \\ h_{24} = 0 \\ h_{25} = C(e_s)C(\sigma_s)(C(\varphi_0)C(\varphi_0)C(\psi_s) + C(\varphi_0)S(\psi_0)S(\psi_s)) + S(e_s)(S(\varphi_0)C(\psi_0)C(\psi_s) + S(\varphi_0)S(\psi_0)S(\psi_s)) \\ \quad - C(e_s)S(\sigma_s)(C(\psi_0)S(\psi_s) - S(\psi_0)C(\psi_s)) \end{cases};$$

[0028] $S(e_s)$ 、 $C(\psi_0)$ 、 $S(\varphi_0)$ 、 $S(\psi_0)$ 、 $C(\psi_0)$ 、 $C(e_s)$ 、 $S(\sigma_s)$ 、 $S(\varphi_s)$ 、 $C(\varphi_s)$ 、 $C(\varphi_0)$ 、 $C(\sigma_s)$ 、

[0029] $S(\cdot)$ 表示正弦, $C(\cdot)$ 表示余弦。

[0030] 步骤3) 的具体实现过程包括以下步骤:

[0031] 1) 测量三颗导航星, 恒星的方位分别为 $[e_{s1} \ \sigma_{s1}]$ 、 $[e_{s2} \ \sigma_{s2}]$ 、 $[e_{s3} \ \sigma_{s3}]$, 得到三次测星的矢量 $[\xi_1 \ \eta_1]$ 、 $[\xi_2 \ \eta_2]$ 、 $[\xi_3 \ \eta_3]$, 此时的测量方程为

$$[0032] \quad \begin{bmatrix} \xi_1 \\ \eta_1 \\ \xi_2 \\ \eta_2 \\ \xi_3 \\ \eta_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} h_{11} & h_{12} & h_{13} & h_{14} & h_{15} & h_{16} \\ h_{21} & h_{22} & h_{23} & h_{24} & h_{25} & h_{26} \\ h_{31} & h_{32} & h_{33} & h_{34} & h_{35} & h_{36} \\ h_{41} & h_{42} & h_{43} & h_{44} & h_{45} & h_{46} \\ h_{51} & h_{52} & h_{53} & h_{54} & h_{55} & h_{56} \\ h_{61} & h_{62} & h_{63} & h_{64} & h_{65} & h_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha_x \\ \alpha_y \\ \alpha_z \\ \Delta\varphi_0 \\ \Delta\psi_0 \end{bmatrix};$$

[0033] 2) 记上式为 $Z=HX$, 平台失准角与星敏感器的安装误差利用最小二

[0034] 乘法估计得出:

[0035] $X = (H^T H)^{-1} H^T Z$ 。

[0036] 与现有技术相比, 本发明所具有的有益效果为: 本发明基于星敏感器三次转弹测星结果, 根据三颗恒星在发射惯性坐标系的星光方向单位矢量, 利用最小二乘法估计出平台失准角和星敏感器安装误差, 从而提高星光/惯性组合导航精度。其优点在于: 在线同时标定出平台失准角和星敏感器安装误差, 有利于提高星敏感器对惯导系统的修正精度。

附图说明

[0037] 图1星光矢量在惯性系中的表示；

[0038] 图2平台失准角和星敏感器安装误差在线标定流程图。

具体实施方式

[0039] 平台失准角表征的是数学平台与理想发射惯性坐标系之间的误差角,误差角会引起导航偏差,进而影响落点精度。星光/惯性复合制导正是利用平台失准角进行综合补偿和修正。

[0040] 初始对准误差和定向误差可用实际数学平台坐标系分别对发射惯性坐标系三个轴的失准角来表示,记为 $[\varepsilon_{0x} \ \varepsilon_{0y} \ \varepsilon_{0z}]^T$, ε_{0y} 中包括定向/瞄准误差两部分。 $[\alpha_{dx} \ \alpha_{dy} \ \alpha_{dz}]^T$ 表示实际数学平台坐标系相对与理想数学平台坐标系的失准角,在不考虑其他误差影响的情况下,理想的数学平台坐标系与发射惯性坐标系平行,因此有下式成立

$$[\alpha_{dx} \ \alpha_{dy} \ \alpha_{dz}]^T = [\varepsilon_{0x} \ \varepsilon_{0y} \ \varepsilon_{0z}]^T \quad (1)$$

[0042] 陀螺漂移误差的模型为

$$[0043] \quad \begin{cases} \delta\omega_x^b = E_{x0} + E_{x1}\omega_x \\ \delta\omega_y^b = E_{y0} + E_{y1}\omega_y \\ \delta\omega_z^b = E_{z0} + E_{z1}\omega_z \end{cases} \quad (2)$$

[0044] 其中, $\omega_x \ \omega_y \ \omega_z$ 为角速度在弹体坐标系中的投影; $E_{x0} \ E_{y0} \ E_{z0}$ 为陀螺的零次项; $E_{x1} \ E_{y1} \ E_{z1}$ 为陀螺的一次项。

[0045] 针对本实施例的弹道导弹,本发明的具体实施步骤如下:

[0046] S1.按照如下步骤,计算星敏感器坐标系中的星光矢量 S_s 与发射惯性坐标系中的星光单位矢量 S_I 的转换关系:

[0047] (S1-a)根据给定的星敏感器安装角 $[\varphi_0 \ \psi_0]$ 和星敏感器安装误差 $[\Delta\varphi_0 \ \Delta\psi_0]$,将弹体坐标系B分别绕 Y_B 、 Z_B 轴旋转 $-\psi_0+\Delta\psi_0$ 、 $\varphi_0+\Delta\varphi_0$ 后与星敏感器坐标系S重合,从而得到弹体坐标系到星敏感器坐标系的姿态转换矩阵 C_B^S :

$$[0048] \quad \begin{aligned} C_B^S &= M_Z[\varphi_0+\Delta\varphi_0] M_Y[-\psi_0+\Delta\psi_0] \\ &= \begin{bmatrix} \cos(\varphi_0+\Delta\varphi_0) & \sin(\varphi_0+\Delta\varphi_0) & 0 \\ -\sin(\varphi_0+\Delta\varphi_0) & \cos(\varphi_0+\Delta\varphi_0) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos(-\psi_0+\Delta\psi_0) & 0 & -\sin(-\psi_0+\Delta\psi_0) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(-\psi_0+\Delta\psi_0) & 0 & \cos(-\psi_0+\Delta\psi_0) \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (3)$$

[0049] (S1-b)根据所选恒星的高低角 e_s 和方位角 σ_s ,计算理想发射惯性系I中的星光方向单位矢量 S_I :

$$[0050] \quad S_I = [\cos e_s \cos \sigma_s \ \sin e_s \ \cos e_s \sin \sigma_s]^T \quad (4)$$

[0051] (S1-c)星光矢量在星敏感器坐标系中可表示为:

$$[0052] \quad S_s = [1, -\xi, -\eta]^T \quad (5)$$

[0053] 根据坐标系之间的转换关系有

[0054] $\mathbf{S}_S = \mathbf{C}_B^S \hat{\mathbf{C}}_P^B \mathbf{C}_I^P \mathbf{S}_I$ (6)

[0055] 其中, $\hat{\mathbf{C}}_P^B$ 为数字平台坐标系到弹体系的转换矩阵:

[0056] $\hat{\mathbf{C}}_P^B = \mathbf{M}_Y[\psi_b] \mathbf{M}_Z[\varphi_b]$ (7)

[0057] 式中, φ_b 、 ψ_b 为弹体转动的姿态角。 $\mathbf{C}_I^P$ 为发射惯性坐标系到数字平台坐标系的转换矩阵:

[0058] $\mathbf{C}_I^P = \begin{bmatrix} 1 & \alpha_z & -\alpha_y \\ -\alpha_z & 1 & \alpha_x \\ \alpha_y & -\alpha_x & 1 \end{bmatrix} = \mathbf{E} + \Delta \mathbf{C}_I^P$ (8)

[0059] S2.按照如下步骤,计算星敏感器坐标系中的理想星光矢量 $\mathbf{S}_S$ 与 $\mathbf{S}_I$ 的转换关系:

(S2-a) 根据星敏感器安装角 $[\varphi_0 \ \psi_0]$, 计算弹体坐标系B到理想星敏感器坐标系S'的转换矩阵 $\mathbf{C}_B^{S'}$:

[0060]
$$\begin{aligned} \mathbf{C}_B^{S'} &= \mathbf{M}_Z[\varphi_0] \mathbf{M}_Y[-\psi_0] \\ &= \begin{bmatrix} \cos(\varphi_0) & \sin(\varphi_0) & 0 \\ -\sin(\varphi_0) & \cos(\varphi_0) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos(-\psi_0) & 0 & -\sin(-\psi_0) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(-\psi_0) & 0 & \cos(-\psi_0) \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (9)$$

[0061] (S2-b) 理想情况下星敏感器的输出为:

[0062] $\mathbf{S}_{S'} = [1 \ 0 \ 0]^T$ (10)

[0063] 根据坐标系之间的转换关系有

[0064] $\mathbf{S}_{S'} = \mathbf{C}_B^{S'} \hat{\mathbf{C}}_P^B \mathbf{S}_I$ (11)

[0065] S3. 根据 $\mathbf{S}_S$ 和 $\mathbf{S}_{S'}$, 即可得到星敏感器测量量 $[\xi \eta]$ 与平台失准角 $[\alpha_x \ \alpha_y \ \alpha_z]$ 和星敏感器安装误差 $[\Delta\varphi_0 \ \Delta\psi_0]$ 之间的关系:

[0066]
$$\begin{bmatrix} \xi \\ \eta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} h_{11} & h_{12} & h_{13} & h_{14} & h_{15} \\ h_{21} & h_{22} & h_{23} & h_{24} & h_{25} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha_x \\ \alpha_y \\ \alpha_z \\ \Delta\varphi_0 \\ \Delta\psi_0 \end{bmatrix} \quad (12)$$

[0067] 式中,

$$\begin{aligned}
h_{11} &= S(e_s)(C(\psi_0)S(\varphi_0)S(\psi_s) - S(\varphi_0)S(\psi_0)C(\psi_s)) \\
&\quad + C(e_s)S(\sigma_s)(C(\psi_0)S(\varphi_0)C(\psi_s)S(\psi_s) + S(\psi_0)S(\varphi_0)(S(\varphi_s)S(\psi_s)) - C(\varphi_0)C(\varphi_s)) \\
h_{12} &= -C(e_s)C(\sigma_s)(S(\varphi_0)C(\psi_0)S(\psi_s) - S(\varphi_0)S(\psi_0)C(\psi_s)) \\
&\quad - C(e_s)S(\sigma_s)(C(\varphi_0)S(\varphi_s) + C(\psi_0)S(\varphi_0)C(\varphi_s)C(\psi_s) + S(\varphi_0)S(\psi_0)C(\varphi_s)S(\psi_s)) \\
h_{13} &= -C(e_s)C(\sigma_s)(C(\psi_0)S(\varphi_0)S(\psi_s)S(\psi_s) + S(\psi_0)S(\varphi_0)S(\psi_s)S(\varphi_s) - C(\varphi_0)C(\varphi_s)) \\
&\quad + S(e_s)(C(\varphi_0)S(\varphi_s) + C(\psi_0)S(\varphi_0)C(\varphi_s)C(\psi_s) + S(\varphi_0)S(\psi_0)C(\varphi_s)S(\psi_s)) \\
h_{14} &= -C(e_s)C(\sigma_s)(C(\varphi_0)C(\psi_s)C(\varphi_0)C(\psi_0) + C(\varphi_0)S(\psi_s)C(\varphi_0)S(\psi_0) - S(\varphi_0)S(\varphi_s)) \\
&\quad - S(e_s)(S(\varphi_0)C(\psi_s)C(\varphi_0)C(\psi_0) + S(\varphi_0)S(\psi_s)C(\varphi_0)S(\psi_0) + S(\varphi_0)C(\varphi_s) + C(e_s)S(\sigma_s)(-C(\psi_s)C(\varphi_0)S(\psi_0) + S(\psi_s)C(\varphi_0)C(\psi_0)) \\
[0068] \quad h_{15} &= -C(e_s)C(\sigma_s)(C(\varphi_0)C(\psi_s)S(\varphi_0)S(\psi_0) - C(\varphi_0)S(\psi_s)S(\varphi_0)C(\psi_0)) \\
&\quad - S(e_s)(S(\varphi_0)C(\psi_s)S(\varphi_0)S(\psi_0) - S(\varphi_0)S(\psi_s)S(\varphi_0)C(\psi_0) + C(e_s)S(\sigma_s)(C(\psi_s)S(\varphi_0)C(\psi_0) + S(\psi_s)S(\varphi_0)S(\psi_0)) \\
h_{21} &= S(e_s)(C(\psi_0)C(\psi_s) + S(\psi_0)S(\psi_s)) - C(e_s)S(\sigma_s)(C(\psi_0)S(\varphi_0)S(\psi_s) - S(\psi_0)C(\psi_s)S(\varphi_0)) \\
h_{22} &= -C(e_s)C(\sigma_s)C(\psi_0)C(\psi_s) + C(e_s)S(\sigma_s)(C(\psi_0)C(\varphi_0)S(\psi_s) - S(\psi_0)C(\varphi_0)C(\psi_s)) \\
h_{23} &= C(e_s)C(\sigma_s)(C(\psi_0)S(\varphi_0)S(\psi_s) - S(\psi_0)C(\varphi_0)S(\varphi_s)) \\
&\quad - S(e_s)(C(\psi_0)C(\varphi_0)S(\psi_s) - S(\psi_0)C(\varphi_0)C(\psi_s)) \\
h_{24} &= 0 \\
h_{25} &= C(e_s)C(\sigma_s)(C(\varphi_0)C(\varphi_s)C(\psi_s) + C(\varphi_0)S(\psi_0)S(\psi_s) + S(e_s)(S(\varphi_0)C(\psi_0)C(\psi_s) + S(\varphi_0)S(\psi_0)S(\psi_s)) \\
&\quad - C(e_s)S(\sigma_s)(C(\psi_0)S(\psi_s) - S(\psi_0)C(\psi_s))
\end{aligned}$$

[0069] 式中, $S(\cdot)$ 表示正弦, $C(\cdot)$ 表示余弦。

[0070] S4. 按照如下步骤, 利用最小二乘估计出平台失准角和星敏感器的安装误差:

[0071] (S4-a) 测量三颗导航下, 恒星的方位分别为 $[e_{s1} \ \sigma_{s1}]$ 、 $[e_{s2} \ \sigma_{s2}]$ 、 $[e_{s3} \ \sigma_{s3}]$, 得到三次测星的矢量 $[\xi_1 \ \eta_1]$ 、 $[\xi_2 \ \eta_2]$ 、 $[\xi_3 \ \eta_3]$, 此时的测量方程为

$$[0072] \quad \begin{bmatrix} \xi_1 \\ \eta_1 \\ \xi_2 \\ \eta_2 \\ \xi_3 \\ \eta_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} h_{11} & h_{12} & h_{13} & h_{14} & h_{15} & h_{16} \\ h_{21} & h_{22} & h_{23} & h_{24} & h_{25} & h_{26} \\ h_{31} & h_{32} & h_{33} & h_{34} & h_{35} & h_{36} \\ h_{41} & h_{42} & h_{43} & h_{44} & h_{45} & h_{46} \\ h_{51} & h_{52} & h_{53} & h_{54} & h_{55} & h_{56} \\ h_{61} & h_{62} & h_{63} & h_{64} & h_{65} & h_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha_x \\ \alpha_y \\ \alpha_z \\ \Delta\varphi_0 \\ \Delta\psi_0 \end{bmatrix} \quad (13)$$

[0073] (S4-b) 记上式为 $Z=HX$, 平台失准角与星敏感器的安装误差可以利用最小二乘估计得出:

$$[0074] \quad X = (H^T H)^{-1} H^T Z \quad (14)$$

[0075] 为进一步说明本发明对, 此处给出仿真算例。假设某弹道导弹的发射时间为2016年12月1日10时6分15秒, 发射点的大地经度为 30° , 大地纬度为 0° , 大地高程为0m, 发射的方位角为 -90° 。仅考虑初始对准误差/陀螺漂移误差/星敏感器安装误差的影响, 星敏感器的安装角度为 $[20 \ 20]^\circ$, 安装误差为 $[100 \ 100]^\circ$ 。初始对准误差和陀螺漂移误差如表1所示, 利用最小二乘估计出的平台失准角和星敏感器安装误差如表2所示。

[0076] 表1仿真误差参数 (3 σ)

[0077]	初始对准误差 (")	陀螺零次项 ($^\circ$ /h)	陀螺一次项 (ppm)
仿真条件A	[30 100 30]	0.01	5
仿真条件B	[100 300 100]	0.01	5
仿真条件C	[30 100 30]	0.1	50
仿真条件D	[100 300 100]	0.1	50

[0078] 表2利用最小二乘估计出的平台失准角和星敏感器安装误差

[0079]		$\alpha_x(^{\circ})$	$\alpha_y(^{\circ})$	$\alpha_z(^{\circ})$	$\Delta\varphi_0(^{\circ})$	$\Delta\psi_0(^{\circ})$
	仿真条件 A	30.2515	99.5949	29.9567	99.8952	99.0851
	仿真条件 B	100.2515	299.5949	99.9567	99.8952	99.0851
	仿真条件 C	32.5153	95.9490	29.5674	98.9520	90.8506
	仿真条件 D	102.5153	295.9490	99.5674	98.9520	90.8506

[0080] 参考文献:

[0081] [1]全伟,刘百奇,宫晓琳,房建成.惯性/天文/卫星组合导航技术[M].国防工业出版社,2011.

[0082] [2]张洪波.空间快速响应发射转移轨道设计与制导方法研究[D].长沙:国防科技大学研究生院,2009.

[0083] [3]王融,熊智,刘建业,钟丽娜.一种星敏感器安装误差标定模型仿真研究[J].系统仿真技术,2013,9(4):288-291.

[0084] [4]陈伟雄,惯性/星光导航系统星敏感器安装误差测试方法研究[D].太原:中北大学,2018.

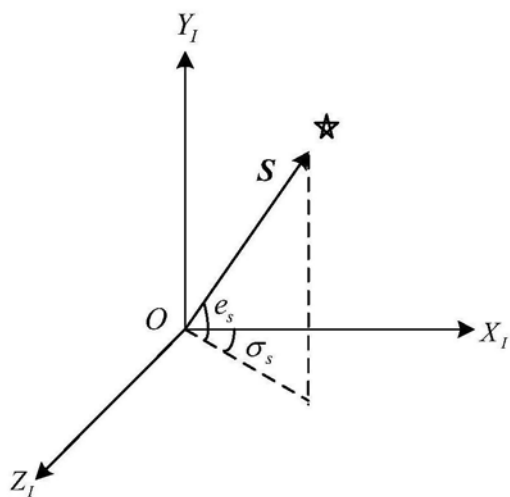


图1

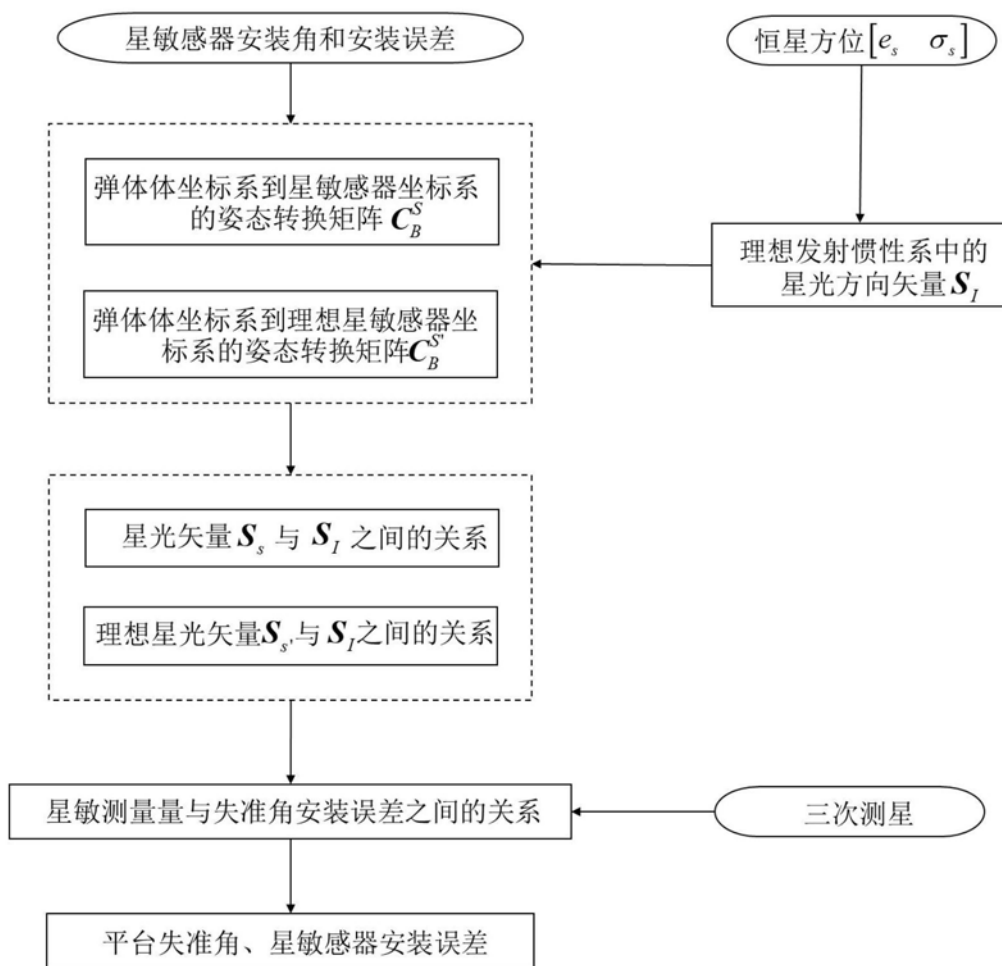


图2