

火箭飞行中天球系到星敏系的姿态转换方法

雒 遂, 谢建明, 杨正义
(西安中科微星光电科技有限公司, 西安 710065)

摘要: 在远程火箭飞行过程中, 通过计算天球系到星敏系的旋转四元数, 可作为星图模拟的输入数据。本文从坐标系定义出发, 首先, 完善了基于北京时间的格林尼治恒星时角在工程上的实用算法, 根据多次旋转原理, 给出了天球系到发射惯性系的姿态转换方法; 其次, 探讨了发射惯性系到箭体系以及箭体系到星敏系的姿态转换方法; 最后, 给出算例, 通过仿真计算得出结果, 验证了方法的可行性。该方法容易理解, 根据推导思路也可举一反三, 对于星图模拟中姿态的转换具有一定参考意义。

关键词: 发射惯性系; 星敏感器; 姿态转换; 格林尼治恒星时角

中图分类号: TP391.9 **文献标志码:** A **文章编号:** 2095-1000(2023)04-0050-06

DOI: 10.12347/j.ycyk.20230111001

引用格式: 雒遂, 谢建明, 杨正义. 火箭飞行中天球系到星敏系的姿态转换方法[J]. 遥测遥控, 2023, 44(4): 50-55.

Attitude conversion method from celestial coordinate system to star sensitive coordinate system during rocket flight

LUO Sui, XIE Jianming, YANG Zhengyi
(Xi'an CAS Microstar Optoelectronic Technology Co.,Ltd, Xi'an 710065, China)

Abstract: During the long range rocket flight, the rotation quaternion from the celestial system to the star sensitive coordinate system can be used as the input data for star map simulation. In this paper, starting from the definition of coordinate system, firstly, the practical engineering algorithm of Greenwich Star Time Angle based on Beijing Time is improved. According to the principle of multiple rotations, the attitude conversion method from the celestial coordinate system to the launch inertial coordinate system is given; Secondly, the attitude conversion methods from the launch inertial coordinate system to the body coordinate system and from the body coordinate system to the star sensitive coordinate system are discussed; Finally, an example is given to verify the feasibility of the method. This method is easy to understand and can also be used to infer other cases according to derivation idea, which has certain reference significance of the attitude conversion in star map simulation.

Keywords: Launch inertial coordinate system; Star sensor; Attitude conversion; Greenwich sidereal time angle

Citation: LUO Sui, XIE Jianming, YANG Zhengyi. Attitude conversion method from celestial coordinate system to star sensitive coordinate system during rocket flight[J]. Journal of Telemetry, Tracking and Command, 2023, 44(4): 50-55.

引 言

航天器上装载的姿态敏感器^[1,2]主要用来测量天体方向, 当其相对于航天器的安装指向确定以后, 航天器基于惯性系的姿态数据只依赖航天器的姿态变化。当航天器的姿态发生变化时, 星敏感器视场^[3]中观测到的图像也随之变化。在单机测试^[4]过程中, 可通过变换四元数来改变星敏感器视场中的图像, 当星敏感器指向Z轴时, 其视场中的

图像大概率是恒星或行星。对于无穷远处的恒星, 可认为其位置在相当长一段时间内是固定不变的, 而行星的位置可通过星历表计算得到。在航天器发射前, 通常人们会在地面通过模拟设备对航天器进行测试, 以保证航天器在运行过程中能够准确确定姿。常见的模拟设备主要有动态星模拟器、地球模拟器、太阳模拟器等, 其作用都是模拟宇宙中不同的天体。星敏感器观测到的图像^[5]中恒星的数目取决于其观测视场的大小和恒星亮度, 视

场大小在设备设计前期就已确定,而恒星的亮度通常用视星等来模拟。在星模拟器和姿态传感器对接测试过程中,星模拟器软件可以调节恒星的视星等和恒星大小,即星图模拟^[6]软件可以对视星等进行过滤处理。若星传感器视场和恒星星等确定,那么出现在视场中的恒星数量也唯一确定。而恒星或行星的大小与观测位置有关,在星模拟器软件中模拟的恒星位置在无穷远处,为了方便测试和观测,软件可改变星点的大小和亮度。行星的位置通过星历表解算得到,行星的大小根据观测位置决定。当星传感器确定天体的位置后,通过天体位置和传感器姿态可以解算航天器的位置,从而进行天文导航。

在轨航天器主要通过恒星或目标确定姿态,航天器在运动过程中,航天器的位置和速度都会发生变化^[7,8]。对于航天器位置和速度的变化,不同航天器的描述方式不同。如卫星的位置和速度变化可以通过卫星相对于惯性系的位置和速度或卫星轨道来描述,如果航天器是火箭或者导弹,那么主要用箭道或弹道来描述其位置和速度。航天器姿态主要通过搭载的传感器相对于航天器的安装姿态和航天器相对于J2000时刻的惯性姿态来决定,星传感器在航天器上的安装姿态则是根据航天器或传感器的具体规定或星传感器的安装位置要求来决定。星传感器光轴指向可以是航天器运动方向或是航天器运动方向的水平或垂直方向等,具体的安装指向一般在软件设计^[9]过程中留有输入接口,一般都是以四元数的形式进行输入,为安装四元数,且都可设可调。如果姿态都通过四元数来表示,那么航天器的光轴指向就是安装四元数与航天器相对惯性系的姿态四元数的乘积。

姿态确定对于卫星、火箭、导弹运行的控制具有重要意义^[10,11]。目前,星传感器已经广泛应用于卫星姿态确定中,并且其表现出较高的定姿精度^[12,13]。在远程火箭搭载星传感器的飞行过程中,火箭描述姿态通常采用发射惯性坐标系,而星传感器一般使用天球惯性坐标系来描述姿态。当火箭在飞行过程中想通过星传感器来确定火箭的姿态时,就会涉及天球惯性坐标系与发射惯性坐标系的转换。因此,有必要研究姿态信息在天球惯性和发射惯性坐标系之间的相互转换关系。本文从坐标系定义出发,根据原理推导天球惯性系到发射惯性系的转换方法,同时给出北京时间下格

林尼治恒星时角的计算方法,利用发射惯性系到箭体系的姿态转换表达式,结合标定好的箭体系到星敏系旋转四元数,最终求解天球系到星敏系的旋转四元数。该方法易于理解,有利于工程上的编程实践。

1 坐标系定义

从天球系到星敏系的姿态旋转,通常需要用以下几种坐标系:

① 天球坐标系。常用的天球坐标系有地平坐标系、赤道坐标系、黄道坐标系等。这里天球系仅指赤道惯性坐标系,其坐标原点位于地心 O 处, Ox 轴在赤道平面内并指向平春分点, Oz 轴指向北极,与地球自转轴重合, Oy 轴垂直于 Ox 轴和 Oz 轴,且与 Ox 和 Oz 轴成右手系。当前,天球系通常以2000年1月1日12时的平春分点为基准,称为J2000惯性坐标系。

② 发射系与发射惯性系^[14]。发射系坐标原点位于发射瞬间火箭质心 O_1 。 O_1x 轴在发射站点水平面内,指向火箭发射方向。 O_1y 轴垂直于发射站点水平面,指向上方。 O_1z 轴与 xO_1y 面垂直,构成右手系。由于地球的自转,发射站点跟着地球一起旋转,因此发射坐标系也在随地球旋转。

发射惯性系与发射系的区别在于,随着地球的自转,坐标原点 O_2 以及坐标系各个轴在惯性空间保持不动。

③ 箭体坐标系。箭体系坐标原点 O_b 在火箭质心。 O_bx 与箭体纵对称轴重合,指向箭体头部。 O_by 轴在火箭纵对称面内,垂直于纵轴,指向第III象限。 O_bz 轴垂直于箭体纵对称面,顺着发射方向看,指向右侧。箭体坐标系能够反映火箭飞行过程中的姿态。

④ 星敏坐标系^[15]。星敏系坐标原点 O_s 位于星传感器的透镜中心。 O_sx 轴与光轴方向重合, O_sy 轴沿着透镜平面纵轴指向左侧。 O_sz 轴与 xO_sy 平面符合右手系法则。

2 姿态转换方法

2.1 天球系到发射惯性系的转换

根据坐标系的定义,从天球系到发射惯性系的转换需要进行如下四次旋转:

① 绕天球系 Z 轴旋转角度 L_0+S_0 ,使得旋转后

的 XZ 面过发射站点。如图 1 所示, O 为地心, X 轴指向春分点, 经过旋转得到 X_1 轴, L_0 为发射站点的地理经度, S_0 为发射时刻的格林尼治恒星时角。

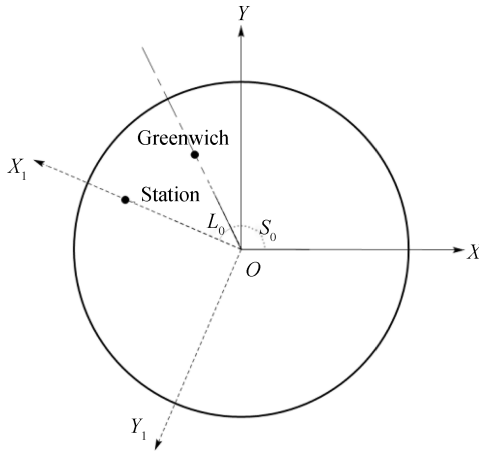


图 1 绕 Z 轴旋转 $(L_0 + S_0)$
Fig. 1 Rotate $(L_0 + S_0)$ around Z axis

基于北京时间的格林尼治恒星时角^[6]可采用如下算法:

$$J_0 = 367y - \text{INT} \left\{ \frac{7 \left[y + \text{INT} \left(\frac{m+9}{12} \right) \right]}{4} \right\} + \text{INT} \left(\frac{275m}{9} \right) + d + 1\,721\,013.5 \quad (1)$$

式中, J_0 表示世界时 0 时刻的儒略日, y 、 m 、 d 表示北京时间的年、月、日, INT 表示向零取整。需要注意的是, 这里年的取值范围为 1 901~2 099。

$$T_0 = \frac{J_0 - 2\,451\,545}{36\,525} \quad (2)$$

式中 T_0 为 J_0 与 J2000 之间的儒略世纪数。

$$G_0 = 100.460\,618\,4 + 36\,000.770\,047\,T_0 + 0.000\,387\,933\,7T_0^2 - 2.583(10^{-8})T_0^3 \quad (3)$$

式中, G_0 为格林尼治世界时零时的恒星时, 单位度, 当 G_0 在 $0 \sim 360^\circ$ 范围之外时, 要加上或减去 360 的倍数, 使其适应到范围内。

$$T_1 = h + \frac{m}{60} + \frac{s}{3\,600} - 8 \quad (4)$$

$$S_0 = G_0 + 360.985\,647\,24 \frac{T_1}{24} \quad (5)$$

式中, h 、 m 、 s 为北京时间的时、分、秒, T_1 为对应的格林尼治时间(换算成小时), S_0 即为格林尼治恒星时角, 单位度。

② 绕 Y_1 轴逆向旋转角度 B_0 , 使得旋转后的 X_2

轴过发射站点。如图 2 所示, O 为地心, X_1 轴由步骤①旋转得到, 经过再次旋转得到 X_2 轴, B_0 为发射站点的地理纬度。

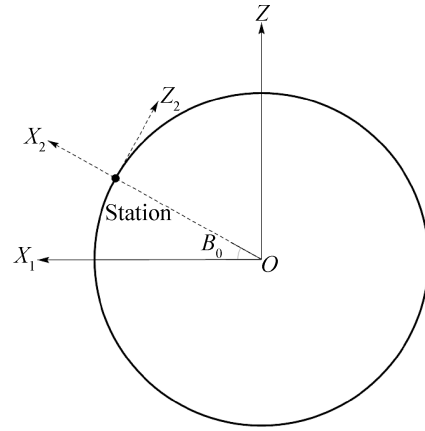


图 2 绕 Y_1 轴逆向旋转 B_0
Fig. 2 Reverse rotate B_0 around Y_1 axis

③ 在图 2 中, 将坐标原点从地心 O 平移到站点位置, 于是得到 Z_2 轴。绕 Z_2 轴逆向旋转 $\pi/2$, 使得 X_2 轴与发射站点的地平面平行, 即为图 3 中的 X_3 轴, 其中 Z_3 轴指向正北方向。

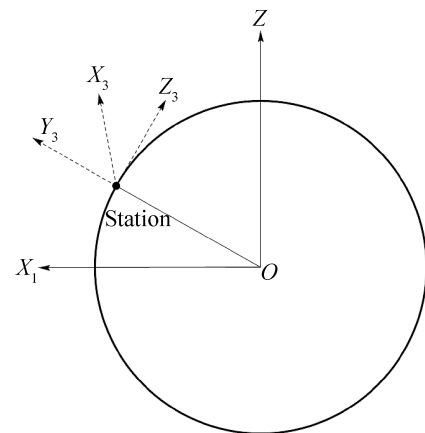
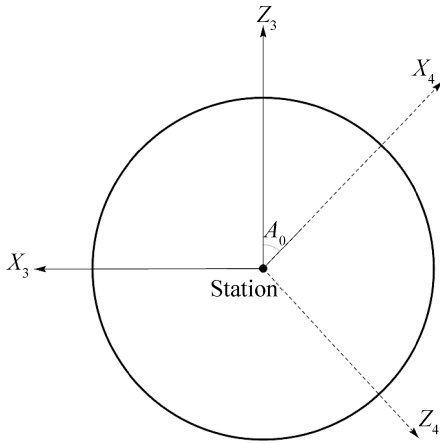


图 3 绕 Z_2 轴逆向旋转 $\pi/2$
Fig. 3 Reverse rotate $\pi/2$ around Z_2 axis

④ 先绕 Y_3 轴逆向旋转 $\pi/2$, 使得 X_3 轴平行于正北方向, 再绕 Y_3 轴继续逆向旋转角度 A_0 , 其中 A_0 为火箭发射时的方位角。如图 4 所示, X_4 为旋转后的位置。

综上, 天球坐标系到发射惯性坐标系的旋转矩阵计算表达式为:

$$M_1 = R_y \left(-\frac{\pi}{2} - A_0 \right) R_z \left(-\frac{\pi}{2} \right) R_y \left(-B_0 \right) R_z \left(L_0 + S_0 \right) \quad (6)$$

图4 绕 Y_3 轴逆向旋转 $\pi/2 + A_0$ Fig. 4 Reverse rotate $\pi/2 + A_0$ around Y_3 axis

其中, A_0 为发射方位角, B_0 为地理纬度, L_0 为地理经度, S_0 为格林尼治恒星时角。

2.2 发射惯性系到箭体系的转换

火箭飞行当前时刻的姿态角可以由程序角和姿态角偏差相加求得^[17,18], 若没有程序角, 可用理论姿态角来替代, 即: 当前姿态角等于程序角加姿态角偏差; 或: 当前姿态角等于理论姿态角加姿态角偏差。

从火箭发射时刻起, 姿态角偏差为时间 t 的函数, 可以表示为:

$$(\Delta\gamma, \Delta\psi, \Delta\varphi) = f(t) \quad (7)$$

其中, t 为火箭飞行时间, f 为姿态角随时间变化的函数关系, $\Delta\gamma$ 、 $\Delta\psi$ 、 $\Delta\varphi$ 分别为滚转角偏差、偏航角偏差、俯仰角偏差。

根据工程上对三轴稳定卫星常采用的欧拉角321转序^[19], 绕 Z 轴旋转俯仰角 φ , 绕 Y 轴旋转偏航角 ψ , 绕 X 轴旋转滚转角 γ , 则发射惯性系到箭体坐标系的旋转矩阵计算表达式为:

$$\mathbf{M}_2 = \mathbf{R}_x(\gamma) \mathbf{R}_y(\psi) \mathbf{R}_z(\varphi) \quad (8)$$

结合表达式(6), 根据矩阵左乘法则, 可得天球系到箭体系的转换矩阵:

$$\mathbf{M} = \mathbf{M}_2 \mathbf{M}_1 \quad (9)$$

2.3 箭体系到星敏系的转换

星敏感器在载体火箭上固定安装, 其相对于火箭的安装矩阵已知, 因此不难获取箭体坐标系到星敏坐标系的旋转四元数。由于以上步骤均计算得出旋转矩阵, 为统一计算, 当已知标定的旋转四元数时, 可用以下算法^[20]将旋转矩阵 \mathbf{M} 转化为旋转四元数 \mathbf{Q}_M :

$$\mathbf{M} = \begin{bmatrix} q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2(q_1q_2 - q_0q_3) & 2(q_1q_3 + q_0q_2) \\ 2(q_1q_2 + q_0q_3) & q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 & 2(q_2q_3 - q_0q_1) \\ 2(q_1q_3 - q_0q_2) & 2(q_2q_3 + q_1q_0) & q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{bmatrix} \quad (10)$$

根据上式中旋转矩阵与四元数的对应关系, 可以解得四元数的绝对值, 若用 M_{ij} ($i, j=1, 2, 3$)表示矩阵 \mathbf{M} 中的各个元素, 则有:

$$\begin{cases} |q_0| = 0.5 \times \sqrt{1 + M_{11} + M_{22} + M_{33}} \\ |q_1| = 0.5 \times \sqrt{1 + M_{11} - M_{22} - M_{33}} \\ |q_2| = 0.5 \times \sqrt{1 - M_{11} + M_{22} - M_{33}} \\ |q_3| = 0.5 \times \sqrt{1 - M_{11} - M_{22} + M_{33}} \end{cases} \quad (11)$$

上式中 q_0 的符号原则上可以任取, 这里 q_0 取正, 若用 sign 表示数值的正负, 则其余符号按照下式确定:

$$\begin{cases} \text{sign}(q_1) = \text{sign}(M_{23} - M_{32}) \\ \text{sign}(q_2) = \text{sign}(M_{31} - M_{13}) \\ \text{sign}(q_3) = \text{sign}(M_{12} - M_{21}) \end{cases} \quad (12)$$

最后, 将天球系到箭体系的旋转四元数乘以箭体系到星敏系的四元数, 即可得到天球系到星敏系的旋转四元数。若将两个四元数分别表示为:

$$\begin{cases} \mathbf{P} = p_0 + p_1i + p_2j + p_3k \\ \mathbf{Q} = q_0 + q_1i + q_2j + q_3k \end{cases} \quad (13)$$

则四元数乘法法则如下:

$$\begin{aligned} \mathbf{P} \times \mathbf{Q} = & (p_0q_0 - p_1q_1 - p_2q_2 - p_3q_3) + \\ & (p_0q_1 + p_1q_0 + p_2q_3 - p_3q_2)i + \\ & (p_0q_2 + p_2q_0 + p_3q_1 - p_1q_3)j + \\ & (p_0q_3 + p_3q_0 + p_1q_2 - p_2q_1)k \end{aligned} \quad (14)$$

3 算例分析

上面阐述了坐标系间姿态的转换方法, 在实际场景中应用案例较多, 下面简述一个作者在实际应用场景中遇到并通过上述转换方法解决的案例。

已知输入数据包括发射站点的经纬度、火箭发射时方位角、发射时间、火箭飞行某时刻的姿态角、箭体相对于星敏感器的姿态, 通过上述的转换方法计算得到天球系到星敏系的姿态四元数。具体数据及计算过程和计算结果如下:

3.1 输入数据

地理经度 $L_0 = 104.657893$, 地理纬度 $B_0 =$

29.567 434, 发射方位角 $A_0=138.7$ 。

发射时间(北京时间): 2022 年 12 月 12 日 4 时 18 分 12.583 秒。

火箭飞行某时刻的姿态角 $\gamma=-134.57$, $\psi=-178.476$, $\varphi=-146.12$ 。

箭体系到星敏坐标系旋转四元数 $q_0=0.727 107$, $q_1=0.687 855$, $q_2=0$, $q_3=0$, 其中, q_0 为标量。

3.2 过程数据

由式(1)~(5), 可得:

$$S_0 = 25.079 008 74,$$

由式(6), 可得:

$$M_1 = \begin{bmatrix} -0.744 51 & -0.136 84 & -0.653 43 \\ -0.556 01 & 0.668 84 & 0.493 44 \\ 0.369 52 & 0.730 69 & -0.574 05 \end{bmatrix},$$

由式(8), 可得:

$$M_2 = \begin{bmatrix} 0.829 91 & 0.557 25 & 0.026 59 \\ -0.406 94 & 0.572 06 & 0.712 14 \\ 0.381 63 & -0.601 83 & 0.701 53 \end{bmatrix},$$

由式(9)~(12), 可得:

$$Q_M = 0.151 41 + 0.134 62i + 0.977 96j + 0.050 42k。$$

3.3 输出数据

天球系到星敏系的旋转四元数为:

$$q_0 = 0.202 698, q_1 = -0.006 264, q_2 = 0.676 401, \\ q_3 = 0.709 355。$$

4 结束语

本文从工程实际出发, 在已知发射惯性系下火箭欧拉角以及箭体到星敏传感器标定四元数的前提下, 推导总结了天球惯性坐标系到发射惯性坐标系的姿态转换计算方法。该方法基于多次旋转阐述了姿态转换的基本思路和原理, 方便理解并有助于编程实现。在火箭发射后的飞行阶段, 通常要重点考虑随时间变化的姿态角偏差, 为了简化计算, 本文仿真计算输入的欧拉角认为已经包含姿态偏差角。后续研究将重点考虑飞行过程中姿态偏差角对于姿态转换的影响。

参考文献

- [1] 梁斌, 朱海龙, 张涛, 等. 星敏传感器技术研究现状及发展趋势[J]. 中国光学, 2016, 9(1): 16-29.
LIANG Bin, ZHU Hailong, ZHANG Tao, et al. Research status and development tendency of star tracker technique[J]. Chinese Optics, 2016, 9(1): 16-29.
- [2] RICHARD BLOCKLEY, WEI SHYY. 动力学与控制[M]. 江驹, 周建江, 韩潮, 等译. 北京: 北京理工大学出版社, 2016.
- [3] 李铸洋, 秦文振. 一种应用于天文大地测量的多视场星图模拟方法[J]. 北京测绘, 2017(S1): 82-85.
LI Zhuyang, QIN Wenzhen. A method of star map simulation applicated on astronomical geodetic observations with various fields of view[J]. Beijing Surveying and Mapping, 2017(S1): 82-85.
- [4] BAI Yang, LI Jianlin, ZHA Rongwei, et al. Catadioptric optical system design of 15-magnitude star sensor with large entrance pupil diameter[J]. Sensors, 2020, 20(19): 1-14.
- [5] LIU Zengyi, ZHAO Borui, XING Fei. Design and error analysis of a high accurate star simulator based on optical splicing technology[J]. Instrumentation, 2015, 2(1): 44-56.
- [6] 李光茜, 王凌云, 郑茹, 等. 高动态地面星图模拟检测系统算法研究[J]. 长春理工大学学报(自然科学版), 2019, 42(3): 24-27.
LI Guangxi, WANG Lingyun, ZHENG Ru, et al. Study on algorithm of high dynamic ground star map simulation detection system[J]. Journal of Changchun University of Science and Technology (Natural Science Edition), 2019, 42(3): 24-27.
- [7] 李德彪. 基于惯性平台的小视场星体跟踪器星图模拟技术研究[J]. 光学与光电技术, 2020, 18(2): 87-92.
LI Debiao. Star map simulation of star tracker based on inertial platform[J]. Optics & Optoelectronic Technology, 2020, 18(2): 87-92.
- [8] NING Xiaolin, CHEN Pingping, HUANG Yueqing, et al. Angular velocity estimation using characteristics of star trails obtained by star sensor for spacecraft[J]. Science China Information Sciences, 2021, 64(1): 197-210.
- [9] 汪英娇, 张国玉, 孙高飞, 等. 动态星模拟器星图模拟软件设计[J]. 长春理工大学学报(自然科学版), 2011, 34(1): 5-8.
WANG Yingjiao, ZHANG Guoyu, SUN Gaofei, et al. Software simulation of a dynamic display system for star map[J]. Journal of Changchun University of Science and Technology (Natural Science Edition), 2011, 34(1): 5-8.
- [10] 姜斌, 张柯, 杨浩, 等. 卫星姿态控制系统容错控制综述[J]. 航空学报, 2021, 42(11): 66-79.
JIANG Bin, ZHANG Ke, YANG Hao, et al. Fault-tolerant control of satellite attitude control systems: Review[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(11): 66-79.

- [11] 张卫东, 刘玉玺, 刘汉兵, 等. 运载火箭姿态控制技术的发展趋势和展望[J]. 航天控制, 2017, 35(3): 85-89.
ZHANG Weidong, LIU Yuxi, LIU Hanbing. Development trend and prospect of attitude control technologies of launch vehicle[J]. Aerospace Control, 2017, 35(3): 85-89.
- [12] RAD A M. Optimal attitude determination method in presence of noise and bias on different star sensors[J]. International Journal of Engineering & Technology. 2014, 3(2): 155-165.
- [13] 马红亮, 陈统, 徐世杰. 多星敏感器测量最优姿态估计算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 39(7): 869-874.
MA Hongliang, CHEN Tong, XU Shijie. Optimal attitude estimation algorithm based on multiple star-sensor observations[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(7): 869-874.
- [14] 王志刚, 施志佳. 远程火箭与卫星轨道力学基础[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2006.
- [15] 段辉, 周召发, 张志利, 等. 星敏感器姿态测量算法研究[J/OL]. 系统工程与电子技术. 2022-03-03[2022-12-06]. <https://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2422.tn.20220624.1758.010.html>.
DUAN Hui, ZHOU Zhaofa, ZHANG Zhili, et al. Study on attitude measurement algorithm of star sensor[J/OL]. Systems Engineering and Electronics. 2022-03-03[2022-12-06]. <https://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2422.tn.20220624.1758.010.html>.
- [16] H D.CURTIS. 轨道力学[M]. 周建华, 徐波, 冯全胜, 译. 北京: 科学出版社, 2009.
- [17] 淡鹏, 王丹, 侯黎强, 等. 火箭飞行姿态可视化绘制方法[J]. 弹箭与制导学报, 2014, 34(2): 98-100.
DAN Peng, WANG Dan, HOU Liqianget al. Visualization method of rocket flying attitude[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2014, 34(2): 98-100.
- [18] 邓红, 刘光斌, 陈昊明, 等. 发射惯性坐标系下误差角与数学平台失准角的推导与仿真[J]. 宇航学报, 2011, 32(4): 781-786.
DENG Hong, LIU Guangbin, CHEN Haoming, et al. Deduction and simulation of angular error relationship in "SINS /CNS" integrated navigation system[J]. Journal of Astronautics, 2011, 32(4): 781-786.
- [19] 淡鹏, 王丹, 郭延臣. 星敏数据转换为参考系欧拉角姿态的方法[J]. 电讯技术, 2016, 56(12): 1340-1345.
DAN Peng, WANG Dan, GUO Yanchen. Method for transferring star sensor attitude to reference coordinate euler angle[J]. Telecommunication Engineering, 2016, 56(12): 1340-1345.
- [20] 秦永元. 惯性导航[M]. 北京: 科学出版社, 2006.

[作者简介]

雒 遂 1992年生, 硕士, 工程师, 主要研究方向为星敏数据处理和仿真分析。

谢建明 1991年生, 硕士, 工程师, 主要研究方向为星图模拟和目标仿真。

杨正义 1995年生, 本科, 工程师, 主要研究方向为光学测试仿真。

(本文编辑: 潘三英)