

基准星辐射定标的轨道预报研究

陈轩, 齐文雯, 徐鹏

北京空间机电研究所先进光学遥感技术北京市重点实验室, 北京 100094

摘要 轨道预报是指根据空间目标初始时刻的状态, 利用轨道力学建立的数学模型来预测未来某一时刻的轨道信息。简单介绍了基准星辐射定标系统(PSRCS)和定标轨道预报流程。研究了定标空间位置设计方法和辐射传递模型, 在此基础上提出一种基于基准星定标的轨道预报方法, 用来为待定标卫星选取适合的定标弧段, 并精确预报定标时刻基准星、待定标卫星的轨道信息。通过分析基准星定标轨道约束条件, 以高分一号(GF-1)太阳同步轨道卫星作为基准星轨道, 仿真出满足定标条件的不同待定标卫星轨道上的定标可见时段。结果验证了基准星定标轨道预报方法的可行性。

关键词 测量; 轨道预报; 基准星; 绝对辐射定标; 辐射传递

中图分类号 TP79

文献标识码 A

doi: 10.3788/AOS201838.0312003

Research on Orbit Prediction for Proper Satellite Radiometric Calibration

Chen Xuan, Qi Wenwen, Xu Peng

Key Laboratory for Advanced Optical Remote Sensing Technology of Beijing,
Beijing Institute of Space Mechanics & Electricity, Beijing 100094, China

Abstract Utilizing the mathematical model of the orbit mechanics, the orbit prediction is to forecast the space target's orbit information of a certain time based on the orbit of the initial time. The proper satellite radiometric calibration system (PSRCS) and calibration orbit prediction process are introduced briefly. On the basis of the research of the calibration spatial position design method and the radiative transfer model, an orbit prediction method for proper satellite radiometric calibration is proposed to select the appropriate calibration arc for the satellite to be calibrated and to predict the orbit information of the proper satellite and the satellite to be calibrated. By analyzing the orbit constraint of the proper satellite calibration, the GF-1 solar synchronous orbit is chosen as the proper satellite orbit in order to simulate the calibration visible time for different satellites to be calibrated. The results verify the feasibility of the proper satellite calibration orbit prediction method.

Key words measurement; orbit prediction; proper satellite; absolute radiometric calibration; radiative transfer

OCIS codes 120.0280; 010.1290; 030.5620; 150.1488

1 引 言

绝对辐射定标是实现遥感数据定量化应用的先决条件, 其重要性已达成广泛共识。现有定标方法存在各自的局限性, 定标精度和定标频次都难以提高。现有卫星遥感器的星上定标方法以场地替代定标为主^[1-2]。根据英国国家物理实验室(NPL)的THUTHs计划^[3]在轨溯源的设计思想进行基准星(PS)辐射定标, 选取太阳作为辐射传递初级基准来

定标, 辐射基准可溯源至国际单位制(SI)中的基本单位。该方法可摆脱大气条件和场地目标特性的影响, 显著提高在轨辐射定标精度和定标频次。

轨道预报是卫星在轨工作前必要的准备工作。双行元轨道预报方法由北美空间防御司令部研发, 其中最常用的为简化常规摄动(SGP4)模型^[4]。该模型可对近地目标的轨道进行预报, 利用两个轨道的轨道根数计算得出适合交叉定标的卫星轨道位置和时间信息。“风云一号”C(FY-1C)卫星和AQUA

收稿日期: 2017-09-19; 收到修改稿日期: 2017-10-17

基金项目: 国家自然科学基金(61675012)

作者简介: 陈轩(1987—), 男, 博士研究生, 主要从事绝对辐射定标方面的研究工作。E-mail: cx1122pp@163.com

导师简介: 徐鹏(1960—), 男, 博士, 研究员, 主要从事航天光学遥感器系统仿真方面的研究工作。E-mail: xpeng@263.net

卫星^[5]以及“风云三号”A卫星(FY-3A)/可见光红外扫描辐射计(VIRR)与TERRA/中分辨率成像光谱仪(MODIS)^[6]在轨交叉定标时,可以利用SGP4轨道预报模型对定标轨道进行匹配,以及对定标的空间位置和观测时间进行预测。SGP4模型还可用于对空间碎片轨道的跟踪、预报^[7]。根据轨道预报方法的思想,设计一种基准星辐射定标的轨道预报方法,为待定标卫星选取最佳定标时段,预报定标时刻的基准星和待定标卫星的轨道位置和时间信息。

本文介绍了基准星辐射传递过程和轨道预报方法,从理论计算和建模两个方面进行分析,通过对定

标光照条件和空间位置关系等轨道约束条件的研究,仿真出满足定标要求的待定标卫星定标可见时段,推导定标时刻的轨道信息,验证定标轨道预报方法的可行性。

2 基准星辐射定标轨道预报方法概述

基准星辐射定标系统(PSRCS)由太阳、基准星、待定标遥感器组成。基准星是指一颗或者多颗位于特定轨道上、搭载着漫反射板作为反射体的卫星。结合精密的星历信息进行轨道拟合,利用初始轨道和力学参数进行数值积分,实现轨道预报^[8]。基准星辐射定标轨道预报流程如图1所示。

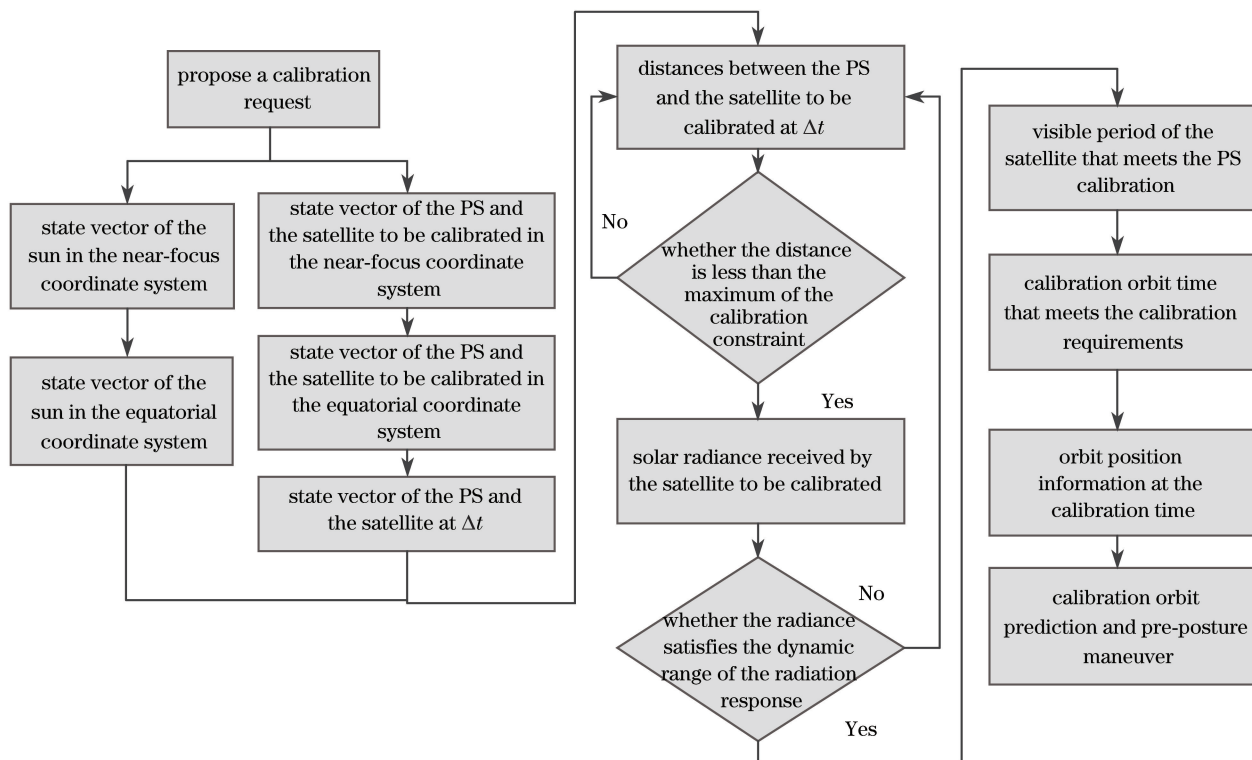


图1 基准星定标轨道预报流程图

Fig. 1 Flow chart of the PS calibration orbit prediction

3 基准星定标空间位置和辐射传递计算

根据基准星定标的定义,涉及到的天体有太阳、基准星和待定标卫星。利用卫星的空间向量和坐标系转换矩阵,计算太阳、基准星、待定标卫星的空间位置,可得到地心坐标系下太阳和基准星以及基准星和待定标卫星之间的相对距离,便于精确计算出辐射传递中的能量传递。

3.1 基准星辐射定标空间位置计算

3.1.1 地心坐标系下太阳的空间位置计算

太阳的轨道采用类似于类基准地表辐射网

(BSRN)算法的太阳位置计算方法^[9]。通过儒略日时间将给定日期转换成儒略世纪数:

$$T = (N_{JD} - 2451545.0) / 36525, \quad (1)$$

$$N_{JD} = \text{int}[365.25 \times (y + 4716)] + \text{int}[30.6001 \times (m + 1)] + d - \text{int}(y/100) + \text{int}[\text{int}(y/100)/4] - 1522.5, \quad (2)$$

式中 T 表示儒略世纪数, N_{JD} 表示儒略日数, y 表示年, m 表示月, d 表示日期, $\text{int}()$ 表示取整。

根据计算得出的儒略世纪数,确定太阳的近似椭圆运动轨道根数:椭圆的偏心率 e , 平近点角 M ,

太阳几何平黄经 L_0 , 太阳中心差 C , 真近点角 V , 分别表示如下:

$$e = 0.016708617 - 0.000042037 \cdot T - 0.0000001236 \cdot T^2, \quad (3)$$

$$M = 357.5291^\circ + 36000.76983^\circ \cdot T + 0.0003032^\circ \cdot T^2, \quad (4)$$

$$L_0 = 280.46645^\circ + 36000.76983^\circ \cdot T + 0.0003032^\circ \cdot T^2, \quad (5)$$

$$C = (1.914600 - 0.004817 \cdot T - 0.000014 \cdot T^2) \cdot \sin M + (0.019993 - 0.00101 \cdot T) \cdot \sin(2M) + 0.00290 \cdot \sin(3M), \quad (6)$$

$$V = M + C. \quad (7)$$

根据计算得出的太阳轨道根数, 建立太阳在近焦点坐标系下的空间位置运动方程, 以太阳的状态向量 $(\mathbf{R}_s, \mathbf{V}_s)$ 表示:

$$\mathbf{R}_s = a \cdot (1 - e^2) / (1 + e \cdot \cos V) \cdot [\cos V; \sin V; 0], \quad (8)$$

$$\mathbf{V}_s = (uh) \cdot [-\sin V; e + \cos V; 0], \quad (9)$$

式中 \mathbf{R}_s 和 \mathbf{V}_s 分别为太阳在近焦点坐标系中的位置矢量和速度矢量, a 为轨道半长轴, $\mu = 3.986005 \times 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$ 为地球引力场数, $h = \sqrt{a \cdot u \cdot (1 - e^2)}$ 为角动量。

通过近焦点坐标系到地心坐标系的变换矩阵, 得出地心坐标系下的太阳的状态向量 $(\mathbf{R}'_s, \mathbf{V}'_s)$ 。

$$\mathbf{Q} = \begin{bmatrix} \cos \alpha \cdot \cos \beta - \sin \alpha \cdot \sin \beta \cdot \cos \gamma & -\cos \alpha \cdot \sin \beta - \sin \alpha \cdot \cos \beta \cdot \cos \gamma & \sin \alpha \cdot \sin \gamma \\ \sin \alpha \cdot \cos \beta + \cos \alpha \cdot \cos \gamma \cdot \sin \beta & -\sin \alpha \cdot \sin \beta + \cos \alpha \cdot \cos \gamma \cdot \cos \beta & -\cos \alpha \cdot \sin \gamma \\ \sin \gamma \cdot \sin \beta & \sin \gamma \cdot \cos \beta & \cos \gamma \end{bmatrix}, \quad (10)$$

$$\mathbf{R}'_s = \text{Conv}_1 \cdot \mathbf{R}_s, \quad (11)$$

$$\mathbf{V}'_s = \text{Conv}_1 \cdot \mathbf{V}_s \quad (12)$$

式中, γ 为太阳轨道倾角, $\alpha = \arctan[\cos(\gamma + 0.00256^\circ \cdot \cos \sigma) \sin \xi / \cos \xi]$ 为太阳轨道升交点赤经, $\beta = \arcsin[\sin(\gamma + 0.00256^\circ \cdot \cos \sigma) \cdot \sin \xi]$ 为太阳轨道近地点幅角, $\sigma = 125.04^\circ - 1934.136^\circ \cdot T$ 及 $\xi = L_0 + C$ 为两个轨道修正量。

3.1.2 地心坐标系下基准星和待定标卫星的空间位置计算

在已知卫星轨道根数的情况下, 推导卫星在近焦点坐标系下的空间运动方程, 根据(13)和(14)式计算得出基准星和待定标卫星的位置向量和速度向量, 组成二者的初始状态向量分别为 $(\mathbf{R}_{ps}, \mathbf{V}_{ps})$ 和 $(\mathbf{R}_{rs}, \mathbf{V}_{rs})$ 。

$$\mathbf{R} = \frac{h^2}{\mu} \frac{1}{1 + e \cos \theta} [\cos \theta; \sin \theta; 0], \quad (13)$$

$$\mathbf{V} = \frac{\mu}{h} [-\sin \theta; e + \cos \theta; 0], \quad (14)$$

结合近地点坐标系到地心坐标系的坐标转换矩阵, 得到基准星、待定标卫星在地心坐标系下的初始向量分别为 $(\mathbf{R}'_{ps}, \mathbf{V}'_{ps})$ 和 $(\mathbf{R}'_{rs}, \mathbf{V}'_{rs})$ 。通过拉格朗日函数[(15)和(16)式]计算出经历 Δt 时间后, 两卫星的状态向量 $(\mathbf{R}''_{ps}, \mathbf{V}''_{ps})$ 和 $(\mathbf{R}''_{rs}, \mathbf{V}''_{rs})$ [10]:

$$\mathbf{R}'' = f\mathbf{R}'_0 + g\mathbf{R}'_0, \quad (15)$$

$$\mathbf{V}'' = f\mathbf{V}'_0 + g\mathbf{V}'_0, \quad (16)$$

式中 f, g, \dot{f}, \dot{g} 分别为拉格朗日系数及其一阶导数。

根据 Δt 时刻太阳、基准星、待定标卫星的空间

状态向量, 计算得出基准星和太阳的相对距离 ΔS_1 以及基准星和待定标卫星的相对距离 ΔS_2 :

$$\Delta S_1 = |\mathbf{R}''_{ps} - \mathbf{R}'_s| = \sqrt{(x''_{ps} - x'_{sun})^2 + (y''_{ps} - y'_{sun})^2 + (z''_{ps} - z'_{sun})^2}, \quad (17)$$

$$\Delta S_2 = |\mathbf{R}''_{ps} - \mathbf{R}''_{rs}| = \sqrt{(x''_{ps} - x''_{rs})^2 + (y''_{ps} - y''_{rs})^2 + (z''_{ps} - z''_{rs})^2}. \quad (18)$$

3.2 基准星辐射定标传递链路

如图 2 所示, RSSat 为待定标卫星, 基准星漫反射板通过反射并衰减太阳光, 将满足卫星传感器响应动态范围的太阳辐射能传递到待定标传感器入瞳处, 实现在轨辐射定标。

依据普朗克黑体辐射原理及辐射距离平方反比定律, 得到在 $\lambda_1 \sim \lambda_2$ 波段范围内, 入射到基准星漫反射板表面的辐亮度 L_{ps} [11]:

$$L_{ps} = \frac{r_{sun}^2}{\pi \cdot \Delta S_1^2} \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \frac{c_1}{\lambda^5 [\exp(c_2/\lambda T) - 1]} d\lambda, \quad (19)$$

式中 $c_1 = 3.741844 \times 10^8 \text{ W} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \mu\text{m}^4$ 为第一黑体辐射常数; $c_2 = 14388 \mu\text{m} \cdot \text{K}$ 为第二黑体辐射常数; ΔS_1 为太阳与基准星之间的距离; $r_{sun} = 6.9599 \times 10^8 \text{ m}$ 为太阳半径; T 为太阳平均温度。

在上述辐射基准传递模型中, 太阳等效为一个平均温度为 5800 K 的黑体, 为了降低定标辐射基准

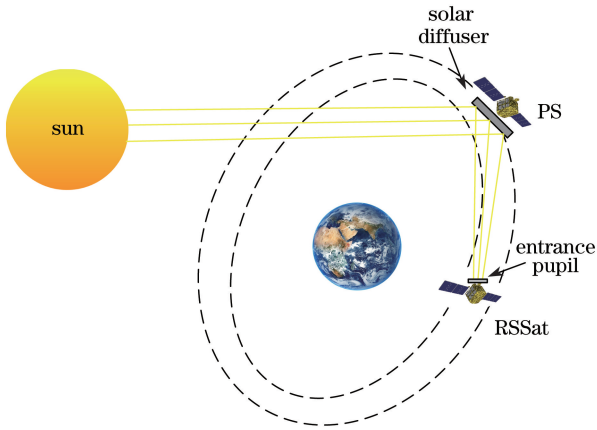


图 2 基准星定标辐射传递示意图

Fig. 2 Schematic of the PS calibration radiation transfer

源的不确定度,结合现有太阳辐照度数据库和太阳光谱仪,对太阳辐照度进行实时监测。

漫反射板反射特性是通过漫反射定律(朗伯反射)即双向反射率分布函数(BRDF)来描述的,漫反射板可视为由不同的小面元组成。计算待定标传感器接收的基准星反射的辐亮度为 L_{RS} :

$$L_{RS} = L_{PS} \cdot f_{BRF} \cdot \rho, \quad (20)$$

$$f_{BRF} = f_{BRDF} \cdot \pi, \quad (21)$$

式中 f_{BRDF} 为漫反射板的 BRDF, f_{BRF} 为无量纲双向反射率因子, ρ 为漫反射板的反射率。

根据上述辐射传递链路,可计算出待定标卫星接收到的太阳辐亮度。

4 定标轨道预报约束条件分析

在上述研究基础上,对基准星定标系统进行轨道仿真分析。待定标传感器进行在轨绝对辐射定标时,为满足定标光路的选取及太阳光谱分布的最佳匹配,应考虑以下约束条件。

约束条件 1: 传感器辐射响应的动态范围。定标过程中,根据基准星定标的辐射传递,漫反射板通过反射、衰减,将合适强度的太阳辐射引入到待定标传感器。传递过程中的辐亮度值受到太阳与漫反射板、漫反射板与待定标传感器视轴的夹角影响,两个夹角即为漫反射板表面太阳光的入射角和反射角。当漫反射板反射的辐亮度满足待定标传感器的辐射响应动态范围时,才能实现定标。因此,定标辐射传递的夹角限制了基准星定标的辐射传递过程,间接约束了太阳、基准星、待定标卫星的定标空间位置。

约束条件 2: 基准星与待定标卫星的距离。根据设计需求,漫反射板大小需满足定标孔径的要求,

待定标传感器对漫反射板的成像分辨率进行限定,进而约束待定标卫星和基准星的相对距离。根据光学遥感成像比例尺的定义,结合待定标传感器的光学系统参数,得到两卫星之间的最大相对距离 ΔS_2 满足:

$$\frac{a}{f} = \frac{R_{GSD}}{\Delta S_2}, \quad (22)$$

式中 a 为卫星电荷耦合器件(CCD)探测器的像元尺寸; f 为相机焦距; R_{GSD} 为传感器对漫反射板的空间分辨率。

约束条件 3: 基准星定标杂光效应。待定标传感器接收的太阳光包含地面和大气层反射的杂散光,会对定标辐射传递的精度产生影响。当入射到漫反射板大气散射引起的杂散光辐射占总的传递辐射能小于 1%,可认为杂散光效应对星上漫反射板定标的影响较小。定标时,待定标卫星通过姿态调整,变换指向角度,当基准星呈现在地球背景视场之外的区域,即待定标卫星和基准星空间向量组成的直线与地球空间运动方程无交集,定标可摆脱杂散光的影响。

由上述分析可知,约束条件 1 是对基准星定标辐射传递夹角的限定,间接约束三者的空间位置;约束条件 2 是对基准星和待定标卫星相对距离的限定;约束条件 3 对定标空间位置进行限制。因此,三者的定标轨道位置对实现基准星辐射定标十分重要。

5 定标轨道预报仿真与结果分析

太阳同步轨道上的对地观测卫星的轨道高度为 300~1000 km。以高分一号(GF-1)卫星轨道作为基准星轨道,计算适合基准星定标的待定标卫星轨道位置和时间信息,对满足定标要求的待定标卫星轨道预报弧段进行仿真。GF-1 卫星的轨道和传感器参数如表 1 所示。RAAN 为升交点赤经, L_{max} 和 L_{min} 分别为传感器辐亮度响应动态范围的最大值和最小值。

5.1 传感器辐射响应动态范围的约束

假设定标过程中,待定标传感器的视轴方向始终保持垂直于漫反射板表面,漫反射板的法线向量为 $\mathbf{R}_{PS} - \mathbf{R}_{RS}$,漫反射板的 BRDF 模型简化为太阳入射光线与漫反射板法线的夹角 θ 。已知漫反射板具有各向均匀性,平均反射率为 ρ ,待定标传感器接收到的太阳辐亮度 L_{RS} 为:

$$L_{RS} = L_{PS} \cdot \rho \cdot \cos\theta. \quad (23)$$

表 1 GF-1 卫星轨道和遥感器参数

Table 1 Parameters of orbit and remote sensor of GF-1 satellite

Item	Parameter	Value
Orbit	Orbit radius /km	7018
	Eccentricity	0
	Inclination /($^{\circ}$)	97.95
	RAAN /($^{\circ}$)	316.63
	Argument of perigee /($^{\circ}$)	200.303
	Mean anomaly /($^{\circ}$)	159.74
Remote sensor	Dynamic range of the radiation response /($W \cdot m^{-2} \cdot sr^{-1}$)	$L_{max} : 228.7, L_{min} : 12.2$
	Focal length /m	3.3
	Pixel size /mm	10

当 $\lambda_1 = 450 \text{ nm}$, $\lambda_2 = 900 \text{ nm}$ 时, 根据(19)式, 计算出入射到漫反射板的太阳辐射亮度为 $224.9 \text{ W} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \text{sr}^{-1}$ 。假定漫反射板的平均反射率 $\rho = 0.98$, 根据表 1 中卫星遥感器的参数, 当太阳、基准星、待定标卫星之间的夹角 θ 小于 86° 时, 接收的辐亮度值在辐射响应的动态范围之内。

5.2 基准星、待定标卫星的相对距离约束

考虑卫星搭载的要求, 假定基准星平台上搭载的漫反射板的尺寸为 $2 \text{ m} \times 2 \text{ m}$ 和 $4 \text{ m} \times 4 \text{ m}$ 。研究表明, 定标源对遥感器的成像角分辨率不小于 10 个像元时, 可定义为有效定标源^[12-13], 即待定标遥感器对漫反射板的空间分辨率应分别不大于 0.2 m 和 0.4 m。结合漫反射板尺寸, 当成像角分辨率满足不小于 10 个像元的情况下, 理论上存在不少于 8 个完整的像元, 像元接收的辐射响应值最大且彼此近似相等。利用遥感器发射前实验室定标的的数据, 对已编号的像元之间辐射响应的不一致性进

行相对辐射定标, 降低像元之间的辐射响应差异。

根据约束条件 2 和表 1 中 GF-1 遥感器参数, 针对两块漫反射板, 得出基准星与 GF-1 卫星的相对距离 ΔS_2 分别为 66 km 和 132 km。待定标卫星的轨道半径理论最大值为基准星半径加上相对距离。

将卫星相对距离约束、辐射响应动态范围的角度约束代入 STK 软件, 仿真得出基准星定标的可见时段。基准星选取与 GF-1 卫星相同的轨道, 定标仿真起止时间是从 2017 年 8 月 21 日 22:01:47 到 2017 年 8 月 25 日 22:01:47, 并以轨道半径和轨道倾角为仿真变化量。针对搭载 $2 \text{ m} \times 2 \text{ m}$ 和 $4 \text{ m} \times 4 \text{ m}$ 漫反射板的基准星, 待定标卫星的轨道半径范围分别选取 $6990 \sim 7050 \text{ km}$ 和 $6990 \sim 7120 \text{ km}$, 轨道倾角范围选取 $96^{\circ} \sim 99^{\circ}$, 其他参数与基准星轨道参数一致。

基准星定标系统轨道如图 3 所示, RSSat 代表待定标卫星, PS 代表基准星, sun 代表太阳的位置, 蓝线代表太阳对基准星辐射传递过程。一个观测周期内, 基准星对不同轨道位置上的待定标卫星的可见时长如表 2 和表 3 所示。

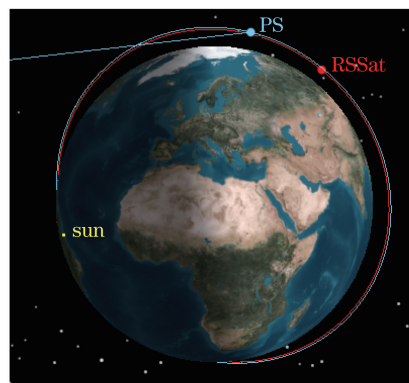


图 3 基准星辐射定标系统轨道示意图
Fig. 3 Orbit schematic of the PSRCS

表 2 搭载 2 m 漫反射板的基准星对不同轨道卫星的可见时长

Table 2 Visible time from the PS with a 2 m diffuser to the satellites on different orbits

Inclination angle	Time /s	Orbit radius /km							
		7000	7010	7015	7020	7025	7030	7035	7050
97°	Total	0	0	0	0	0	0	0	0
	Average	0	0	0	0	0	0	0	0
97.5°	Total	0	369	712	1146	4559	1100	696	0
	Average	0	369	356	573	455	550	696	0
98°	Total	411	675	1140	1824	7367	1156	689	130
	Average	411	675	570	608	566	578	689	130
98.5°	Total	0	0	44	450	1075	150	0	0
	Average	0	0	44	225	215	75	0	0
99°	Total	0	0	0	0	0	0	0	0
	Average	0	0	0	0	0	0	0	0

表 3 搭载 4 m 漫反射板的基准星对不同轨道卫星的可见时长

Table 3 Visible time from the PS with a 4 m diffuser to the satellites on different orbits

Inclination angle	Time /s	Orbit radius /km								
		7000	7010	7020	7030	7040	7050	7070	7090	7110
97°	Total	654	888	2474	1325	746	91	0	0	165
	Average	327	444	494	435	706	91	0	0	165
97.5°	Total	676	1136	3677	2316	1170	705	216	0	290
	Average	676	568	574	579	585	705	216	0	290
98°	Total	670	1134	4117	2799	1166	699	396	0	377
	Average	670	567	588	559	583	699	396	0	377
98.5°	Total	663	1133	3433	2310	1166	692	133	0	359
	Average	663	566	572	577	583	692	133	0	359
99°	Total	0	433	1566	1120	24	0	0	0	326
	Average	0	216	391	560	24	0	0	0	326

在特定轨道和特定轨道倾角的情况下,分析不同轨道上的待定标卫星对基准星的可见时长,结果如图 4 和图 5 所示。图 4 为轨道半径为 7020 km 时,不同轨道倾角的待定标卫星对搭载 4 m 漫反射板基准星的可见时长。图 5 为轨道倾角为 98° 时,不同轨道半径的待定标卫星对搭载 4 m 漫反射板基准星的可见时长。

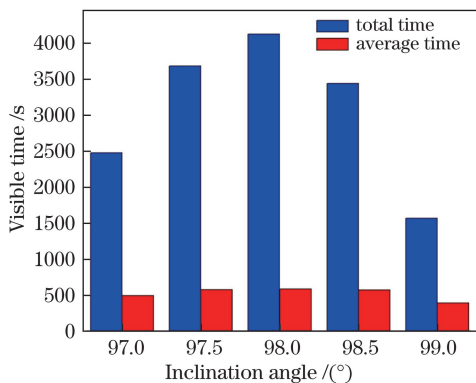


图 4 轨道半径为 7020 km 时不同轨道倾角的卫星对基准星的可见时长

Fig. 4 Visible time from the satellites with different orbit inclinations to PS while the orbit radius of the satellites is 7020 km

根据基准星在一个观测周期内对不同轨道的待定标卫星的可见时长,定标系统选取出满足定标需求的弧段。结合待定标卫星的初始轨道和 Δt 时间,预报定标时刻的轨道位置信息。表 4 为针对轨道半径为 7020 km、轨道倾角为 98° 的待定标卫星,2 m 和 4 m 漫反射板对应的定标轨道预报时段。

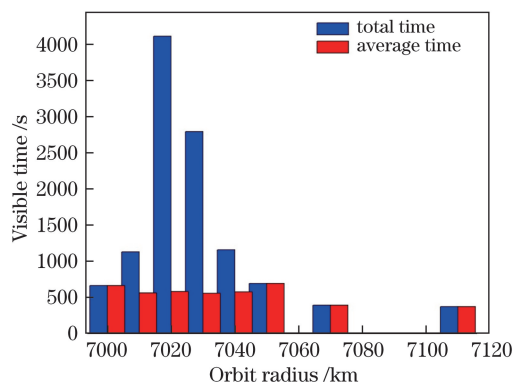


图 5 轨道倾角为 98° 时不同轨道半径的卫星对基准星的可见时长

Fig. 5 Visible time from the satellites with different orbit radii to PS while the orbit inclination of the satellites is 98°

表 4 待定标卫星轨道预报时段

Table 4 Orbit prediction period of the satellite to be calibrated

Size of the diffuser /m	Total time /s	Orbit prediction period
2	1824	1. 22:22:21—22:25:56, Aug. 21 st
		2. 23:03:23—23:11:07, Aug. 21 st
		3. 23:59:55—00:11:16, Aug. 21 st
		4. 00:40:57—00:48:41, Aug. 22 nd
4	4117	1. 22:22:19—22:33:34, Aug. 21 st
		2. 23:03:16—23:11:05, Aug. 21 st
		3. 23:59:52—00:11:07, Aug. 21 st
		4. 00:40:56—00:48:41, Aug. 22 nd
		5. 01:37:28—01:48:49, Aug. 22 nd
		6. 02:18:30—02:26:14, Aug. 22 nd
		7. 03:15:01—03:26:22, Aug. 22 nd

根据上述分析结果可知:

1) 受基准星、待定标卫星的相对距离和传感器辐射响应动态范围的限制,基准星轨道仿真选取 GF-1 卫星的太阳同步轨道,得到了不同轨道上的定标可见时段,进而推导出待定标卫星的轨道信息。基准星定标仅满足特定轨道位置的太阳同步轨道卫星,无法实现对静止轨道和大椭圆轨道卫星的定标。

2) 由图 4 和图 5 分析可知,基准星辐射定标一个定标周期内,待定标卫星与基准星的轨道根数越接近(待定标卫星的轨道半径和轨道倾角与基准星接近),基准星定标的可选时长越长,轨道预报时段越多。

3) 由表 3 和表 4 可知,基于待定标卫星对漫反射板的成像分辨率要求,漫反射板的尺寸越大,基准星与待定标卫星理论的最大相对距离越大,满足基准星定标条件的待定标卫星的轨道位置可选范围越大,定标轨道预报的可选时段越多。

6 结 论

针对我国卫星遥感在轨定标精度不高和定标频次低的情况,结合辐射传递链路和定标轨道设计,验证了一种新的遥感在轨定标的定标轨道预报方法。以 GF-1 卫星轨道作为基准星轨道仿真分析出不同轨道上待定标卫星与基准星的可见时长。在不干扰卫星在轨正常空间任务的情况下,为待定标卫星选择满足定标要求的弧段,推导定标时刻的轨道位置信息,完成卫星姿态机动。但是一定程度上,卫星的搭载能力对基准星漫反射板的尺寸进行约束,间接限制了可定标卫星轨道范围。

参 考 文 献

- [1] Huang W X, Zhang L M, Si X L, *et al.* Theory and precision maintenance method of on-orbit reflectance calibration[J]. *Acta Optica Sinica*, 2016, 36(6): 0623001.
黄文薪, 张黎明, 司孝龙, 等. 星上反射率定标原理及其精度保持方法研究[J]. *光学学报*, 2016, 36(6): 0623001.
- [2] Qiu G G, Li X, Wei W, *et al.* Experiment and analysis of on-orbit radiometric calibration for remote sensors based on in-site automated observation technology[J]. *Acta Optica Sinica*, 2016, 36(7): 0701001.
邱刚刚, 李新, 韦玮, 等. 基于场地自动化观测技术
- 的遥感在轨辐射定标试验与分析[J]. *光学学报*, 2016, 36(7): 0701001.
- [3] Fox N A, Kaiser-Weiss A, Schmutz W, *et al.* Accurate radiometry from space: an essential tool for climate studies[J]. *Philosophical Transactions of the Royal Society A*, 2011, 369(1953): 4028-4063.
- [4] Liu Y F. Research on low earth orbit spacecraft orbit prediction strategy based on SGP4 model[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2009.
刘一帆. 基于 SGP4 模型的低轨道航天器轨道预报方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2009.
- [5] Qi C L, Hu X Q, Zhang L Y, *et al.* Cross-calibration of FY-1C/1D satellite based on hyperspectral data[J]. *Acta Meteorologica Sinica*, 2012, 70(4): 892-901.
漆成莉, 胡秀清, 张里阳, 等. 基于高光谱资料对 FY-1C/1D 气象卫星进行交叉定标[J]. *气象学报*, 2012, 70(4): 892-901.
- [6] Li Y X, Wu J, Fang Y H. Cross-calibration of FY-3A/VIRR thermal infrared channel with TERRA/MODIS[J]. *Journal of Atmospheric and Environmental Optics*, 2016, 11(3): 204-210.
李宜秀, 吴军, 方勇华. 利用 TERRA/MODIS 对 FY-3A/VIRR 热红外通道进行交叉定标[J]. *大气与环境光学学报*, 2016, 11(3): 204-210.
- [7] Shi J X, Qu G J. A Kalman filter method for space debris orbit prediction using SGP4 model[J]. *Spacecraft Environment Engineering*, 2005, 22(5): 273-277.
史纪鑫, 曲广吉. 用 SGP4 模型和卡尔曼滤波实现空间碎片轨道预报[J]. *航天器工程*, 2005, 22(5): 273-277.
- [8] Che T Y, Zhang C D, Yang L, *et al.* Comparison and analysis of BDS satellite orbit prediction model[J]. *Science of Surveying and Mapping*, 2015, 40(12): 91-96.
车通宇, 张传定, 杨力, 等. 北斗卫星轨道预报模型对比[J]. *测绘科学*, 2015, 40(12): 91-96.
- [9] Yang D J, Fang W, Ye X, *et al.* program-controlled sun-tracking precision of spaceborn solar irradiance monitor[J]. *Optics and Precision Engineering*, 2015, 23(7): 1813-1821.
杨东军, 方伟, 叶新, 等. 星载太阳辐射监测仪的太阳程控跟踪精度[J]. *光学精密工程*, 2015, 23(7): 1813-1821.
- [10] Bond V R, Allman M C. *Modern astrodynamics: fundamentals and perturbation methods*[M]. Princeton: Princeton University Press, 1996: 227-230.
- [11] Gu X F, Tian G L, Yu T, *et al.* Radiometric calibration theory and method of space optical sensors[M]. Beijing: Science Press, 2013: 72-126.

顾行发, 田国良, 余涛, 等. 航天光学遥感器辐射定标原理与方法[M]. 北京: 科学出版社, 2013: 72-126.

[12] Hugh H K, James M A, Kris J B. Radiometric calibration of spacecraft using small lunar images[C].

SPIE, 1999, 3870: 193-205.

[13] Kieffer H H, Jarecke P J, Pearlman J. Initial lunar calibration observations by the EO-1 Hyperion imaging spectrometer[C]. SPIE, 2002, 4480: 247-258.