

基于遗传算法的交叉定标基准载荷轨道优化方法

史树峰, 武海雷

上海航天控制技术研究所, 上海 201109

摘要: 针对星间交叉定标和地面固定场地交叉定标两种辐射定标方案, 利用卫星的轨道参数建立了交叉定标轨道模型, 提出了定标交叉频次的计算方法。研究了各轨道参数对交叉频次的影响程度, 经过分析限定了轨道高度、升交点赤经、纬度幅角是影响交叉频次的主要因素。提出了基于遗传算法的服务于多目标载荷轨道的基准载荷轨道优化方法, 通过选择合适的适应度函数, 优化得到的基准载荷轨道相较于未优化前, 单位仿真周期内总体交叉频次和对各目标载荷的交叉均匀度都有明显改善。仿真分析结果有助于开展服务多目标载荷的基准载荷轨道优化设计。

关键词: 遥感卫星, 轨道预报, 基准载荷, 交叉定标, 轨道优化

中图分类号: P2

引用格式: 史树峰, 武海雷. 2023. 基于遗传算法的交叉定标基准载荷轨道优化方法. 遥感学报, 27(5): 1114-1120

Shi S F and Wu H L. 2023. Orbit optimization method of reference payload cross-calibration based on the genetic algorithm. National Remote Sensing Bulletin, 27(5): 1114-1120 [DOI: 10.11834/jrs.20231793]

1 引言

卫星遥感技术是通过快速、大面积对地观测以获取地球资源信息的重要手段, 随着社会信息化建设的发展, 对遥感信息量化的要求也不断提高。在遥感卫星的管理方面, 对星上传感器的定标是保证遥感信息准确性的重要工作。卫星在发射前会进行实验室地面定标, 但传感器的性能会随着卫星的在轨工作发生变化和衰减。因此为保证数据质量, 需要定期对传感器进行在轨辐射定标 (孙立微, 2018)。

在轨辐射定标方法大体包括星上定标、场地辐射定标以及交叉辐射定标。星上定标要求传感器配备有星上定标系统, 但是成本和代价较高, 因此大多数小型卫星在设计上并不支持这种定标方式 (张孟等, 2019); 场地定标法通过大量的地面试验和测量, 测定卫星过境时刻的地面定标场辐射数据来进行定标 (韦伟, 2017)。由于需要耗费大量人力物力, 所能提供的定标数据比较有限 (吕佳彦等, 2017); 交叉辐射定标是使用已知定标精度较高的传感器作为参考, 对待定标传感器进行定

标的一种方法。其优点是定标成本低, 可以实现高频次、多传感器间的辐射定标 (高彩霞等, 2013)。

交叉定标的实施方法是: 将待标定的在轨卫星传感器作为目标载荷, 将已知定标精度高的在轨卫星传感器作为基准载荷, 当目标载荷与基准载荷同时 (或接近同时) 观测同一目标时, 就可以用基准载荷来定标目标载荷 (王敏等, 2014)。如中巴卫星数据就曾利用中分辨率成像光谱仪 MODIS (Moderate-resolution Imaging Spectroradiometer) 数据进行交叉标定 (张勇等, 2006)。这种方法的优点是不需要精确的大气测量, 但对参考传感器的定标精度要求比较高。

因此交叉定标是一种相对便捷的在轨辐射定标方法。实施交叉定标的前提是对遥感卫星轨道进行精准的预测, 以便获取基准载荷卫星和目标载荷卫星交叉期间的定标数据。简化常规摄动模型 SGP4 (Simplified General Perturbations) 是由北美航天国防司令部 Norad 开发的一种卫星预报模型, 能够快速精确预报一段时间的卫星运行轨迹, 并且基于美国对卫星的长期跟踪进行轨道数据更新, 可以认为有足够的可靠性 (刁宁辉等,

收稿日期: 2021-12-02; 预印本: 2023-03-06

基金项目: 国家重点研发计划 (编号: 2018YFB0504802)

第一作者简介: 史树峰, 研究方向为空间轨道设计与控制工程。E-mail: kkkssf@163.com

2012)。Roithmayr 等利用 SGP4 模型进行轨道交叉的研究，将极轨卫星 CLARREO 作为基准卫星与 JPSS、Metop 卫星的交叉频次进行分析 (Roithmayr 等, 2014)。

在今后有大量遥感卫星定标需求的情况下，有必要设计一种寻找基准载荷卫星轨道的方法，让基准载荷可以最大限度地服务于遥感卫星的定标工作。基于性能良好的轨道预报方法，可以分析影响遥感卫星交叉定标频次的各种影响因素，继而突出最主要的交叉定标频次影响因素，针对性地进行基准载荷轨道优化。

2 交叉定标的轨道交叉模型

2.1 轨道表达与轨道预报模型

卫星在地心赤道惯性坐标系的空间位置和速度问题可用 6 个轨道根数描述卫星在空间中的运动特性，即卫星的向径 r 和速度 v 可以表达为 6 个轨道根数的函数。

卫星的空间位置与轨道六根数（半长轴 a ，偏心率 e ，轨道倾角 i ，升交点赤经 Ω ，近地点幅角 ω 和真近点角 θ ）是一一对应的，即已知卫星在赤道惯性坐标系下的空间位置和速度可以得到卫星的轨道六根数，而已知卫星的轨道六根数，也可以获得卫星在赤道惯性坐标系下的位置和速度。

轨道预报的实现是建立在轨道模型构建的基础上，利用卫星轨道两行数，建立基于 SGP4 解析轨道模型的辐射基准卫星和待定标卫星的轨道，计算出 Δt 时间段内，辐射基准卫星的实时空间位置向量和待定标卫星的实时空间位置向量。

2.2 星间交叉定标模型

基本的星间交叉定标模式只要求基准卫星和目标卫星在很短的时间范围内通过相同的星下点，由于严格地控制了两星相交于某星下点的时间差，因此两星能够在相近的辐射条件下对同一地面目标进行辐射定标分析。

已知基准载荷和目标载荷的轨道根数，可以得到基准载荷星下点的地理经度 λ_0 、地理纬度 φ_0 以及目标载荷星下点的地理经度 λ_1 和赤纬 φ_1 ，由于两星的星下点经纬度轨迹为连续闭合曲线，所以两星每圈运行轨道都会出现星下点交点，但只有两星运行到交点的时间差小于最大时间阈值 T_e 的情况才是满足定标要求的交叉点。

则基准载荷与目标卫星的星间交叉定标频次 N_i 即单位时间内满足交叉时间间隔约束的观测次数。

2.3 地面固定点交叉定标模型

基本的星间交叉定标模式单纯限定交叉的时间间隔，对于交叉点的地面位置不做要求，对于太阳同步轨道一类的遥感卫星，交叉点往往出现在两极附近，有可能不符合交叉辐射定标要求。

因此结合交叉定标与场地辐射定标方法，针对地面特定定标场进行交叉定标任务设计，能够提供更精确的辐射定标信息。地面固定点交叉定标要求基准载荷和目标载荷对地面特定定标场进行观测，为了避免观测时间差导致的定标场辐射条件差异过大，两星对同一定标场观测的时间间隔要小于最大时间间隔阈值 T_e 。

为了判定载荷轨道星下点经过地面定标场，假设如图 1 定标场为 S ，载荷轨道高度为 h ，对地覆盖的观测半锥角为 α ，根据几何关系，可以确定对应的地心角 β 满足关系

$$\sin\beta/\tan\alpha + \cos\beta = 1 + R_e/h \quad (1)$$

求解得到的 β 即为定标场矢量 OS 与载荷矢量 OR (OR_1 或 OR_2) 的最大夹角，然后通过经纬度的球面三角得到定标场经纬度与载荷轨道星下点经纬度的最大偏差

$$\cos\beta = \cos\varphi_s \cos\varphi_r \cos(\lambda_s - \lambda_r) + \sin\varphi_s \sin\varphi_r \quad (2)$$

式中， (λ_s, φ_s) 为定标场 S 的经纬度， (λ_r, φ_r) 为载荷轨道星下点经纬度。

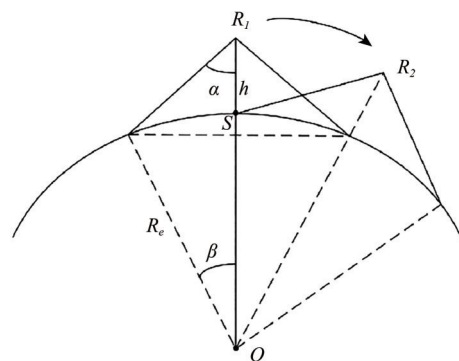


图 1 载荷对地面固定点观测的几何关系

Fig. 1 Geometric relationship of observation between the payload and the fixed ground site

通过式 (2) 能够截取卫星载荷对任意定标场的过顶时间，进一步比对时间轴上目标载荷、基准载荷对同一地面定标场的可观测时间段，如果两组时间段中心值相差间隔小于时间差阈值 T_e ，

则成立一次对固定点交叉定标,如图2。通过统计试验时间段内所有满足时间约束的交叉定标事件,可以得到固定点交叉定标频次。

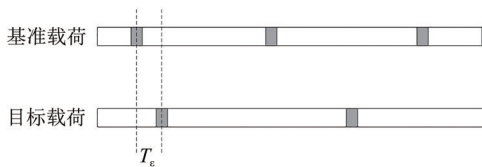


图2 固定点交叉判定示意图

Fig. 2 Determination Schematic of fixed site cross

需要注意的是,图1中所示几何关系主要是为了快速筛选经过地面观测点的轨道段,实际上满足几何条件的基准载荷和目标载荷对同一地面点观测的角度并不完全一致,会对定标精度产生影响。在时间间隔 T_e 较小情况下,可认为这段时间内光照条件相近,所以沿卫星轨道运行方向(迹向)的角度差对定标影响不大;而垂直于卫星轨道运行方向(侧向)的角度差则始终对定标精度有较大影响。因此为了保证具体任务场景的定标精度,在截取可观测时间段时,可以在时间约束 T_e 之外,根据定标要求对地面定标场观测的侧向偏差额外增加角度约束,加强对有效交叉时段的筛选。

3 交叉定标频次的影响因素分析

在得到两种定标模式的轨道模型的基础上,希望分析影响交叉频次的主要因素,以便于之后进行基准轨道的优化。根据陈轩等(2020)的研究结果,影响交叉频次的仿真条件因素主要包括仿真周期长度 T 、时间间隔阈值 T_e 以及固定点交叉定标中的载荷观测角 α ,这是在特定基准载荷轨道和目标载荷轨道条件下得出的结论。为了得到具有更优性能的基准载荷轨道,还需要探究固定仿真条件情况下,改变基准载荷轨道的参数,对定标交叉频次的影响。

由于卫星轨道一般使用轨道6要素(a 、 e 、 i 、 Ω 、 ω 和 θ)进行描述,我们希望通过固定变量法探究轨道6要素各自对交叉频次的影响。6要素中轨道半长轴 a 与轨道高度 h 关系为 $a = R_e + h$,其中 R_e 为地球平均半径。选定风云-3C作为目标轨道不变,自定义基准轨道参数,每次仿真取基准轨道的一个轨道要素作为变量改变其取值,仿真分析该轨道要素对交叉频率的影响程度,如表1所

示。其中轨道高度 h 的取值范围为400—2000 km,偏心率 e 取值范围0—0.08,轨道倾角 i 取值范围0—180°,升交点赤经 Ω 取值范围0—360°,另外由于轨道大多数都是近圆轨道,近地点幅角 ω 和真近点角 θ 共同决定卫星在轨道上的相位,因此用纬度幅角 $u = \omega + \theta$ 进行统一仿真,取值范围0—360°。

表1 交叉频次仿真轨道根数

Table 1 Orbital Elements of cross frequency simulation

参数	基准轨道	目标轨道
卫星名称	自定义	风云-3C
h/km	639.53	826.55
e	0.00263	0.0001676
$i/(\text{°})$	97.9393	98.6509
$\Omega/(\text{°})$	255.4507	191.6132
$\omega/(\text{°})$	174.61	96.84
$\theta/(\text{°})$	0	263.295

如图3,仿真得到5个轨道根数改变时,各自对交叉频次影响,影响程度用最大频次/最小频次的频次比率进行衡量,5个轨道根数 h 、 e 、 i 、 Ω 、 u 在取值范围内的频次比率分别为 ∞ 、1.06、1.03、1.26、1.24。可见交叉频次受轨道高度影响程度最大,受升交点赤经和纬度幅角影响显著,受偏心率 and 轨道倾角影响较小。从轨道交叉规律方面解释这一现象,不同轨道投影到地面的星下点轨迹必然每圈都会有交叉,但只有满足时间间隔约束的交叉才是有效的,这其中卫星运行的周期和轨道相位对交叉的影响作用最大,而恰恰轨道高度、升交点赤经、纬度幅角与卫星的运行周期和相位关系密切,而轨道倾角和偏心率影响微弱。

这其中还有一种特殊的轨道关系,即基准轨道和目标轨道的高度、升交点赤经接近,两星处于接近相同的运行状态。如图4,在轨道高度接近目标轨道高度时,交叉频次处于极值状态(极大值或接近0),此时两星近似于固定相位差的相伴运行。当两星的半长轴和升交点赤经都相近时,极值的程度也更大,此时相当于两星在同一轨道的不同相位上。虽然实际造成交叉频次很高,但这种特殊情况在轨道设计时是应该尽量避免的。

对于固定点交叉定标模式,轨道参数的影响也基本相同,只是由于限定了地面定标场位置,相应的交叉频次都比星间交叉定标要少。在计算交叉频次时,为了保证定标精度,除了考虑地点

和时间间隔的匹配，还要考虑基准载荷与目标载荷传感器观测角度的匹配，可以利用观测角度差对交叉情况进行进一步约束。

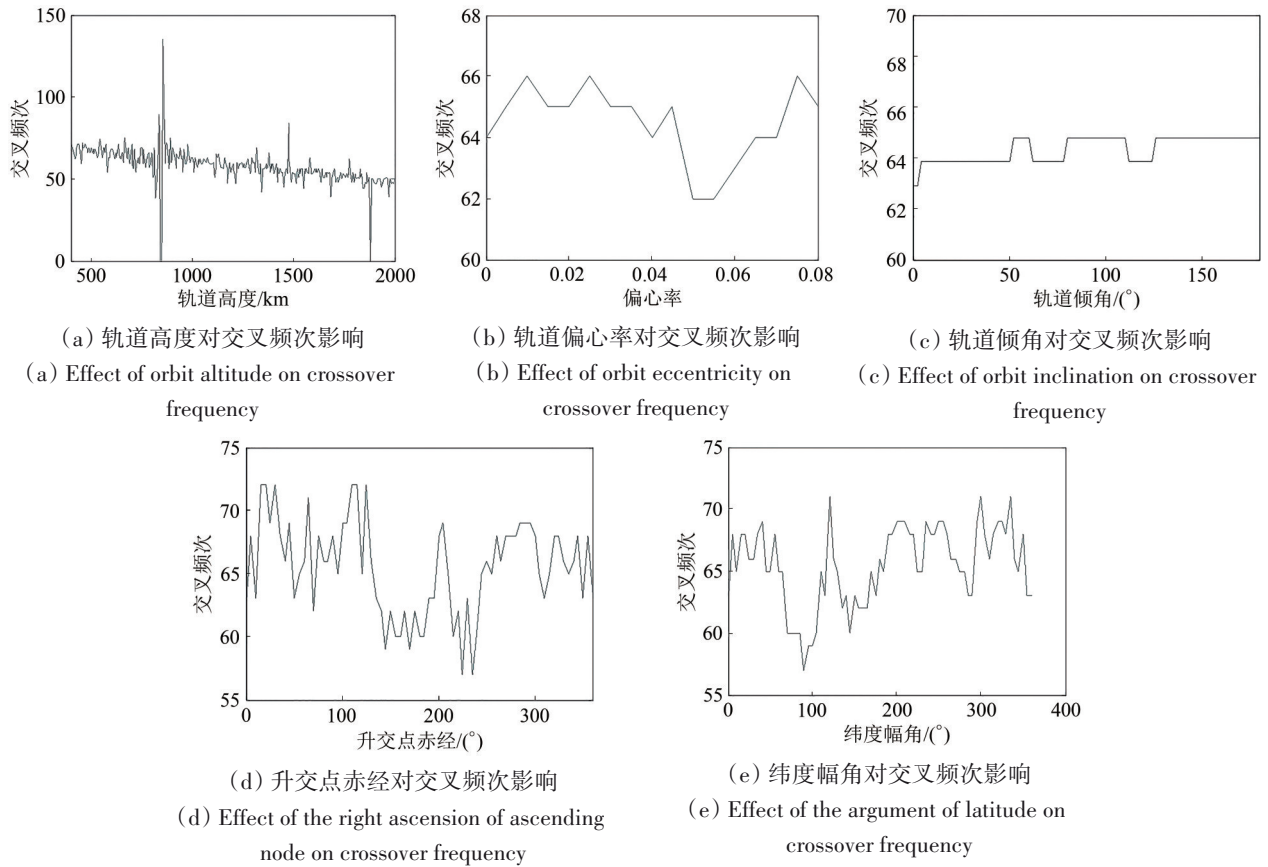


图3 各轨道要素对交叉频次影响仿真结果

Fig. 3 Simulation results of the effect of each orbit elements on the crossover frequency

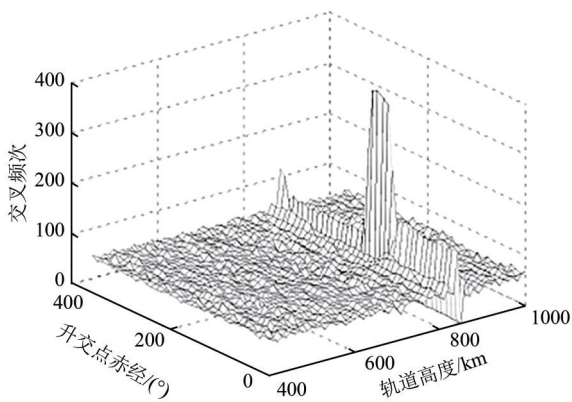


图4 轨道半长轴和升交点赤经对交叉频次影响仿真
Fig. 4 Simulation of the effect of orbital semi-long axis and ascending intersection equinox on the crossover frequency

4 交叉定标基准载荷轨道优化方法

对于交叉定标任务而言，希望基准载荷可以性能良好地服务多个目标载荷，因此要求基准载荷轨道具有更优秀的交叉定标特性。从前面影响

因素分析可知，基准载荷轨道优化主要考虑轨道高度、升交点赤经、纬度幅角3个因素，而且从图3可知，交叉频次具有强烈的局部最优特性，一般非线性优化算法很难求解这类问题的最优解，因此考虑使用遗传算法对交叉频次进行优化。

遗传算法是最先由 Holland (1975) 提出的一类模拟进化的算法，它源于进化论和群体遗传思想，通过模拟生物进化的遗传机制来求解极值问题。后来经过不断完善和发展，广泛应用于自动控制、计算科学等领域，适用于解决复杂的非线性和多维空间寻优问题 (葛继科等, 2008)。

遗传算法优化的流程如下：第1步，以相邻两个阵元的距离的差值作为个体，产生初始种群；第2步，对每个个体的基因进行从小到大的排序，然后变换到距离间隔种群；第3步，计算每个个体的适应度，判定其是否满足种植准则，如果满足则计算结束，输出最优个体为优化结果，如果不满足，则对中间种群的个体进行选择、交叉、和

变异的遗传操作，再重复第1步和第2步，一直循环达到终止条件，流程图如图5所示。

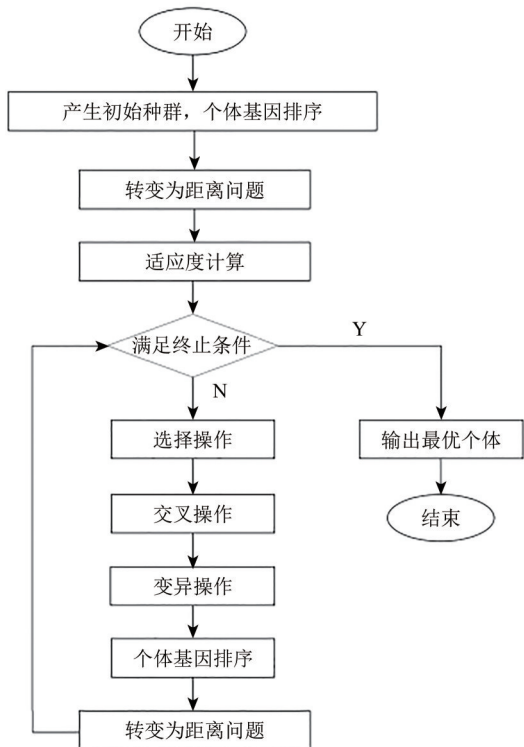


图5 遗传算法流程图

Fig. 5 Flow chart of genetic algorithm

4.1 星间交叉定标基准轨道优化

构建仿真场景：对多个目标载荷轨道进行交叉定标服务，目标载荷轨道包括：海洋-1B、环境-1A、环境-1B、资源1-2C、风云-3A、风云-3C。

选择两个经典遥感卫星作为优化前的基准载荷轨道：TERRA、NOAA 20，分别与优化后的基准载荷轨道的交叉频次进行对比。

构建遗传算法目标函数 $x = (a, \Omega, u)$ ，即 h 轨道高度、 Ω 升交点赤经、 u 纬度幅角。适应度函数

$$f = -\min(ncross_i), i = 1, 2, \dots, 6 \quad (3)$$

式中， $ncross_i, i = 1, 2, \dots, 6$ 为基准载荷轨道分别与各目标载荷轨道的交叉数，适应度函数 f 使得对6个目标载荷中交叉频次最小的那个取最大值，这样可以保证基准载荷对所有6个目标载荷都有良好的交叉特性。

仿真周期取30 d，交叉的时间间隔阈值 $T_s = 6$ min。遗传算法的运行参数选择，种群规模为

50，经过15代遗传迭代，得到适应度逐渐趋于稳定，优化过程的适应度变化如图6所示，优化后的轨道参数如表2第3行数据，相比优化前基准载荷轨道，轨道高度值明显降低。

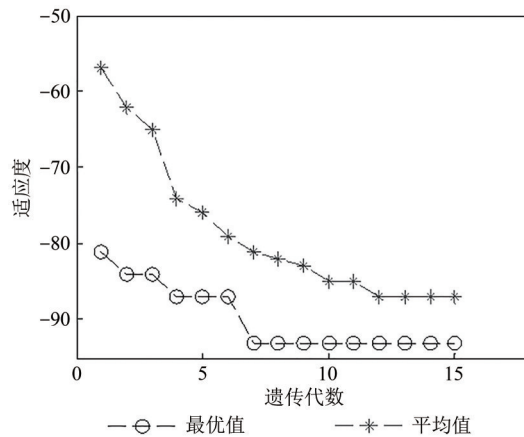


图6 遗传算法代际适应度值

Fig. 6 Genetic algorithm intergenerational fitness values

表2 交叉定标优化的轨道参数对比

Table 2 Comparison of optimized cross-calibration orbital parameters

轨道	h/km	e	$i/(^\circ)$	$\Omega/(^\circ)$	$u/(^\circ)$
TERRA	702.493	0.0004	98.142	164.503	112.500
NOAA 20	826.917	0.00001	98.751	30.507	0.125
星间交叉优化	473.984	0.0001	97.304	221.438	166.526
固定点交叉优化	917.114	0.0001	99.109	84.610	34.218

如图7，比较TERRA、NOAA 20和优化轨道的交叉数值，可见优化后的轨道对各目标载荷的交叉频次较为均匀且整体交叉频次有所提高，排除了轨道相位关系引起的交叉点极值情况，经过遗传算法优化后的基准载荷轨道交叉性能得到了明显提升。

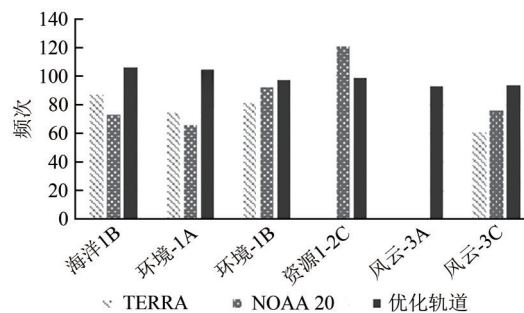


图7 基准载荷轨道优化前后交叉频次对比

Fig. 7 Crossover frequency comparison before and after reference payload orbit optimization

4.2 地面固定点交叉定标基准轨道优化

构建仿真场景：选取5个地面定标场（敦煌、阿拉善盟北、美国 Railroad Valley、英国 Barton Bendish、利比亚），对6个目标载荷（海洋-1B、环境-1A、环境-1B、资源1-2C、风云-3A、风云-3C）进行地面固定点交叉定标，参照基准载荷轨道为TERRA、NOAA 20，将与优化后轨道的交叉频次进行对比。

构建遗传算法目标函数 $x = (a, \Omega, u)$ ，即 h 轨道高度、 Ω 升交点赤经、 u 纬度幅角。适应度函数

$$f = \sum_i \frac{1}{ncross_i}, i = 1, 2, 3 \dots, 6 \quad (4)$$

式中， $ncross_i$ ， $i = 1, 2, 3 \dots, 6$ 为基准载荷轨道分别与各目标载荷轨道针对所有地面定标场的交叉次数，适应度函数 f 即为对各目标载荷交叉频次的调和平均数，这样可以保证基准载荷优化结果不会坍塌到某一个目标载荷的相近轨道上，能保证对所有目标载荷都有良好的交叉特性。

仿真周期取 30 d，交叉的时间间隔阈值 $T_c = 45 \text{ min}$ ，设定载荷对地观测的半锥角为 35° （出于简化考虑，本例中未对轨道交叉的侧向偏差做更严格的约束）。遗传算法的运行参数选择，初始种群规模为 50，经过 32 代遗传迭代，得到适应度逐渐收敛稳定，优化过程的适应度变化如图 8 所示，优化后的轨道参数如表 2 第 4 行数据，相比优化前基准载荷轨道，其轨道高度值明显增大。

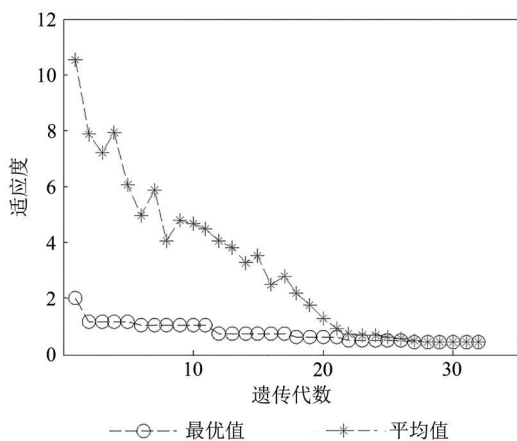


图 8 遗传算法代际适应度值

Fig. 8 Genetic algorithm intergenerational fitness values

如图 9，比较 TERRA 和 NOAA 20 与优化轨道的交叉数值，可见优化后的轨道对各目标载荷的地面固定点交叉定标频次有了明显增加且分布较

为均匀，避免了对部分轨道交叉特性不良的现象。经过遗传算法优化后的基准载荷轨道交叉性能得到了明显提升。

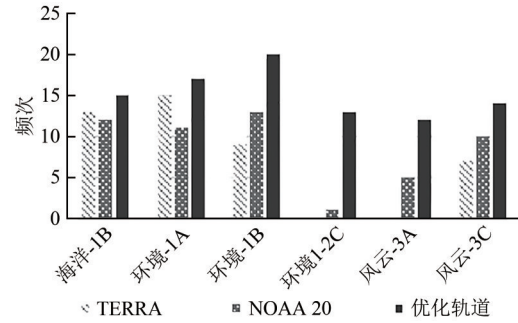


图 9 基准载荷优化前后交叉频次对比

Fig. 9 Crossover frequency comparison before and after reference payload optimization

5 结 论

空间辐射交叉定标旨在通过构建高精度的辐射基准传递，突破现有遥感卫星在轨绝对辐射定标精度和定标频次不高的问题。本文利用轨道精确预报方法和交叉定标轨道交叉模型，结合交叉频次影响因素分析结果，提出一种适用于遥感卫星定标的基准轨道设计方法。研究发现，影响两种交叉定轨模式交叉频次的主要轨道要素是轨道高度、升交点赤经和纬度幅角 3 个因素。因此基准载荷优化主要考虑对这 3 个要素作为目标进行优化，将优化变量缩减到 3 个，大大减小了计算难度，而遗传算法的使用也解决了交叉频次优化容易陷入局部解的问题。通过仿真验证，对两种交叉定标模式进行遗传算法优化后，基准载荷的交叉定标性能都有了明显的提升。

参考文献 (References)

Chen X, Qi W W, Tan W and He H Y. 2020. The analysis of cross-matching constraint mechanism based on the satellite joint observation. *Journal of Changchun University of Science and Technology (Natural Science Edition)*, 43(4): 1-7 (陈轩, 齐文雯, 谭伟, 何红艳. 2020. 基于卫星联合观测的交叉匹配约束机制分析. *长春理工大学学报(自然科学版)*, 43(4): 1-7 [DOI: 10.3969/j.issn.1672-9870.2020.04.001])

Diao N H, Liu J Q, Sun C R and Meng P. 2012. Satellite orbit calculation based on SGP4 model. *Remote Sensing Information*, 27(4): 64-70 (刁宁辉, 刘建强, 孙从容, 孟鹏. 2012. 基于 SGP4 模型的卫星轨道计算. *遥感信息*, 27(4): 64-70 [DOI: 10.3969/j.issn.1000-3177.2012.04.011])

- Gao C X, Jiang X G, Ma L L and Huo H Y. 2013. Review of radiometric cross-calibration. *Arid Land Geography*, 36(1): 139-146 (高彩霞, 姜小光, 马灵玲, 霍红元. 2013. 传感器交叉辐射定标综述. 干旱区地理, 36(1): 139-146) [DOI: 10.13826/j.cnki.cn65-1103/x.2013.01.004]
- Ge J K, Qiu Y H, Wu C M and Pu G L. 2008. Summary of genetic algorithms research. *Application Research of Computers*, 25(10): 2911-2916 (葛继科, 邱玉辉, 吴春明, 蒲国林. 2008. 遗传算法研究综述. 计算机应用研究, 25(10): 2911-2916) [DOI: 10.3969/j.issn.1001-3695.2008.10.008]
- Holland J H. 1975. *Adaptation in Natural and Artificial Systems*. Ann Arbor: University of Michigan Press
- Lv J Y, He M Y, Chen L, Hu X Q and Li X. 2017. Automated radiation calibration method based on Dunhuang radiometric calibration site. *Acta Optica Sinica*, 37(8): 0801003 (吕佳彦, 何明元, 陈林, 胡秀清, 李新. 2017. 基于敦煌辐射校正场的自动化辐射定标方法. 光学学报, 37(8): 0801003) [DOI: 10.3788/AOS201737.0801003]
- Roithmayr C M, Lukashin C, Speth P W, Kopp G, Thome K, Wielicki B A and Young D F. 2014. CLARREO approach for reference intercalibration of reflected solar sensors: on-orbit data matching and sampling. *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, 52(10): 6762-6774 [DOI: 10.1109/TGRS.2014.2302397]
- Sun L W. 2018. *Research on Radiometric Calibration for Space Hyperspectral Remote Sensor*. Changchun: Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Science (孙立微. 2018. 空间高光谱遥感仪器辐射定标技术研究. 长春: 中国科学院大学(中国科学院长春光学精密机械与物理研究所))
- Wang M, He M Y, Zhang S P, Chen X Y and Qiu M. 2014. Calibration methods of visible-near infrared channel-type satellite radiometric sensor. *Remote Sensing Information*, 29(1): 114-120 (王敏, 何明元, 张水平, 陈晓颖, 邱敏. 2014. 通道式可见光近红外卫星遥感器辐射定标方法综述. 遥感信息, 29(1): 114-120) [DOI: 10.3969/j.issn.1000-3177.2014.01.022]
- Wei W. 2017. *Research on Long Time Series Radiometric Calibration of Satellite Sensor Based on Global Calibration Site Network*. Hefei: University of Science and Technology of China (韦玮. 2017. 基于全球定标场网的卫星遥感器长时间序列定标方法研究. 合肥: 中国科学技术大学)
- Zhang M, Wei W, Zhang Y N, Zhao C Y, Li X and Zheng X B. 2019. On-orbit automated calibration of Hyperion hyperspectral remote sensor. *Acta Optica Sinica*, 39(5): 0528002 (张孟, 韦玮, 张艳娜, 赵春艳, 李新, 郑小兵. 2019. Hyperion 高光谱遥感器的在轨自动化定标. 光学学报, 39(5): 0528002) [DOI: 10.3788/AOS201939.0528002]
- Zhang Y, Gu X F, Yu T, Zhang Y X, Qi R L and Li X W. 2006. Radiometric cross-calibration of CBERS-02 IRMSS thermal channel. *Journal of Infrared and Millimeter Waves*, 25(4): 261-266 (张勇, 顾行发, 余涛, 张玉香, 祁瑞利, 李小文. 2006. 中巴地球资源卫星热红外通道的交叉辐射定标. 红外与毫米波学报, 25(4): 261-266) [DOI: 10.3321/j.issn:1001-9014.2006.04.005]

Orbit optimization method of reference payload cross-calibration based on the genetic algorithm

SHI Shufeng, WU Hailei

Shanghai Aerospace Control Technology Institute, Shanghai 201109, China

Abstract: The objective of this paper is to develop a well-performing reference payload orbit design method for in-orbit radiometric cross-calibration. The satellite sensor is used as the target payload, and the satellite sensor with high calibration accuracy is used as the reference payload. The cross-calibration method can be carried out when the two sensors observe the same target at the same time or almost the same time. Precise atmospheric measurements are not required, but the calibration accuracy of the reference sensor is very demanding. The SGP4 orbit prediction model can be used to predict the orbits of remote sensing satellites to maximize calibration crossings. To develop a method to find the orbit of the reference payload, various factors affecting the cross-calibration frequency of remote sensing satellites need to be analyzed. The main influencing factors can then be highlighted, and the reference payload orbit optimization can be implemented with pertinence. There are two cross-calibration modes: inter-satellite cross-calibration and fixed-site cross-calibration. Based on the orbit models obtained for these modes, the effect of each of the six orbital elements on the crossover frequency can be explored by the fixed-variable method. Results indicate that the orbital altitude has the greatest influence on the crossover frequency, followed by the right ascension of ascending node and the argument of latitude, and less by the eccentricity and orbital inclination. To optimize the reference payload orbit, a method based on genetic algorithm is proposed. The optimization algorithm only needs to select the three main elements out of all six orbital elements as optimization parameters. By selecting the appropriate fitness function for the inter-satellite cross-calibration and the fixed-site cross-calibration, the overall crossover frequency and crossover uniformity of each target payload in the unit simulation cycle are significantly improved compared with that before optimization. The simulation results are helpful in carrying out the reference payload orbit optimization design for serving multi-objective payload.

Key words: remote sensing satellite, orbit prediction, reference payload, cross calibration, orbit optimization

Supported by National Key Research and Development Program (No. 2018YFB0504802)