

doi: 10.7690/bgzd.2024.09.018

侦察卫星对地覆盖区域建模分析与仿真

赵会朋, 李博骁, 秦晓珊, 石 习

(中国电子科学研究院战略预警系统研究所, 北京 100041)

摘要: 针对侦察卫星过境预报的军事需求, 提出一种侦察卫星对地覆盖区域建模分析方法。在 SGP4/SDP4 轨道预报模型的基础上, 考虑传感器的视场参数和姿态参数, 给出观测矢量与地球相交、相切、不相交 3 种情况下侦察卫星对地覆盖区域的计算方法。以 STK 软件为对比依据, 进行单星和侦察卫星星座对地覆盖区域仿真。试验结果表明: 该方法有效可行, 可为规避敌方卫星对我侦察提供信息保障。

关键词: 侦察卫星; 观测矢量; 坐标转换; 覆盖区域

中图分类号: V19 **文献标志码:** A

Modeling, Analysis and Simulation of Reconnaissance Satellite Coverage Area

Zhao Huipeng, Li Boxiao, Qin Xiaoshan, Shi Xi

(Institute of Strategic Early Warning Systems, China Electronics Science Research Institute, Beijing 100041, China)

Abstract: According to the military requirement of reconnaissance satellite transit forecast, a modeling and analysis method of reconnaissance satellite coverage area was proposed. On the basis of SGP4/SDP4 orbit prediction model, the field of view and attitude parameters of sensors are considered. The method of calculating the coverage area of reconnaissance satellite is given when the observation vector intersects, tangents and does not intersect with the earth. Based on the STK software, the coverage area of single satellite and reconnaissance satellite constellation is simulated. The test results show that the method is effective and feasible, and it can provide information support for avoiding enemy satellite reconnaissance.

Keywords: reconnaissance satellite; observation vector; coordination transformation; coverage area

0 引言

随着空间技术的发展, 太空战场已成为世界各国维护国家安全和切身利益的战略制高点。航天侦察可以获得全天时、全天候、近实时的战场信息, 是获得制信息权的重要手段^[1]。美国已形成了由“锁眼”“长曲棍球”“未来成像体系”等成像侦察卫星, “水星”“门特”“号角”等电子侦察卫星, “联合天基广域监视系统”等海洋监视卫星以及“天基红外系统”等导弹预警卫星组成的侦察预警卫星体系。

侦察卫星对地覆盖区域的计算可为规避敌方的航天侦察提供有效的信息保障。国内外学者对此已有大量研究。美国 AGI 公司开发的 STK 卫星工具箱中提供了专门的覆盖分析模块 STK/Coverage, 可实现一个或多个覆盖资源对全球或特定区域的覆盖分析^[2]。

胡磊等^[3-4]基于 STK 软件分析了美国 GEO 预警卫星和 HEO 预警卫星的覆盖性能。徐俊等^[5]基于 STK 软件进行了多种 Walker 星座构型下侦察卫星的覆盖仿真分析。俞杭华等^[6]基于 VS2010 平台, 采用 Redis 数据库, 搭建了一套集成 STK 引擎、

Matlab 已编译库函数的侦察卫星覆盖性能仿真分析软件系统, 软件支持独立仿真和协同仿真 2 种工作方式。可以看出, 上述文献都是基于 STK 软件来实现覆盖区域计算这一核心功能的。

杨刚等^[7]构建了电子侦察卫星环对地侦察覆盖区域的计算模型, 对卫星环形成的覆盖带宽度和侦察盲区面积进行了计算。张占月^[8]提出了侦察卫星瞬时覆盖区域图形显示的算法。胡雅斯等^[9]提出了一种适用于多传感器类型的观测矢量建模方法, 进而实现多类型传感器对地覆盖区域计算。上述文献的核心聚焦在对地覆盖区域计算的算法上, 但未充分结合侦察卫星本身的轨道运动信息。当轨道运动信息存在误差时, 会对侦察区域的进出时刻和进出位置产生影响, 尤其是待分析的侦察区域面积较小, 甚至是对指定点目标进行分析时, 不准确的轨道信息会对分析结果产生较大影响。

笔者重点针对锥形传感器, 提出侦察卫星对地覆盖区域建模方法, 在充分结合侦察卫星的轨道预报结果的基础上, 同时考虑侦察卫星传感器的视场参数和姿态参数, 可以解决传感器观测矢量与地球

收稿日期: 2024-05-17; 修回日期: 2024-06-20

第一作者: 赵会朋(1988—), 女, 河北人, 博士。

相交、相切、不相交各种情况下对地覆盖区域的计算问题，具有较强的工程应用价值。

1 侦察卫星对地覆盖区域计算思路

侦察卫星对地覆盖区域的计算思路：在确定侦察卫星轨道位置的基础上，基于传感器的姿态参数和视场参数建立传感器观测矢量，传感器边界对应的观测矢量与地球表面交点围成的闭合区域即为侦察卫星的对地覆盖区域。

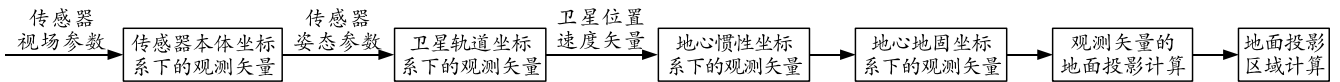


图 1 侦察卫星瞬时对地覆盖区域计算流程

- 1) 根据传感器的视场参数即半锥角得到传感器本体坐标系下的观测矢量；
- 2) 根据传感器的姿态参数即俯仰角、滚转角、偏航角得到卫星轨道坐标系下的观测矢量，本文中默认卫星是对地定向的三轴稳定卫星^[10]，其本体坐标系与轨道坐标系一致；
- 3) 根据卫星轨道预报模型 SGP4/SDP4 计算地心惯性坐标系下卫星的位置、速度矢量，通过坐标转换，得到地心惯性坐标系下的观测矢量；
- 4) 通过地心惯性坐标系与地心地固坐标系的转换关系得到地心地固坐标系下的观测矢量；
- 5) 在地心地固坐标系下计算观测矢量的地面投影，这里需考虑观测矢量与地球相交、相切、不相交 3 种情况；
- 6) 根据多个视角下观测矢量地面投影点的计算结果形成地面投影区域。

2 算法具体实现

2.1 侦察卫星轨道计算

侦察卫星在轨运动过程中受力比较复杂，其中地球引力是最主要的，其他力可统称为摄动力，整个运动过程可称为受摄二体运动。常用的描述卫星运动的轨道模型有不考虑摄动力的二体模型，考虑地球非球形引力的 J₂、J₄ 摄动模型，SGP4/SDP4 模型以及 HPOP、SP3 等高精度模型。其中，基于两行轨道根数 (two line elements, TLE) 的 SGP4/SDP4 轨道预报模型由于模型的稳定性和计算的高效性都十分突出，目前应用最广泛。

SGP4/SDP4 模型在二体问题基础上考虑了地球非球形引力摄动和大气阻力摄动对空间目标轨道运动的影响。大气模型采用的是静止非旋转球对称模型，为轨道高度的幂函数形式。SGP4 模型通

通常，卫星轨道计算在地心惯性坐标系 (earth centered inertial, ECI) 进行，传感器的观测矢量在传感器坐标系下表征，传感器与卫星的关系由卫星轨道坐标系表示，而覆盖区域又是在地心地固坐标系 (earth centered earth fixed, ECEF) 下描述的；因此，传感器对地覆盖区域的计算过程涉及多种坐标系及一系列坐标转换操作。侦察卫星瞬时对地覆盖区域计算流程如图 1 所示。

常被应用于轨道半长轴小于 12 254 km 的空间目标轨道预报中。SDP4 模型在 SGP4 模型考虑的摄动力的基础上加入日、月第三体引力的影响及地球非球形引力位田谐项，通常被应用于轨道半长轴大于 12 254 km 的空间目标轨道预报中。基于 SGP4/SDP4 模型，由历元时刻的初始平根数预报得到未来任意时刻卫星位置和速度矢量的具体计算方法可参考文献[11]。

由于 TLE 根数是在真赤道面和平春分点 (true equator mean equinox, TEME) 坐标系下定义的；因此，基于 TLE 根数的 SGP4/SDP4 模型得到的位置和速度矢量是在 TEME 坐标系下表征的，通过坐标转换可得到地心惯性坐标系和地心地固坐标系下的位置和速度矢量。

2.2 各坐标系下传感器观测矢量计算

1) 传感器坐标系下观测矢量计算。

传感器坐标系定义如下：原点为传感器中心，y 轴平行于扫描方向，x 轴平行于飞行方向，z 轴指向地心，三轴方向满足右手螺旋准则。传感器坐标系下观测矢量^[9]表示为：

$$\mathbf{L}_{\text{sensor}} = [\tan\alpha \sin\theta \quad \tan\alpha \cos\theta \quad 1] \quad (1)$$

式中： α 为传感器的半锥角； θ 为传感器视场范围内的中间角，取值范围为 $0 \sim 2\pi$ ，具体取值与传感器边界点数 n 有关。

2) 卫星轨道坐标系下观测矢量计算。

为简化传感器本体坐标系与卫星轨道坐标系之间的转换关系，卫星轨道坐标系定义如下： x 轴平行卫星飞行方向， z 轴由卫星指向地心， y 轴垂直于轨道平面，并与 x 轴和 z 轴满足右手螺旋准则。根据上述定义，观测矢量从传感器坐标系到卫星轨道坐标系的转换矩阵由传感器的偏航角 yaw、俯仰角

pitch、滚转角 roll 3 个姿态角决定。

$$\mathbf{R}_{\text{pitch}} = \begin{bmatrix} \cos(\text{pitch}) & 0 & \sin(\text{pitch}) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin(\text{pitch}) & 0 & \cos(\text{pitch}) \end{bmatrix}; \quad (2)$$

$$\mathbf{R}_{\text{roll}} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\text{roll}) & -\sin(\text{roll}) \\ 0 & \sin(\text{roll}) & \cos(\text{roll}) \end{bmatrix}; \quad (3)$$

$$\mathbf{R}_{\text{yaw}} = \begin{bmatrix} \cos(\text{yaw}) & -\sin(\text{yaw}) & 0 \\ \sin(\text{yaw}) & \cos(\text{yaw}) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}。 \quad (4)$$

则卫星轨道坐标系下的观测矢量 $\mathbf{Los}_{\text{satellite}}$ 为：

$$\mathbf{Los}_{\text{satellite}} = \mathbf{R}_{\text{yaw}} * \mathbf{R}_{\text{roll}} * \mathbf{R}_{\text{pitch}} * \mathbf{Los}_{\text{sensor}}。 \quad (5)$$

3) 地心惯性坐标系下观测矢量计算。

通过投影法^[12]进行卫星轨道坐标系到地心惯性坐标系下的转换。若地心惯性坐标系下卫星的位置矢量为 (x, y, z) ，速度矢量为 (v_x, v_y, v_z) ，则转换矩阵 $\mathbf{T}_{\text{satellite} \rightarrow \text{eci}}$ 可表示为：

$$\mathbf{T}_{\text{satellite} \rightarrow \text{eci}} = \begin{bmatrix} x_{\text{unit}} \\ y_{\text{unit}} \\ z_{\text{unit}} \end{bmatrix}。 \quad (6)$$

$$\begin{cases} z_{\text{unit}} = -[x, y, z] / |[x, y, z]| \\ y_{\text{unit}} = \frac{z_{\text{unit}} \times [v_x, v_y, v_z]}{|z_{\text{unit}} \times [v_x, v_y, v_z]|} \\ x_{\text{unit}} = y_{\text{unit}} \times z_{\text{unit}} / |y_{\text{unit}} \times z_{\text{unit}}| \end{cases}$$

式中：符号 \times 为 2 个向量的叉乘； $|\cdot|$ 为对向量求模。

地心惯性坐标系下的观测矢量 $\mathbf{Los}_{\text{eci}}$ 为：

$$\mathbf{Los}_{\text{eci}} = \mathbf{Los}_{\text{satellite}}^T \mathbf{T}_{\text{satellite} \rightarrow \text{eci}}。 \quad (7)$$

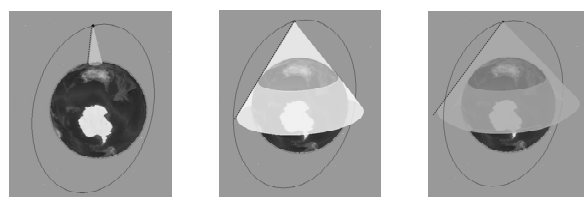
式中上标 T 为向量的转置运算。

4) 地心地固坐标系下观测矢量计算。

地心惯性坐标系到地心地固坐标系的转换需要考虑岁差、章动、极移和格林尼治恒星时 4 类要素，具体实现过程可参考文献^[13]。

2.3 地面投影区域计算

由于传感器半锥角和姿态角的不同，观测矢量与地球表面的几何关系分为相交、相切、不相交 3 种情况，如图 2 所示。其中虚线表示观测矢量。



(a) 相交 (b) 相切 (c) 不相交

图 2 观测矢量与地球表面的几何关系

对以上 3 种情况进行建模并求解传感器的地面

投影区域。地心地固坐标下侦察卫星的位置矢量 $\mathbf{S}=[s_1 \ s_2 \ s_3]$ ，星基传感器观测矢量 $\mathbf{L}=[l_1 \ l_2 \ l_3]$ ， (x, y, z) 为待求解的观测矢量与地球表面的交点，则 (x, y, z) 的求解过程如下。

传感器观测矢量的直线方程可表示为：

$$(x-s_1)/l_1=(y-s_2)/l_2=(z-s_3)/l_3。 \quad (8)$$

地球的椭球方程可写为：

$$x^2/a^2+y^2/a^2+z^2/b^2=1。 \quad (9)$$

式中： a 为椭球的长半径，取值为 6 378 140 m； b 为椭圆的短半径，取值为 6 356 755.288 157 528 7 m。

式(8)和(9)组成一个三元二次方程组，通过对方程组的求解可以得到观测矢量在地球表面的投影。

式(8)可写成：

$$y=l_2(x-s_1)/l_1+s_2; \quad (10)$$

$$z=l_3(x-s_1)/l_1+s_3。 \quad (11)$$

式(10)和(11)代入式(9)可得到关于变量 x 的一元二次方程：

$$Ax^2+Bx+C=0。 \quad (12)$$

其中：

$$A=b^2+(a^2l_3^2+b^2l_2^2)/l_1^2; \quad (13)$$

$$B=-2\frac{s_1}{l_1^2}(b^2l_2^2+a^2l_3^2)+\frac{2}{l_1}(b^2l_2s_2+a^2l_3s_3); \quad (14)$$

$$C=\frac{l_2^2}{l_1^2}b^2s_1^2+b^2s_2^2-2b^2s_1s_2\frac{l_2}{l_1}+\frac{l_3^2}{l_1^2}a^2s_1^2+a^2s_3^2-2a^2s_1s_3\frac{l_3}{l_1}-a^2b^2。 \quad (15)$$

式(12)的解有 3 种情况：

1) 当 $B^2-4AC>0$ 时，方程有 2 个解，对应观测矢量与地球表面相交的情况：

$$x_{1,2}=-B \pm \sqrt{B^2-4AC}/2A。 \quad (16)$$

根据式(16)、(10)和(11)可以得到 $y_{1,2}$ 和 $z_{1,2}$ ，得到的 2 组解中距离卫星较近的一组解为观测矢量在地球表面的投影。

2) 当 $B^2-4AC=0$ 时，方程有唯一解，对应观测矢量与地球表面相切的情况：

$$x=-B/2A。 \quad (17)$$

根据式(17)、(10)和(11)可以得到 y 和 z 。

3) 当 $B^2-4AC<0$ 时，方程无解，对应观测矢量与地球表面不相交的情况。

此时，观测矢量在地球表面的投影由在卫星位置矢量和观测矢量决定的平面上与地球的切线决定，如图 3 所示。当观测矢量为 \mathbf{SF} 时，传感器在地面的投影为 OSF 平面上过点 S 与地球的切点 F' 。

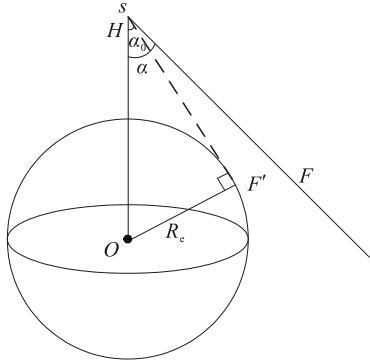


图 3 观测矢量与地球表面无交点时的几何示意

切点 F' 的求解过程可抽象为已知 2 个矢量 SO 和 SF , 求在 OSF 平面上与其中矢量 SO 夹角为 α_0 一个单位矢量的数学问题, 随后根据向量 SF' 的长度和点 S 的位置即可求出切点 F' 的坐标。

该数学问题的几何示意如图 4 所示。向量 \vec{r}_1 、 \vec{r}_2 及角度 α_0 已知, 求解单位向量 \vec{r} 。

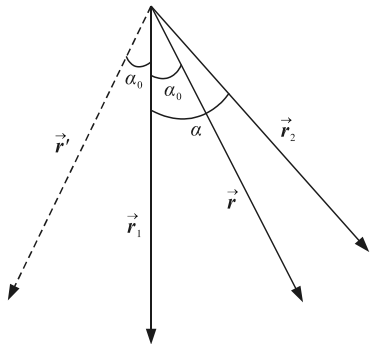


图 4 求解切线过程的几何示意

根据图 3 和 4 的对应关系可知, $\alpha_0 = \arcsin R_c / H$, \vec{r}_1 为向量 SO 的单位向量, \vec{r}_2 为向量 SF 的单位向量, 向量 \vec{r}_1 与向量 \vec{r}_2 之间的夹角 $\alpha = \arccos(\vec{r}_1 \cdot \vec{r}_2 / |\vec{r}_1| |\vec{r}_2|)$, 即已知 α_0 、 α 、 \vec{r}_1 、 \vec{r}_2 , 求解单位向量 \vec{r} 。

由于 \vec{r} 、 \vec{r}_1 、 \vec{r}_2 三者共面, 设 $\vec{r} = \lambda_1 \vec{r}_1 + \lambda_2 \vec{r}_2$, 根据 \vec{r} 与 \vec{r}_1 之间夹角为 α_0 便可得:

$$\vec{r} \cdot \vec{r}_1 = \lambda_1 + \lambda_2 \cos \alpha = \cos \alpha_0 \quad (18)$$

根据 $|\vec{r}|=1$ 可得:

$$\lambda_1^2 + \lambda_2^2 + 2\lambda_1 \lambda_2 \cos \alpha = 1 \quad (19)$$

通过式(10)、(11)求解得:

$$\lambda_2 = \pm(\sin \alpha_0 / \sin \alpha) \quad (20)$$

通过 λ_2 的 2 个解可得到 λ_1 的 2 个取值, 进而可以得到 2 个单位向量 \vec{r} 和 \vec{r}' , 从图中也可看出满足在矢量 \vec{r}_1 、 \vec{r}_2 决定的平面上且与 \vec{r}_1 夹角为 α_0 的单位向量有 2 个 \vec{r} 和 \vec{r}' , 根据所求向量与 \vec{r}_2 的夹角应小于 α 这一约束条件可舍弃一个解, 从而得到唯

一解。

得到单位向量 \vec{r} 后, $SF' = |SF| \vec{r} = \vec{r} \sqrt{H^2 - R_c^2}$, 根据向量 OS 、 SF 可得到向量 OF' , 从而得到切点 F' 的坐标。

当求得地心地固坐标系下投影点的位置后, 通过坐标转换转成经度 L 、纬度 B 、高度 H , 并将高度置零, 即可得到大地坐标系下投影点的经纬度。地心地固坐标系下矢量 (x, y, z) 与大地坐标系 (L, B, H) 的转换关系如下:

$$\begin{aligned} L &= \arctan(y/x); \quad H = P/\cos B - N; \\ B &= \arctan\left[z/P - (1 - e^2 N/(N + H))^{-1}\right] \end{aligned} \quad (21)$$

式中: 中间变量 $P = \sqrt{x^2 + y^2}$; $N = a/\sqrt{1 - e^2 \sin^2 B}$ 。

因为 H 的计算包含有待求解的参数 B , 而 B 的计算反过来又包含有待求解的 H , 所以一般借助迭代法来逐次逼近。迭代法计算过程如下: 先假设 B 的值等于 0, 分别计算出 N 、 H 、 B , 然后再将刚得到的 B 重新代入方程, 更新 N 、 H 和 B 的值, 如此循环。上式迭代运算的收敛速度通常很快, 一般经过 3~4 次的循环就可以结束运算。

3 仿真实验

利用本文中所提方法进行单颗侦察卫星和侦察卫星星座的对地覆盖区域仿真分析。

3.1 单星对地覆盖区域仿真

单颗侦察卫星对地覆盖区域仿真时, 考虑传感器观测矢量与地球相交、相切、不相交 3 种情况, 同时考虑星载传感器姿态角不为 0 的情况, 仿真结果与 STK 软件结果进行对比。

仿真时, 设置侦察卫星的轨道六根数如下: 轨道半长轴为 11 378 km, 偏心率为 0, 轨道倾角为 45°, 近地点幅角、升交点赤经和平近点角均为 0°, 轨道历元时刻为 11 Mar 2022 04:00:00.000 UTCG。根据轨道参数可知, 当传感器中心指向地心时, 观测矢量与地球相切时对应的传感器半锥角为 34.094 2°。

1) 观测矢量与地球相交时的仿真。

设置传感器半锥角为 20°, 偏航角、俯仰角、滚转角 3 个姿态角均为 0°, 仿真时刻为 11 Mar 2022 04:00:00.000 UTCG, 进行传感器对地覆盖区域仿真。仿真时, 取传感器边界点数 n 为 360。图 5 给出了本文中方法对应的仿真结果及 STK 软件结果。

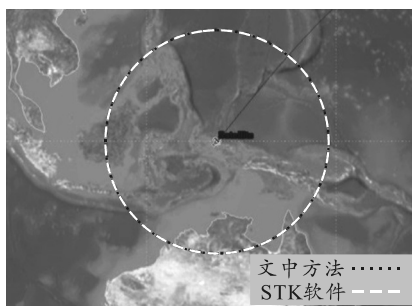


图 5 观测矢量与地球相交时的结果对比

下面介绍如何将本方法的仿真结果在 STK 软件的 2 维地图上展示。本方法计算结果为传感器观测矢量在地球表面投影的经纬度信息，利用经纬度信息构造*.at 文件，随后在 STK 软件中通过加载*.at 文件的方式显示本方法的计算结果，如图 6 所示，后续几组仿真结果均通过该方式进行显示。

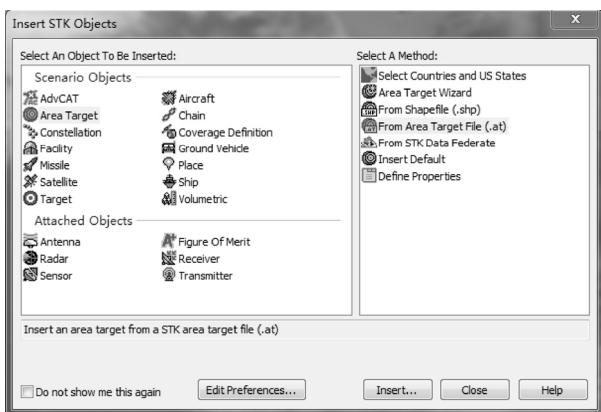


图 6 本文中计算结果显示方式

2) 观测矢量与地球相切时的仿真。

设置传感器半锥角为 39.042° ，其他参数设置与 1) 相同，图 7 给出了本文中方法对应的仿真结果及 STK 软件结果。

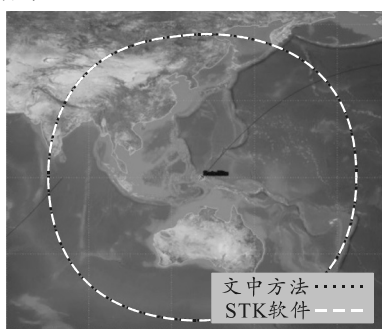


图 7 观测矢量与地球相切时的结果对比

3) 观测矢量与地球不相交时的仿真。

根据理论分析可知，当传感器中心指向地心，且半锥角超过 34.0942° 时观测矢量与地球不相交，地面投影区域的大小由观测矢量与地球表面的切线决定。经仿真发现，传感器半锥角大于 34.0942° 时

的仿真结果均与图 7 相同，与理论分析一致，图 8 给出了半锥角为 34.092° 、 40° 、 50° 3 种参数下传感器投影区域的经纬度信息。

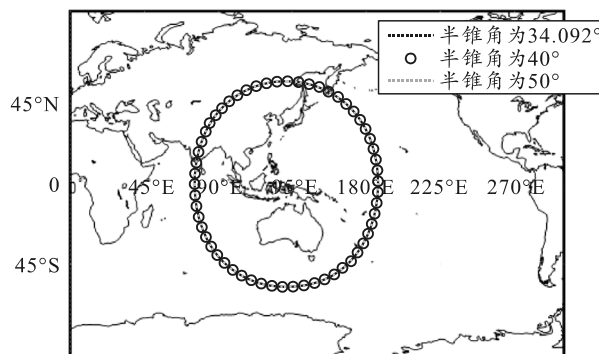


图 8 不同半锥角下传感器的投影区域

4) 传感器姿态角不为 0 时的仿真。

设置传感器半锥角为 30° ，偏航、俯仰、滚转 3 个姿态角分别为 10° 、 20° 、 10° ，其他参数设置与 1) 相同，图 9 给出了传感器中心不指向地心时的对地覆盖区域仿真结果。

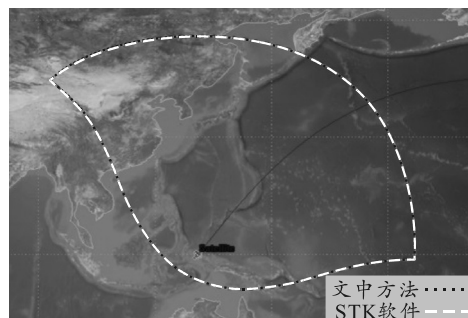


图 9 传感器中心不指向地心时的投影区域

需要说明的是，从式(5)可看出，处理传感器姿态角的顺序分别为俯仰角 pitch、滚转角 roll、偏航角 yaw；因此，与 STK 软件结果进行对比时，需要选择对应的顺序，如图 10 所示。

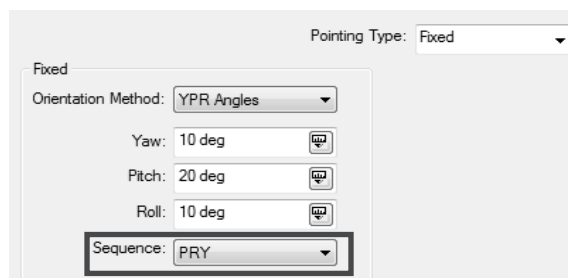


图 10 STK 软件传感器姿态顺序

3.2 侦察卫星星座对地覆盖区域仿真

侦察卫星常选用的轨道类型有地球静止轨道、太阳同步轨道和临界轨道倾角^[5]。笔者以太阳同步轨道为例，进行侦察卫星星座的对地覆盖区域仿真。仿真时选取卫星为均匀分布的 Walker 星座，共包含

6 个轨道面，轨道高度为 1 500 km，传感器半锥角设为 50°，仿真时间为 11 Mar 2022 04:02:00.000 UTCG，侦察卫星星座分布如图 11 所示，其对地覆盖结果如图 12 所示，可以看出本文中所提方法的仿真结果与 STK 软件结果一致。

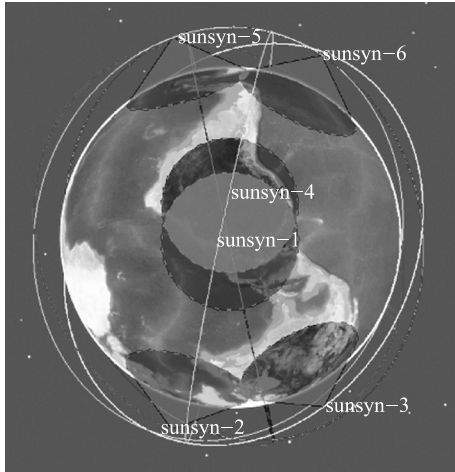


图 11 侦察卫星星座分布

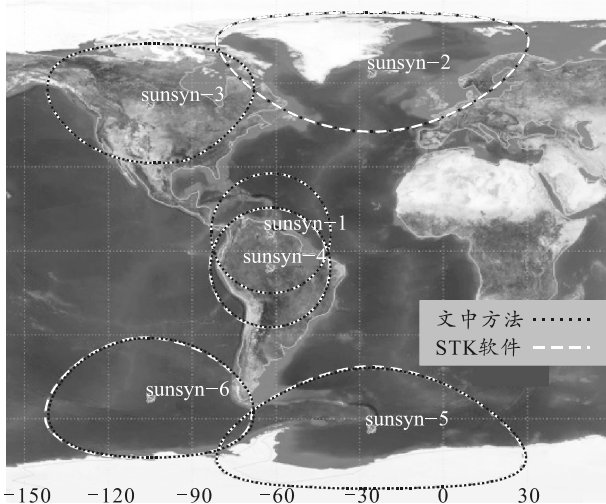


图 12 侦察卫星星座对地覆盖仿真结果

4 结论

笔者提出的侦察卫星对地覆盖区域建模分析方法，既结合了卫星的 SGP4/SDP4 轨道模型的预报结

果，又引入了传感器的俯仰、偏航、滚转 3 个姿态角的变化，同时充分考虑了传感器观测矢量与地球表面相交、相切、不相交 3 种几何关系，通过与 STK 软件结果进行比对，证明了该方法的有效性。当前只进行了单个目标和侦察卫星星座某个时刻的瞬时覆盖区域计算，后续需重点从并行计算的角度考虑如何提升多卫星长时间对地覆盖区域的计算速度。

参考文献:

- [1] 徐慨, 陈宵, 周本文, 等. 国外航天侦察卫星的现状与发展[J]. 信息通信, 2015(3): 76-79.
- [2] 刁华飞, 张雅声, 程文华. 掌握与精通 STK(专业篇)[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2021: 44-77.
- [3] 胡磊, 闫世强, 刘辉, 等. 美国 GEO 预警卫星覆盖性能分析[J]. 空军雷达学院学报, 2012, 26(6): 404-408.
- [4] 胡磊, 闫世强, 刘辉, 等. 美国 HEO 预警卫星覆盖性能分析[J]. 装备学院学报, 2013, 24(3): 76-80.
- [5] 徐俊, 白向峰, 周晓华. 基于 STK 的侦察卫星覆盖仿真分析[J]. 软件导刊, 2016, 15(8): 156-158.
- [6] 俞杭华, 刘磊. 侦察卫星星座覆盖性能仿真分析软件设计[J]. 航天电子对抗, 2019, 35(2): 33-37.
- [7] 杨刚, 刘湘伟, 郭建蓬. 电子侦察卫星多星侦察覆盖区域及仿真分析[J]. 火力指挥与控制, 2018, 43(11): 156-160.
- [8] 张占月. 侦察卫星瞬时覆盖区域图形显示算法研究[J]. 装备指挥技术学院学报, 2006, 17(3): 40-44.
- [9] 胡雅斯, 孟新, 李立钢. 适用于多传感器的卫星对地覆盖计算模型[J]. 遥感技术与应用, 2009, 24(4): 537-542.
- [10] 章仁为. 卫星轨道姿态动力学与控制[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1998: 3-22.
- [11] 程昊文. 航天器轨道理论在空间目标编目管理中的应用[D]. 南京: 南京大学, 2012.
- [12] ZHAO H P, FU X J, GAO M G, et al. Research on the visibility of low-orbit debris using space-borne radar[J]. IET Radar, Sensor & Navigation, 2015, 9(1): 31-37.
- [13] 陈磊, 韩蕾, 白显宗, 等. 空间目标轨道力学与误差分析[M]. 北京: 国防工业出版社, 2010: 21-22.