

面向重访时间需求的 Walker 星座方案设计

苗悦, 刘富豪, 陈升泽, 范青正, 白云飞
(北京宇航系统工程研究所, 北京, 100076)

摘要: 针对卫星需要在特定时间间隔内过顶地面目标或执行对地目标观测的应用背景, 开展满足重访时间需求的 Walker 星座方案设计, 构建卫星对地覆盖性模型, 设计卫星过顶地面目标、星载圆形/矩形视场探测器观测地面目标时间窗口的计算方法。在此基础上, 提出一种以最小卫星数目满足重访时间需求的 Walker 星座方案设计算法。针对3类工况开展仿真分析, 算法结果与STK相比, 重访时间的平均误差不大于1.1 s, 验证了模型及算法的准确性、合理性。相关研究成果可为对地观测星座方案设计提供参考。

关键词: 重访时间; 覆盖性分析; Walker星座; 对地观测

中图分类号: V476.5

文献标识码: A

Walker Constellation Scheme Design Catering to Revisiting Time Requirement

MIAO Yue, LIU Fuhao, CHEN Shengze, FAN Qingzheng, BAI Yunfei
(Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing, 100076)

Abstract: In response to the application background of satellites passing over or observing a ground target within a specific time, the Walker constellation scheme design is carried out for meeting the revisiting time requirements. The models of a satellite covering a ground target are constructed. The methods for calculating the time-windows of a satellite passing over a ground target, and onboard circle/rectangular-field-of-view sensor observing a ground target are designed. On this basis, a Walker constellation scheme design algorithm which satisfies the revisiting time requirement with the minimum satellite number is developed. The simulations and analyses are provided for three simulation scenarios. The results of the developed algorithm are compared with STK, and the average error of revisiting times is less than 1.1 s, which verifies the accuracy and rationality of the models and the algorithm. The relevant research results can provide reference for the design of Earth observation constellation schemes.

Keywords: revisiting time; coverage analysis; Walker constellation; Earth observation

0 引言

卫星重访时间是指卫星对地球同一地点进行两次连续观测的时间间隔。在天基卫星对地通信、成像、探测等任务背景下, 卫星能够利用天基平台的位置优势, 以特定的重访时间过顶地面目标并执行相关任务, 接续获取和传递空间环境以及地面的相关信息, 满足地面人员的应用需求。单颗低中轨道卫星对地覆盖能力有限, 且其对地面目标的重访时间通常不固定, 无法满足对地面目标的频繁访问需求^[1-2]。一般可通过构建卫星星座的方式缩短对地面目标的重访时间, 提升卫星系统的对地覆盖能力^[3-4]。

Walker星座是由轨道高度和倾角相同的圆轨道卫

星组成的规则同构星座。通过在多个轨道面上均匀分布卫星, 提升星座对某区域或全球的访问能力, 具有重访特性均匀、地球纬度带覆盖性好等优点^[5-6]。因此, 针对卫星需要在较短时间间隔内过顶地面目标执行相关任务的应用需求, 通常采用设计 Walker 星座的方式^[7-9]。同时考虑构建星座的成本巨大, 需要通过优化设计, 以最少的卫星数目满足对地重访时间需求。

针对此类面向重访时间需求的星座方案设计问题, 国内外学者已开展了大量研究。李胜西等^[1]针对全球范围内快速重访的星座设计问题, 以最大重访时间最小化为目标设计优化问题, 借助差分进化算法

求解最优限制性 Walker 星座构型。赵会朋等^[10]在考虑卫星传感器视场和姿态参数的情况下,设计了一种侦察卫星对地覆盖区域建模分析方法,能够解决观测矢量与地球相交、相切、不相交3种情况下的卫星对地覆盖区域计算问题。胡雅斯等^[11]提出了一种适用光学、合成孔径雷达等不同视场传感器的卫星对地覆盖计算模型,能够较准确地描述卫星的瞬时覆盖区域。He等^[12]构建了一种基于二维地图的星座点覆盖分析模型,基于该模型分析了纬线和子午线对重访特征沿地球纬线与子午线的变化,提出了一种设计具有全球重访特征星座的通用方法。Saulskiy^[13]针对搭载不同载荷的卫星星座,提出了一种基于向量法的星座重访周期及覆盖性的计算方法。综上所述,国内外学者针对星座对地覆盖性以及 Walker 星座方案设计问题已开展大量研究并取得较多成果,但同时考虑卫星过顶地面目标以及卫星搭载圆形/矩形视场探测器,并开展面向重访时间需求的 Walker 星座方案设计的相关研究较少。

在上述背景下,考虑卫星过顶地面目标、卫星搭载圆形视场探测器对地目标观测、卫星搭载矩形视场探测器对地目标观测3类工况,以用最少的卫星数目实现重访时间需求为目标,开展 Walker 星座方案设计。在分析3类工况下的卫星及其探测器的对地覆盖性模型的基础上,设计时间窗口和重访时间的计算方法。在此基础上,设计一种 Walker 星座方案设计方法,适用于在已知卫星轨道根数及地面目标位置的情况下,以最少的卫星数目构建 Walker 星座,在特定时间范围内,该星座对地面目标的平均重访时间和最大重访时间均不大于需求值。通过构建仿真案例并与 STK 仿真结果进行比对,以分析与验证模型和算法的准确性、合理性。

1 卫星对地覆盖性模型

1.1 问题描述

针对天基卫星在特定时间对地面目标进行重访的任务,地面目标T在地心地固(ECEF)坐标系下的坐标阵为 $r_{T|E}$,大地经纬高为 (L_T, B_T, H_T) 。卫星S的轨道半长轴 a_s 、偏心率 e_s 、轨道倾角 i_s 、近地点幅角 w_s 为确定值。卫星S携带的圆形视场探测器的半锥角为 θ_s ,矩形视场探测器的水平半角为 θ_h ,垂直半角为 θ_v 。针对时间范围 $[t_s, t_o]$,需要一颗或多颗卫星对地面目标T的最大重访时间 $(t_{re})_{\max}$ 不大于给定值 $t_{re|_{\max}}$,平均重

访时间 $(t_{re})_{\text{ave}}$ 不大于给定值 $t_{re|_{\text{ave}}}$ 。以此作为输入,分别考虑S过顶T、S携带圆形视场探测器观测T、S携带矩形视场探测器观测T三种情况,在建立上述3种卫星对地目标覆盖性模型的基础上,提出 Walker 星座设计算法,输出满足最大与平均重访时间需求同时包含最少卫星数目的 Walker 星座方案,输出参数包括卫星数目 N 、轨道平面数 C 、相位因子 $Q(0 \leq Q \leq C-1)$ 。

1.2 时间窗口计算

1.2.1 卫星过顶时间窗口

卫星S过顶地面目标T的过程中,S相对T的相对高度角 $\alpha_{s,T}$ 由 0° 逐渐增大到最大值 $(\alpha_{s,T})_{\max}$,再由 $(\alpha_{s,T})_{\max}$ 减小到 0° ^[14],如图1所示。

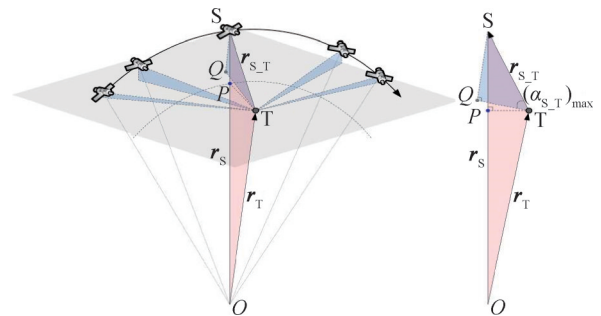


图1 卫星过顶地面目标过程示意

Fig.1 Diagram of the satellite passing over a ground target

S相对地心O的位置矢量为 r_s ,T相对O的位置矢量为 r_T ,S相对T的位置矢量为 $r_{s,T}$ 。 $\alpha_{s,T}$ 的计算公式为

$$\alpha_{s,T} = \arctan \left(\frac{r_{(s,T)x|U}}{\sqrt{r_{(s,T)y|U}^2 + r_{(s,T)z|U}^2}} \right) \quad (1)$$

式中 $r_{(s,T)x|U}$ 、 $r_{(s,T)y|U}$ 、 $r_{(s,T)z|U}$ 为 $r_{s,T}$ 在以T为原点的天东北(UEN)坐标系下的坐标阵 $r_{s,T|U}$ 的3个分量。从ECEF坐标系到UEN坐标系的坐标转换矩阵见文献[14]。

一个轨道周期内,S对T过顶的时间窗口 $w_{s,T}$ 为 $\alpha_{s,T}$ 从 0° 增大到 $(\alpha_{s,T})_{\max}$ 再降低到 0° 所对应的时间范围。以 t 表示时间,一个轨道周期内S过顶T的 $w_{s,T}$ 表示为

$$w_{s,T} = \{t | t \in (\alpha_{s,T} \geq 0)\} \quad (2)$$

1.2.2 圆形视场探测器观测时间窗口

当S的运行轨道高度为 h_s ,且其携带的圆形视场探测器姿态为对地定向时,考虑地球参考椭球体模型,圆形视场探测器对地面的观测范围如图2中阴影部分所示。

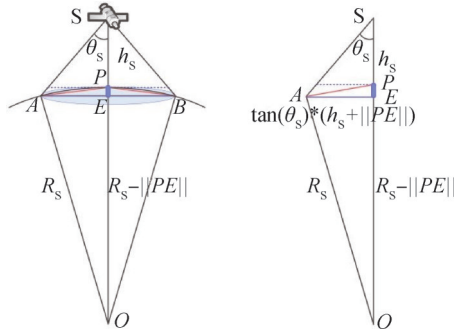


图2 圆形视场探测器对地面的观测范围示意

Fig.2 Diagram of the ground observation range of the circular-field-of-view sensor

图2中, $\triangle AOE$ 满足几何关系:

$$(R_s)^2 = (R_s - \|PE\|)^2 + (h_s + \|PE\|)^2 \tan^2 \theta_s \quad (3)$$

假设 $\|OA\| = \|OB\| = \|OP\| = R_s$, 将 R_s 近似为 S 的星下点处的地球半径, 其计算公式为

$$R_s = \sqrt{(a_c \cos B_s)^2 + (b_c \sin B_s)^2} \quad (4)$$

式中 a_c 为地球椭球体第一半径, $a_c = 6378.137 \text{ km}$; b_c 为地球椭球体第二半径, $b_c = 6356.752 \text{ km}$; B_s 为 S 所在位置的大地纬度。轨道高度 $h_s = a_s - R_s$, 矢量 PE 的长度 $\|PE\|$ 为式 (3) 两个解中的较小值。进一步地, 图2中矢量 AP 的长度 $\|AP\|$ 为

$$\|AP\| = \sqrt{\|PE\|^2 + (h_s + \|PE\|)^2 \tan^2 \theta_s} \quad (5)$$

S 携带的圆形视场探测器对 T 的观测时间窗口即为 T 处于圆形视场探测器对地观测范围 (图2中阴影部分) 之内的时间范围。一个轨道周期内, S 携带的圆形视场探测器的姿态为对地定向的条件下, 圆形视场探测器对 T 的观测时间窗口 $w_{s,T}$ 表示为

$$w_{s,T} = \left\{ t \mid t \in \left(\sqrt{l_{PT}} \leq \|AP\| \right) \right\} \quad (6)$$

其中 l_{PT} 的计算公式为

$$l_{PT} = (r_{Px|E} - r_{Tx|E})^2 + (r_{Py|E} - r_{Ty|E})^2 + (r_{Pz|E} - r_{Tz|E})^2 \quad (7)$$

式中 $r_{Px|E}$ 、 $r_{Py|E}$ 、 $r_{Pz|E}$ 为 $r_{P|E}$ 的3个坐标分量, $r_{P|E}$ 为每时刻 S 的星下点 P 在 ECEF 坐标系下的坐标列阵, 计算公式为

$$r_{P|E} = R_s \frac{r_{S|E}}{\|r_{S|E}\|} \quad (8)$$

式中 $r_{S|E}$ 为 r_s 在 ECEF 坐标系下的坐标列阵, 可通过 r_s 、考虑地球摄动的卫星轨道递推以及 J2000 坐标系与 ECEF 坐标系之间的坐标转换矩阵计算得到^[14-15]; $r_{Tx|E}$ 、 $r_{Ty|E}$ 、 $r_{Tz|E}$ 为 $r_{T|E}$ 的3个坐标分量。

1.2.3 矩形视场探测器对地观测时间窗口

当 S 的运行轨道高度为 h_s , 且其携带的矩形视场

探测器的姿态为对地定向时, 考虑地球参考椭球体模型, 矩形视场探测器对地观测的空间几何关系示意图3所示。

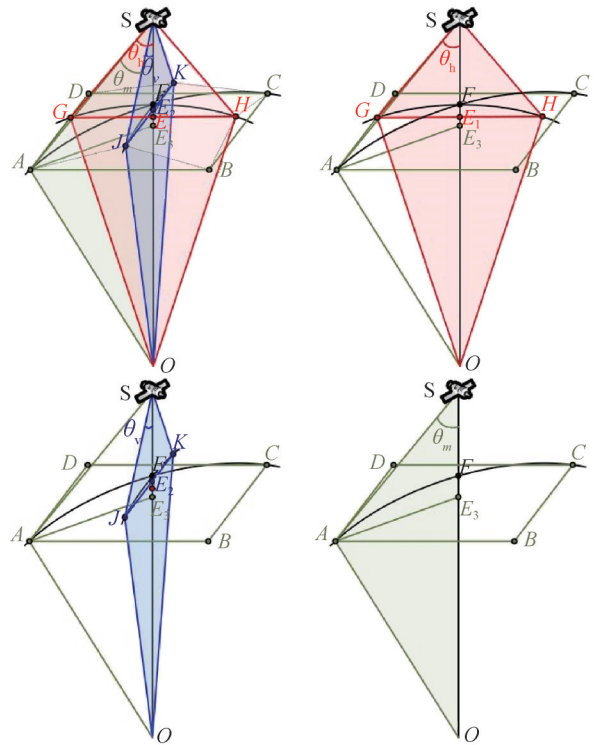


图3 矩形视场探测器对地观测空间几何关系示意

Fig.3 Diagram of the spatial geometric relationship of rectangular-field-of-view sensor observing the Earth

矩形视场探测器在地面的观测范围是一个不规则的空间曲面, 如图4所示。该空间曲面的边界点包括 A 、 B 、 C 、 D 、 G 、 H 、 J 、 K , 且 A 、 B 、 C 、 D 在同一水平面, G 、 H 在同一水平面, J 、 K 在同一水平面。

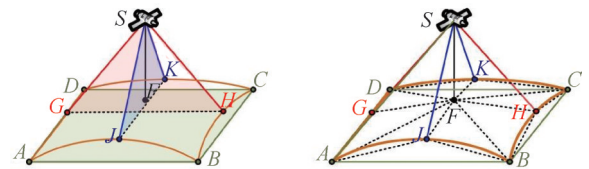


图4 矩形视场探测器对地观测范围示意

Fig.4 Diagram of the ground observation range of the rectangular-field-of-view sensor

图3与图4中, 针对矩形视场探测器水平半角方向, 矢量 E_1F 的长度 $\|E_1F\|$ 满足等式:

$$(R_s)^2 = (R_s - \|E_1F\|)^2 + (h_s + \|E_1F\|)^2 \tan^2 \theta_h \quad (9)$$

矢量 E_1F 的方向与 r_s 相同, 其在 ECEF 坐标系下的坐标列阵 $E_1F|_E$ 的计算公式为

$$\mathbf{E}_1\mathbf{F}|_E = \|\mathbf{E}_1\mathbf{F}\| \frac{\mathbf{r}_s|_E}{\|\mathbf{r}_s\|} \quad (10)$$

针对矩形视场探测器的垂直半角方向, 矢量 $\mathbf{E}_2\mathbf{F}$ 的长度 $\|\mathbf{E}_2\mathbf{F}\|$ 满足等式:

$$(R_s)^2 = (R_s - \|\mathbf{E}_2\mathbf{F}\|)^2 + (h_s + \|\mathbf{E}_2\mathbf{F}\|)^2 \tan^2\theta_v \quad (11)$$

矢量 $\mathbf{E}_2\mathbf{F}$ 的方向与 \mathbf{r}_s 相同, 其在ECEF坐标系下的坐标列阵 $\mathbf{E}_2\mathbf{F}|_E$ 的计算公式为

$$\mathbf{E}_2\mathbf{F}|_E = \|\mathbf{E}_2\mathbf{F}\| \frac{\mathbf{r}_s|_E}{\|\mathbf{r}_s\|} \quad (12)$$

矩形视场探测器与对地观测范围的顶点 A 、 B 、 C 、 D 的连线与探测器与星下点连线的夹角为 θ_m 。 θ_m 与 θ_h 、 θ_v 满足关系:

$$\cos(\theta_h)\cos(\theta_v) = \cos(\theta_m) \quad (13)$$

矢量 $\mathbf{E}_3\mathbf{F}$ 的长度 $\|\mathbf{E}_3\mathbf{F}\|$ 满足等式:

$$(R_s)^2 = (R_s - \|\mathbf{E}_3\mathbf{F}\|)^2 + (h_s + \|\mathbf{E}_3\mathbf{F}\|)^2 \tan^2\theta_m \quad (14)$$

矢量 $\mathbf{E}_3\mathbf{F}$ 的方向与 \mathbf{r}_s 相同, 其在ECEF坐标系下的坐标列阵 $\mathbf{E}_3\mathbf{F}|_E$ 的计算公式为

$$\mathbf{E}_3\mathbf{F}|_E = \|\mathbf{E}_3\mathbf{F}\| \frac{\mathbf{r}_s|_E}{\|\mathbf{r}_s\|} \quad (15)$$

$$\begin{aligned} \mathbf{OA}|_E &= \mathbf{OE}_3|_E + \mathbf{E}_3\mathbf{G}_3|_E + \mathbf{E}_3\mathbf{J}_2|_E = (R_s - \|\mathbf{E}_3\mathbf{F}\|) \frac{\mathbf{r}_s|_E}{\|\mathbf{r}_s|_E} - (h_s + \|\mathbf{E}_3\mathbf{F}\|) \tan\theta_h \frac{\mathbf{v}_s|_E}{\|\mathbf{v}_s|_E} - (h_s + \|\mathbf{E}_3\mathbf{F}\|) \tan\theta_v \frac{\mathbf{r}_s|_E \times \mathbf{v}_s|_E}{\|\mathbf{r}_s|_E \times \mathbf{v}_s|_E} \\ \mathbf{OB}|_E &= \mathbf{OE}_3|_E + \mathbf{E}_3\mathbf{H}_3|_E + \mathbf{E}_3\mathbf{J}_2|_E = (R_s - \|\mathbf{E}_3\mathbf{F}\|) \frac{\mathbf{r}_s|_E}{\|\mathbf{r}_s|_E} + (h_s + \|\mathbf{E}_3\mathbf{F}\|) \tan\theta_h \frac{\mathbf{v}_s|_E}{\|\mathbf{v}_s|_E} - (h_s + \|\mathbf{E}_3\mathbf{F}\|) \tan\theta_v \frac{\mathbf{r}_s|_E \times \mathbf{v}_s|_E}{\|\mathbf{r}_s|_E \times \mathbf{v}_s|_E} \\ \mathbf{OC}|_E &= \mathbf{OE}_3|_E + \mathbf{E}_3\mathbf{H}_3|_E + \mathbf{E}_3\mathbf{J}_2|_E = (R_s - \|\mathbf{E}_3\mathbf{F}\|) \frac{\mathbf{r}_s|_E}{\|\mathbf{r}_s|_E} + (h_s + \|\mathbf{E}_3\mathbf{F}\|) \tan\theta_h \frac{\mathbf{v}_s|_E}{\|\mathbf{v}_s|_E} + (h_s + \|\mathbf{E}_3\mathbf{F}\|) \tan\theta_v \frac{\mathbf{r}_s|_E \times \mathbf{v}_s|_E}{\|\mathbf{r}_s|_E \times \mathbf{v}_s|_E} \\ \mathbf{OD}|_E &= \mathbf{OE}_3|_E + \mathbf{E}_3\mathbf{G}_3|_E + \mathbf{E}_3\mathbf{K}_2|_E = (R_s - \|\mathbf{E}_3\mathbf{F}\|) \frac{\mathbf{r}_s|_E}{\|\mathbf{r}_s|_E} - (h_s + \|\mathbf{E}_3\mathbf{F}\|) \tan\theta_h \frac{\mathbf{v}_s|_E}{\|\mathbf{v}_s|_E} + (h_s + \|\mathbf{E}_3\mathbf{F}\|) \tan\theta_v \frac{\mathbf{r}_s|_E \times \mathbf{v}_s|_E}{\|\mathbf{r}_s|_E \times \mathbf{v}_s|_E} \end{aligned} \quad (17)$$

矢量 \mathbf{r} 在ECEF坐标系下的坐标列阵 $\mathbf{r}|_E = [\mathbf{r}_x|_E \ \mathbf{r}_y|_E \ \mathbf{r}_z|_E]^T$ 与其大地经纬高(L , B , H)之间的相互转换需要迭代计算:

$$\begin{aligned} L &= \arctan\left(\frac{\mathbf{r}_y|_E}{\mathbf{r}_x|_E}\right) \\ B &= \arctan\left(\frac{\mathbf{r}_z|_E + e_1^2 v_c \sin(B)}{\sqrt{\mathbf{r}_x^2|_E + \mathbf{r}_y^2|_E}}\right) \\ H &= \mathbf{r}_x|_E \sec(L) \sec(B) - v_c \end{aligned} \quad (18)$$

式中 e_1^2 为地球椭球体第一偏心率(参照2000国家大地坐标系), $e_1^2 = 0.0067$; v_c 为大地纬度 B 处的卯酉圈曲率半径, 计算公式为

$$v_c = \frac{a_e}{\sqrt{1 - e_1^2 \sin^2(B)}} \quad (19)$$

B 的迭代初值为通过 $\mathbf{r}|_E$ 计算得到的地心纬度^[14]。

在此基础上, 矢量 \mathbf{OG} 、 \mathbf{OH} 、 \mathbf{OK} 、 \mathbf{OJ} 在ECEF坐标系下的坐标列阵计算公式为

$$\begin{aligned} \mathbf{OG}|_E &= \mathbf{OE}_1|_E + \mathbf{E}_1\mathbf{G}|_E \\ &= (R_s - \|\mathbf{E}_1\mathbf{F}\|) \frac{\mathbf{r}_s|_E}{\|\mathbf{r}_s|_E} - (h_s + \|\mathbf{E}_1\mathbf{F}\|) \tan\theta_h \frac{\mathbf{v}_s|_E}{\|\mathbf{v}_s|_E} \\ \mathbf{OH}|_E &= \mathbf{OE}_1|_E + \mathbf{E}_1\mathbf{H}|_E \\ &= (R_s - \|\mathbf{E}_1\mathbf{F}\|) \frac{\mathbf{r}_s|_E}{\|\mathbf{r}_s|_E} + (h_s + \|\mathbf{E}_1\mathbf{F}\|) \tan\theta_h \frac{\mathbf{v}_s|_E}{\|\mathbf{v}_s|_E} \\ \mathbf{OK}|_E &= \mathbf{OE}_2|_E + \mathbf{E}_2\mathbf{K}|_E \\ &= (R_s - \|\mathbf{E}_2\mathbf{F}\|) \frac{\mathbf{r}_s|_E}{\|\mathbf{r}_s|_E} + (h_s + \|\mathbf{E}_2\mathbf{F}\|) \tan\theta_v \frac{\mathbf{r}_s|_E \times \mathbf{v}_s|_E}{\|\mathbf{r}_s|_E \times \mathbf{v}_s|_E} \\ \mathbf{OJ}|_E &= \mathbf{OE}_2|_E + \mathbf{E}_2\mathbf{J}|_E \\ &= (R_s - \|\mathbf{E}_2\mathbf{F}\|) \frac{\mathbf{r}_s|_E}{\|\mathbf{r}_s|_E} - (h_s + \|\mathbf{E}_2\mathbf{F}\|) \tan\theta_v \frac{\mathbf{r}_s|_E \times \mathbf{v}_s|_E}{\|\mathbf{r}_s|_E \times \mathbf{v}_s|_E} \end{aligned} \quad (16)$$

式中 $\mathbf{v}_s|_E$ 为S相对ECEF坐标系的速度矢量。

根据空间几何关系, 矢量 \mathbf{OA} 、 \mathbf{OB} 、 \mathbf{OC} 、 \mathbf{OD} 在ECEF坐标系下的坐标列阵的计算公式为

利用式(16)~(19), 可以获取空间中 G 、 H 、 J 、 K 、 A 、 B 、 C 、 D 八个点的大地经纬度。

建立以大地经度为横轴且东经为正、西经为负, 以大地纬度为纵轴且北纬为正、南纬为负, 以大地经纬度($L = 0^\circ$, $B = 0^\circ$)为原点的地球坐标平面直角坐标系。将空间中 G 、 H 、 J 、 K 、 A 、 B 、 C 、 D 八个点分别映射到该平面直角坐标系上, 形成二维平面上的八边形 $A'J'B'H'C'K'D'G'$, 如图5所示。

本文将平面八边形 $A'J'B'H'C'K'D'G'$ 近似为星载矩形视场探测器的对地观测范围。该近似会导致星载矩形视场探测器对地目标观测的时间窗口存在少量误差, 尤其当某个轨道周期内星载矩形视场探测器仅观测范围的边缘覆盖地面目标时, 时间窗口误差会增加。此时地面目标在该轨道周期内均处于探测器可视

范围边缘，易造成成像不清晰、不完整的情况。结合工程实际，暂不考虑整个轨道周期内地面目标均处于矩形视场探测器可视范围边缘的情况，如图6所示。

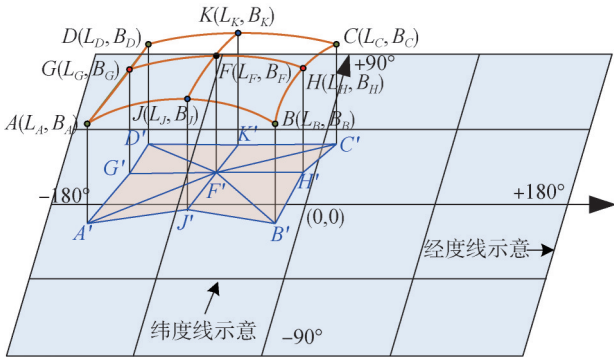


图5 矩形视场探测器对地观测范围示意

Fig.5 Diagram of the ground observation range of the rectangular-field-of-view sensor

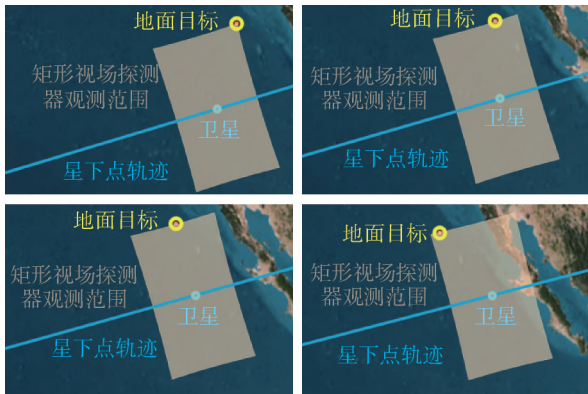


图6 某轨道周期内卫星仅观测范围边缘覆盖地面目标示意

Fig.6 Diagram of a target only covered by the edge of a satellite detection range during an orbit period

西经180°与东经180°在真实的地球曲面上是连续的，但在本文定义的地球坐标平面直角坐标系上不连续。因此，当八边形A'J'B'H'C'K'D'G'的顶点存在经度横跨±180°时，需要进行连续化处理，如图7所示，连续化处理包括3个步骤。

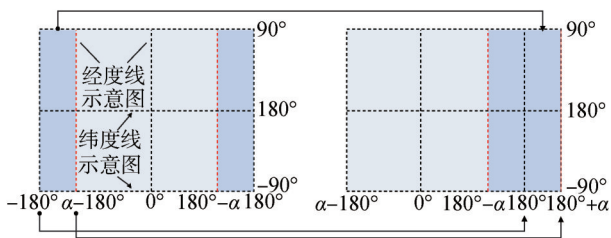


图7 东西经180°连续化处理示意

Fig.7 Diagram of the continuity process of 180°E and 180°W

a) 判断A'、B'、C'、D'点是否至少有一个点的大地经度位于东经(180 - α)°~180°之间，其中α根据矩形视场探测器的水平半角、垂直半角以及地面目标的大地经纬度确定和调整，如果是，令ξ₁ = 1。

b) 判断A'、B'、C'、D'点，是否至少有一个点的大地经度位于西经(180 - α)°~180°之间，如果是，令ξ₂ = -1。

c) 判断ξ₁*ξ₂ = -1是否成立，如果成立，则针对八边形A'J'B'H'C'K'D'G'的8个顶点以及地面目标T的大地经纬度L_k(k = A', B', C', D', G', H', J', K', T)，依次判断L_k ≥ -180°或L_k ≤ (α - 180)°是否成立，如果成立，则令：

$$L_k = L_k + 360°, \text{ if } (L_k \geq -180^\circ) \parallel (L_k \leq (\alpha - 180^\circ)) \quad (20)$$

式中 ||为“或”逻辑。

s的星下点F在平面八边形A'J'B'H'C'K'D'G'上的投影F'可将八边形分为4个封闭的平面四边形，分别为A'J'F'G'、J'B'H'F'、F'H'C'K'、G'F'K'D'，如图5所示。针对任意地面目标T(L_T, B_T)，T位于矩形视场探测器对地观测范围的充要条件为：T位于四边形A'J'F'G'或T位于四边形J'B'H'F'或T位于四边形F'H'C'K'或T位于四边形G'F'K'D'以内。

以四边形A'J'F'G'为例，T位于A'J'F'G'内的充要条件为：A'J' × AT、J'F' × JT、F'G' × FT、G'A' × GT四个矢量叉乘的方向相同。其中矢量A'J'的表达式为

$$A'J' = [L_{A'} - L_{J'}, B_{A'} - B_{J'}, 0] \quad (21)$$

式中 L_{A'}, B_{A'}为A'点的大地经度、大地纬度；L_{J'}, B_{J'}为J'点的大地经度、大地纬度。判断T是否位于四边形J'B'H'F'或F'H'C'K'或G'F'K'D'内的方法同理。

综上所述，一个轨道周期内，s携带的矩形视场探测器姿态对地定向的条件下，矩形视场探测器对T的观测时间窗口w_{s,T}表示为

$$w_{s,T} = \{t | t \in (T \in A'J'F'G' \parallel T \in J'B'H'F' \parallel T \in F'H'C'K' \parallel T \in G'F'K'D')\} \quad (22)$$

式中 T ∈ A'J'F'G'表示T位于封闭四边形A'J'F'G'以内，其他依此类推。

1.3 重访时间计算

在已确定卫星半长轴a_s、偏心率e_s、轨道倾角i_s、近地点幅角ω_s的情况下，根据Walker星座的总卫星数N、轨道平面数C、相位因子Q(0 ≤ Q ≤ C - 1)，可以获取N颗卫星的轨道六根数。本文只考虑N能被C整除的情况，则每个轨道面包含N/C颗卫星。将第m(m = 1, 2, ..., C)个轨道面的第n(n = 1, 2, ..., N/C)

颗卫星 S_{mn} 的轨道六根数记为

$$\mathfrak{R}_{S_{mn}} = [a_s \ e_s \ i_s \ \Omega_{mn} \ w_s \ f_{mn}] \quad (23)$$

式中 Ω_{mn} 为 S_{mn} 的升交点赤经, 计算公式为

$$\Omega_{mn} = \Omega_0 + \frac{2\pi(m-1)}{C} \quad (24)$$

式中 Ω_0 为升交点赤经的初值; f_{mn} 为 S_{mn} 的真近点角, 计算公式为

$$f_{mn} = f_0 + \frac{2\pi}{N} [(m-1)Q + (n-C)] \quad (25)$$

式中 f_0 为真近点角的初值。

根据初始时刻 t_s 的 N 颗卫星的轨道六根数 $\mathfrak{R}_{S_{mn}}$, 可以计算得到卫星 S_{mn} 的位置矢量 $r_{S_{mn}}$ 与速度矢量 $v_{S_{mn}}$ 。针对时间范围 $[t_s, t_o]$, 可以通过轨道递推获取每时刻 S_{mn} 的位置矢量和速度矢量。

针对卫星过顶地面目标, 以 $N/C/Q$ 、 $\mathfrak{R}_{S_{mn}}$ 、 $r_{S_{mn}}$ 、 $v_{S_{mn}}$ 、 $[t_s, t_o]$ 作为输入, 结合式 (1) ~ (2), 可以计算得到 $[t_s, t_o]$ 内 S_{mn} 所有过顶 T 的时间窗口 $w_{S_{mn}T}$, 表示为

$$w_{S_{mn}T} = \left\{ \begin{array}{l} S_{mn}^1 \sim O_{mn}^1 \\ S_{mn}^2 \sim O_{mn}^2 \\ \vdots \\ S_{mn}^{p_{mn}} \sim O_{mn}^{p_{mn}} \end{array} \right\} \quad (26)$$

式中 p_{mn} 为 $[t_s, t_o]$ 内 S_{mn} 对 T 过顶时间窗口的个数; S_{mn}^q ($q = 1, 2, \dots, p_{mn}$) 为第 q 个时间窗口的起始时刻, 此时刻 S_{mn} 对 T 的 $\alpha_{S_{mn}T} = 0^\circ$; O_{mn}^q ($q = 1, 2, \dots, p_{mn}$) 为第 q 个时间窗口的结束时刻, 此时 S_{mn} 对 T 的 $\alpha_{S_{mn}T} = 0^\circ$ 。式 (26) 中的时刻存在以下时间前后关系:

$$S_{mn}^1 < O_{mn}^1 < S_{mn}^2 < O_{mn}^2 < \dots < S_{mn}^{p_{mn}} < O_{mn}^{p_{mn}} \quad (27)$$

针对星载圆形视场探测器的对地目标观测, 以 $N/C/Q$ 、 $\mathfrak{R}_{S_{mn}}$ 、 $r_{S_{mn}}$ 、 $v_{S_{mn}}$ 、 $[t_s, t_o]$ 、 θ_h 、 θ_v 作为输入, 结合式 (4) ~ (7), 可以计算得到 $[t_s, t_o]$ 内 S_{mn} 携带的圆形视场探测器对 T 的所有观测时间窗口 $w_{S_{mn}T}$, 形式与式 (26) 相同。

针对星载矩形视场探测器的对地目标观测, 以 $N/C/Q$ 、 $\mathfrak{R}_{S_{mn}}$ 、 $r_{S_{mn}}$ 、 $v_{S_{mn}}$ 、 $[t_s, t_o]$ 、 θ_h 、 θ_v 作为输入, 结合式 (9) ~ (22), 可以计算得到 $[t_s, t_o]$ 内 S_{mn} 携带的矩形视场探测器对 T 的所有观测时间窗口 $w_{S_{mn}T}$, 形式与式 (26) 相同。针对所有观测时间窗口 $w_{S_{mn}T}$, 计算时间长度的平均值, 记为 w_{ave} 。当星载矩形视场探测器对地目标观测窗口的时间长度小于 $w_{ave} \times 50\%$ 时, 判断此时为某卫星整个轨道周期内地面目标均处于矩形视场探测器可视范围边缘的情况, 不考虑该时间窗口。

针对 N 颗卫星构成的 Walker 星座, 共产生 x_N 个对

T 的过顶或观测时间窗口, x_N 计算公式为

$$x_N = \sum_{n=1}^{N/C} \sum_{m=1}^C p_{mn} \quad (28)$$

将 x_N 个时间窗口按起始时刻的前后排序, 并对存在时间重合的时间窗口 (即同时有一颗以上卫星过顶 T 的情况) 进行合并, 共形成包含 y_N ($y_N \leq x_N$) 个 N 颗卫星对 T 的过顶或观测时间窗口。在时间范围 $[t_s, t_o]$ 内, 基于 y_N 个时间窗口, 依次计算无卫星过顶或观测 T 的时间长度, 即为 $[t_s, t_o]$ 范围内 N 颗卫星对 T 的所有重访时间, 其中的最大值为 $[t_s, t_o]$ 范围内的最长重访时间 $(t_{re})_{max}$, 所有重访时间的平均值为 $[t_s, t_o]$ 范围内的平均重访时间 $(t_{re})_{ave}$ 。

2 Walker 星座方案设计

面向卫星对地面目标 T 在时间范围 $[t_s, t_o]$ 内最大重访时间 $(t_{re})_{max}$ 不大于 $t_{re}|_{max}$ 、平均重访时间 $(t_{re})_{ave}$ 不大于 $t_{re}|_{ave}$ 的应用需求, 在确定卫星轨道半长轴 a_s 、偏心率 e_s 、近地点幅角 w_s 、升交点赤经初值 Ω_0 、近地点幅角初值 f_0 的条件下, 基于遍历择优的思想, 设计 Walker 星座, 以最少的卫星数目满足特定时间范围内的重访时间需求。设计方法包括以下步骤。

a) 根据最大重访时间 $t_{re}|_{max}$, 预估 Walker 星座包含的最少卫星数目 N_{min} , 卫星数目 N 的遍历范围为 $N = N_{min}, N_{min} + 1, N_{min} + 2, \dots$, 且 $N_{min} \geq 1$;

b) 轨道平面数 C 的遍历范围为卫星数目 N 的所有因数, C 为整数且 $1 \leq C \leq N$;

c) 相位因子 Q 的遍历范围为 $Q = 1, 2, \dots, C - 1$;

d) 根据步骤 a~c, 卫星数目为 N 的 Walker 星座方案共 K_N 种, K_N 的计算公式:

$$K_N = k_1 + k_2 + \dots + k_N \quad (29)$$

式中 k_1 为 N 的最小整数因数且 $k_1 = 1$, 以此类推, k_N 为 N 的最大整数因数且 $k_N = N$;

e) 针对卫星过顶地面目标、星载圆形视场探测器观测地面目标、星载矩形视场探测器观测地面目标 3 种工况, 分别从卫星数目为 N_{min} 起, 遍历卫星数目对应的所有 Walker 星座方案, 针对每种星座方案, 通过式 (24) ~ (26) 计算时间窗口并计算最大重访时间与平均重访时间, 当二者均满足重访时间需求时, 停止遍历, 对应的卫星数目即为所需要的最少卫星数目 N_{min} ;

f) 针对3种工况, 分别计算卫星数目 N_m 对应的 K_{N_m} 种 Walker 星座方案的最大重访时间 $(t_{re})_{max}$ 、平均重访时间 $(t_{re})_{ave}$ 。在满足最大重访时间与平均重访时间的前提下, 将最大重访时间与平均重访时间之和最小, 且所需要卫星数目最少的 Walker 星座方案作为设计结果。

3 仿真验证与分析

为验证卫星对地覆盖性模型的准确性, 以及面向重访时间需求的 Walker 星座方案设计方法的合理有效性, 本节构建3类工况仿真场景, 开展数学仿真与分析, 并将算法计算结果与 STK 相同场景下软件计算的重访时间进行对比。

构建的仿真场景为: 针对地面目标 T ($L_T = -120^\circ$ 、 $B_T = +30^\circ$ 、 $H_T = 0$ km), 分别针对卫星过顶地面目标、星载圆形视场探测器 (半锥角 $\theta_s = 45^\circ$) 对地目标观测、星载矩形视场探测器 (水平半角 $\theta_h = 30^\circ$, 垂直半角 $\theta_v = 45^\circ$) 对地目标观测3种工况, 以2026年1月1日00:00:00 (t_s) 至2026年1月2日00:00:00 (t_o) 为时间范围, 以平均重访时间 $t_{re}|_{ave} \leq 3600$ s、最大重访时间 $t_{re}|_{max} \leq 7200$ s 为重访时间需求, 在卫星半长轴 $a_s = 6378.137$ km、偏心率 $e_s = 0$ 、轨道倾角 $i_s = 30^\circ$ 、近地点幅角 $w_s = 0$ 、升交点赤经初值 $\Omega_0 = 0^\circ$ 、真近点角初值 $f_0 = 0^\circ$ 的轨道参数条件下, 设计包含卫星数目最少且重访时间满足需求的 Walker 星座方案。

针对卫星过顶地面目标的工况, 设计参数包括 $\alpha = 30^\circ$ 、 $N_{min} = 1$ 。算法设计结果为满足重访时间需求的 Walker 星座最少包含4颗卫星, 共对应7种 Walker 星座方案, 所有方案的重访时间如图8所示。

针对7种4颗卫星的 Walker 星座, 在 STK 中建立星座对地面目标过顶模型, 且 STK 场景中选用与算法仿真中相同的轨道递推模型。通过 STK 的 Coverage for Target 功能生成重访时间, 与算法计算结果进行对比, 如表1所示。

表1中最后一列是对算法与 STK 在仿真时间范围内全部的重访时间进行对比, 其中平均误差是每段重访时间误差的平均值, 最大误差是每段重访时间误差的最大值。结合图8与表1可以得到以下结论:

a) 针对卫星过顶地面目标, 面向 $t_{re}|_{ave} \leq 3600$ s、

$t_{re}|_{max} \leq 7200$ s 的重访时间需求, 至少需要4颗卫星, 满足重访需求的 Walker 星座方案共3种: $N = 4/C = 4/Q = 0$ 、 $N = 4/C = 4/Q = 1$ 、 $N = 4/C = 4/Q = 2$ 。根据图8可知, 第1种 Walker 星座方案, 即 $N = 4/C = 4/Q = 0$ 仿真时间内的最大重访时间与平均重访时间平均值最小, 为本算法的设计结果。

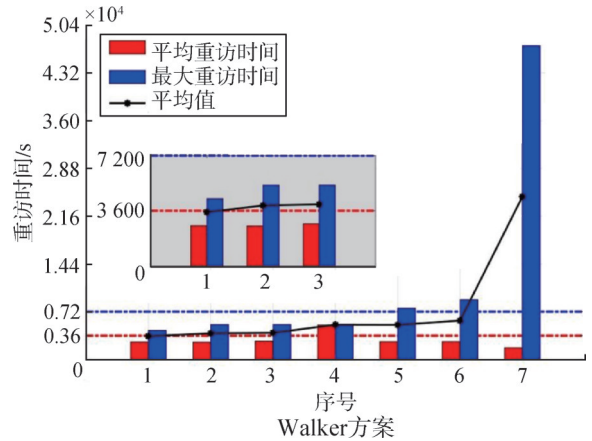


图8 卫星过顶工况:4星 Walker星座重访时间示意

Fig.8 For satellite passing overhead: diagram for revisiting time of 4-satellite Walker constellation options

表1 卫星过顶地面目标工况:算法与 STK 结果对比

Tab.1 For satellite passing overhead: the result comparisons of algorithm and STK

序号	卫星个数	轨道面数	相位因子	平均重访时间/s			最大重访时间/s			重访时间的平均误差/最大误差/s
				算法	STK	误差	算法	STK	误差	
1	4	4	0	2 638	2 638	0	4 287	4 387	0	0.3/0.8
2	4	4	1	2 756	2 756	0	5 280	5 280	0	0.3/1.4
3	4	4	2	2 615	2 615	0	5 276	5 276	0	0.3/0.8
4	4	4	3	5 198	5 198	0	5 283	5 283	0	0.2/0.7
5	4	2	0	2 699	2 699	0	9 033	9 033	0	0.3/0.8
6	4	2	1	2 693	2 693	0	7 744	7 744	0	0.3/0.9
7	4	1	0	1 774	1 774	0	47 331	47 330	1	0.3/0.9

b) 将算法在软件中的运算结果与 STK 仿真结果进行对比, 在仿真时间范围内重访时间的平均误差不大于0.3 s, 最大误差不大于1.4 s, 验证了卫星过顶地面目标模型的准确性, 以及 Walker 星座设计算法的合理有效性。

针对卫星搭载圆形视场探测器对地目标观测的工况, 设计参数包括 $\alpha = 30^\circ$ 、 $N_{min} = 4$ 。算法设计结果为满足重访时间需求的 Walker 星座最少包含8颗卫星, 共对应15种 Walker 星座方案, 所有方案的重访时间如图9所示。

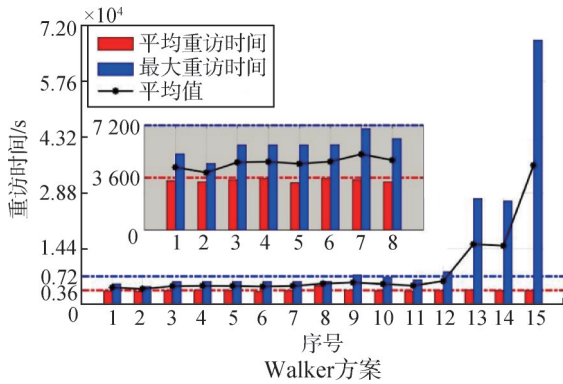


图9 圆形视场探测器工况:8星 Walker星座重访时间示意

Fig.9 For circular-field-of-view sensor: diagram for revisiting time of 8-satellite Walker constellation options

针对 15 种 8 颗卫星的 Walker 星座，在 STK 中建立搭载圆形视场探测器 ($\theta_s = 45^\circ$) 星座对地目标观测模型，且 STK 场景中选用与算法仿真中相同的轨道递推模型。通过 STK 的 Coverage for Target 功能生成重访时间，与算法计算结果进行对比，如表 2 所示。

表 2 圆形视场探测器工况算法与 STK 结果对比

Tab.2 For circular-field-of-view sensor: the result comparisons of algorithm and STK

序号	卫星个数	轨道面数	相位因子	平均重访时间/s			最大重访时间/s			重访时间的平均误差/最大误差/s
				算法	STK	误差	算法	STK	误差	
1	8	8	0	3 395	3 395	0	5 240	5 240	0	0.4/2.5
2	8	8	1	3 324	3 324	0	4 574	4 574	0	0.3/1.0
3	8	8	2	3 468	3 468	0	5 858	5 858	0	0.5/2.2
4	8	8	3	3 622	3 621	1	5 860	5 860	0	0.4/1.6
5	8	8	4	3 543	3 543	0	5 858	5 858	0	0.4/1.1
6	8	8	5	3 256	3 256	0	5 858	5 858	0	0.3/1.1
7	8	8	6	3 543	3 542	1	5 872	5 872	0	0.4/1.4
8	8	8	7	4 776	4 776	0	5 882	5 882	0	0.3/0.9
9	8	4	0	3 619	3 619	0	7 606	7 606	0	0.3/1.4
10	8	4	1	3 466	3 466	0	6 979	6 977	2	0.4/2.5
11	8	4	2	3 323	3 323	0	6 294	6 294	0	0.4/1.2
12	8	4	3	3 540	3 540	0	8 426	8 426	0	0.4/1.4
13	8	2	0	3 702	3 702	0	27 346	27 345	1	0.4/1.4
14	8	2	1	3 544	3 544	0	26 691	26 690	1	0.6/2.6
15	8	1	0	3 543	3 543	0	68 354	68 353	1	0.5/1.4

结合图 9 与表 2 可以得到以下结论：

a) 针对星载圆形视场探测器对地目标观测，面向 $t_{re|ave} \leq 3\ 600\ s$ 、 $t_{re|max} \leq 7\ 200\ s$ 的重访时间需求，至少需要 8 颗卫星，满足重访需求的 Walker 星座方案共

8 种： $N = 8/C = 8/Q = 0$ 、 $N = 8/C = 8/Q = 1$ 、 $N = 8/C = 8/Q = 2$ 、 $N = 8/C = 8/Q = 4$ 、 $N = 8/C = 8/Q = 5$ 、 $N = 8/C = 8/Q = 6$ 、 $N = 8/C = 4/Q = 1$ 、 $N = 8/C = 4/Q = 2$ ，根据图 9 可知，第 2 种 Walker 星座方案，即 $N = 8/C = 8/Q = 1$ 仿真时间内的最大重访时间与平均重访时间平均值最小，为本算法的设计结果。

b) 将算法在软件中的运算结果与 STK 仿真结果进行对比，在仿真时间范围内重访时间的平均误差不大于 0.6 s，最大误差不大于 2.6 s，验证了搭载圆形视场探测器对地目标观测模型的准确性，以及 Walker 星座设计算法的合理有效性。

针对卫星搭载矩形视场探测器对地目标观测的工况，设计参数包括 $\alpha = 30^\circ$ 、 $N_{min} = 4$ 。算法设计结果为满足重访时间需求的 Walker 星座最少包含 8 颗卫星，共对应 15 种 Walker 星座方案，所有方案的重访时间如图 10 所示。

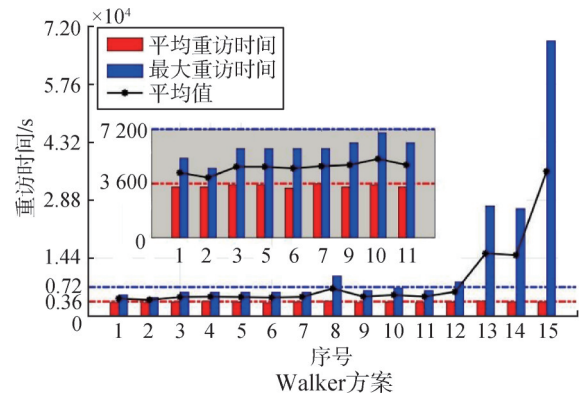


图 10 矩形视场探测器工况:8星 Walker星座重访时间示意

Fig.10 For rectangular-field-of-view sensor: diagram for revisiting time of 8-satellite Walker constellation options

针对 15 种 8 颗卫星的 Walker 星座，在 STK 中建立搭载矩形视场探测器 ($\theta_h = 30^\circ$ ， $\theta_v = 45^\circ$) 星座对地目标观测模型，且 STK 场景中选用与算法仿真中相同的轨道递推模型。通过 STK 的 Coverage for Target 功能生成重访时间，与算法计算结果进行对比，如表 3 所示。

结合图 10 与表 3 可以得到以下结论：

a) 针对星载矩形视场探测器对地目标观测，面向 $t_{re|ave} \leq 3\ 600\ s$ 、 $t_{re|max} \leq 7\ 200\ s$ 的重访时间需求，至少需要 8 颗卫星，满足重访需求的 Walker 星座方案共

9 种： $N = 8/C = 8/Q = 0$ 、 $N = 8/C = 8/Q = 1$ 、 $N = 8/C = 8/Q = 2$ 、 $N = 8/C = 8/Q = 4$ 、 $N = 8/C = 8/Q = 5$ 、 $N = 8/C = 8/Q = 6$ 、 $N = 8/C = 4/Q = 0$ 、 $N = 8/C = 4/Q = 1$ 、 $N = 8/C = 4/Q = 2$ 。根据图 10 可知，第 2 种 Walker 星座方案，即 $N = 8/C = 8/Q = 1$ 仿真时间内的最大重访时间与平均重访时间平均值最小，为本算法的设计结果。

表3 矩形视场探测器工况算法与 STK 仿真结果对比

Tab.3 For rectangular-field-of-view sensor: the result comparisons of algorithm and STK

序号	卫星个数	轨道面数	相位因子	平均重访时间/s			最大重访时间/s			重访时间的平均误差/最大误差/s
				算法	STK	误差	算法	STK	误差	
1	8	8	0	3 370	3 370	0	5 277	5 277	0	0.9/4.3
2	8	8	1	3 368	3 369	1	4 621	4 622	1	1/2.7
3	8	8	2	3 512	3 513	1	5 923	5 924	1	1/2.9
4	8	8	3	3 669	3 670	1	5 923	5 924	1	1/2.8
5	8	8	4	3 514	3 515	1	5 918	5 919	1	1/4
6	8	8	5	3 300	3 301	1	5 924	5 924	0	1/3
7	8	8	6	3 589	3 590	1	5 924	5 924	0	0.9/2.5
8	8	8	7	3 750	3 751	1	9 941	9 942	1	0.9/2
9	8	4	0	3 369	3 369	0	6 307	6 308	1	0.9/2.2
10	8	4	1	3 513	3 513	0	6 963	6 964	1	1/2
11	8	4	2	3 369	3 369	0	6 307	6 308	1	1/2.2
12	8	4	3	3 589	3 590	1	8 462	8 463	1	1/2
13	8	2	0	3 753	3 754	1	27 349	27 350	1	0.9/2.2
14	8	2	1	3 589	3 590	1	26 676	26 677	1	1.1/2.2
15	8	1	0	3 589	3 590	1	68 331	68 331	0	1/2.5

b) 将算法在软件中的运算结果与 STK 仿真结果进行对比，在仿真时间范围内重访时间的平均误差不大于 1.1 s，最大误差不大于 4.3 s，验证了搭载矩形视场探测器对地目标观测模型的准确性，以及 Walker 星座设计算法的合理有效性。

综上所述，针对卫星过顶地面目标、星载圆形视场探测器对地目标观测、星载矩形视场探测器对地目标观测 3 种工况，对比基于 Walker 星座设计算法得到的对地目标观测重访时间与 STK 生成数据，平均重访时间误差小于 1 s，最大重访时间误差小于 1 s，仿真时间范围内各段重访时间的平均值小于 1.1 s、最大值小于 4.3 s。通过对比分析，验证了 3 类时间窗口计算模型具备准确性，Walker 星座方案设计算法具备正确性、有效性。

4 结束语

针对面向重访时间需求的 Walker 星座设计问题，构建了卫星过顶地面目标、星载圆形视场探测器对地目标观测、星载矩形视场探测器对地目标观测 3 种卫星对地覆盖性模型。通过 3 类工况示例仿真以及与 STK 的结果对比，验证了所提出的方法能够根据重访时间需求生成卫星数目最少的 Walker 星座方案，且具备准确性、合理性、可行性。

参 考 文 献

- [1] 李胜西, 李海阳, 何湘粤. 面向全球快速重访的限制性 Walker 星座设计方法[J]. 系统工程与电子技术, 2024, 46(12): 4149-4156.
LI Shengxi, LI Haiyang, HE Xiangyue. Design method of restricted Walker constellation for global rapid revisit[J]. Systems Engineering and Electronics, 2024, 46(12): 4149-4156.
- [2] SUNG T, AHN J. Optimal deployment of satellite mega-constellation[J]. Acta Astronautica, 2023, 202: 653-669.
- [3] BHAMIDIPATH S, MINA T, SANCHEZ A, et al. Satellite constellation design for a lunar navigation and communication system[J]. Navigation: Journal of the Institute of Navigation, 2023, 70(4): 613.
- [4] ABASHIDZE A, CHERNYKH I, MEDNIKOVA M. Satellite constellations: international legal and technical aspects[J]. Acta Astronautica, 2022, 196: 176-185.
- [5] 龚宇鹏, 张世杰. 偶数重连续覆盖的 Walker 星座设计方法[J]. 宇航学报, 2022, 43(9): 1163-1175.
GONG Yupeng, ZHANG Shijie. Design method for even-fold continuous-coverage Walker Constellation[J]. Journal of Astronautics, 2022, 43(9): 1163-1175.
- [6] GONG Y, ZHANG S, PENG X. Quick coverage analysis of mega Walker constellation based on 2D map[J]. Acta Astronautica, 2021, 188: 99-109.
- [7] 耿健, 金文, 闫新峰, 等. 基于 BB84 协议的低轨卫星下行量子密钥分发链路评估[J]. 导航与航天运载技术, 2020(5): 103-108.
GENG Jian, JIN Wen, YAN Xinfeng, et al. Evaluation of downlink quantum key distribution for LEO satellites based on BB84 protocol [J]. Missiles and Space Vehicles, 2020(5): 103-108.
- [8] WALKER J G. Some circular orbit patterns providing continuous whole Earth coverage[J]. Journal of the British Interplanetary Society, 1971, 24(7): 369-384.
- [9] DENG Z L, GE W X, YIN L, et al. Optimization design of two-layer walker constellation for LEO navigation augmentation using a dynamic multi-objective differential evolutionary algorithm based on elite guidance[J]. GPS Solutions, 2023, 27(1): 26.
- [10] 赵会朋, 李博骁, 秦晓珊, 等. 侦察卫星对地覆盖区域建模分析与仿真[J]. 兵工自动化, 2024, 43(9): 73-78.
ZHAO Huipeng, LI Boxiao, QIN Xiaoshan, et al. Modeling, analysis and simulation of reconnaissance satellite coverage area[J]. Ordnance Industry Automation, 2024, 43(9): 73-78.
- [11] 胡雅斯, 孟新, 李立钢. 适用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.
- HU Yasi, MENG Xin, LI Ligang. A satellite coverage computing model for multi-sensor[J]. Remote Sensing Technology and Application, 2009, 24(4): 537-542.
- [12] HE X Y, LI H Y. General analysis method for global revisit characteristics of satellite constellation with repeating ground tracks[J]. Acta Astronautica, 2023, 202: 319-332.
- [13] SAULSKIY V K. A vector method for synthesis of orbits and the structure of satellite constellations for multiswath periodic coverage of the Earth[J]. Cosmic Research, 2016, 54(4): 313-324.
- [14] 苗悦. 快速响应成像卫星在轨任务规划与姿态控制[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2020.
- MIAO Yue. Onboard task planning and attitude control of fast response imaging satellites[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2020.
- [15] 苗悦, 陈升泽, 白云飞, 等. 轨道机动空间飞行器对地观测在轨任务规划[J]. 宇航总体技术, 2024, 8(6): 24-32.
- MIAO Yue, CHEN Shengze, BAI Yunfei, et al. Earth-observation onboard task planning for spacecraft with orbit-maneuver abilities[J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2024, 8(6): 24-32.

作者简介

- 苗悦 (1991—), 女, 博士, 工程师, 主要研究方向为体系总体设计。
- 刘富豪 (1997—), 男, 工程师, 主要研究方向为体系总体设计。
- 陈升泽 (1987—), 男, 研究员, 主要研究方向为体系总体设计。
- 范青正 (1989—), 男, 高级工程师, 主要研究方向为体系总体设计。
- 白云飞 (1989—), 男, 高级工程师, 主要研究方向为体系总体设计。

(上接第76页)

- [6] 程度旺, 张铁军, 郑海. 大吨位起重机液压系统故障分析与处理[J]. 液压与气动, 2014(10): 95-98.
- CHENG Duwang, ZHANG Tiejun, ZHENG Hai. Failure analysis and handling for crane hydraulic system[J]. Chinese Hydraulics & Pneumatics, 2014(10): 95-98.
- [7] 陈昭明, 徐泽宇, 邹劲松. 多功能铺设台车液压系统动态特性及故障仿真[J]. 液压与气动, 2018, 9(11): 63-69.
- CHEN Zhaoming, XU Zeyu, ZOU Jinsong. Dynamic characteristics and fault simulation of hydraulic system for multi-functional laying trolley[J]. Chinese Hydraulics & Pneumatics, 2018, 9(11): 63-69.
- [8] 刘智键, 刘宝林, 胡远彪. 液压卷扬系统失速故障的仿真研究[J]. 液压与气动, 2016, 12(6): 37-45.
- LIU Zhijian, LIU Baolin, HU Yuanbiao. Simulation for fault diagnosis of hydraulic winch system stall[J]. Chinese Hydraulics & Pneumatics, 2016, 12(6): 37-45.
- [9] 王强, 刘玉科. 基于SimHydraulics的某飞机起落架液压系统建模与故障仿真[J]. 液压与气动, 2020, 4(20): 123-129.
- WANG Qiang, LIU Yuke. Modeling and fault simulation of landing gear hydraulics system for certain aircraft based on SimHydraulics[J]. Chinese Hydraulics & Pneumatics, 2020, 4(20): 123-129.
- [10] 张立杰, 鄂东辰, 王晋川. 翻车机液压控制系统常见故障仿真研究[J]. 液压与气动, 2015, 9(22): 89-93.
- ZHANG Lijie, E Dongchen, WANG Jinchuan. Common faults of hydraulic control system of rotary dump[J]. Chinese Hydraulics & Pneumatics, 2015, 9(22): 89-93.
- [11] 黄雄军. 基于AMESim的电液伺服系统故障仿真研究[D]. 柳州: 广西科技大学, 2014.
- HUANG Xiongjun. Fault simulation research of electro-hydraulic servo system based on AMESim[D]. Liuzhou: Guangxi University of Science and Technology, 2014.
- [12] 唐海军, 卢桂琴. 某重型起重机支腿锁故障诊断与改进[J]. 液压与气动, 2015, 1(30): 131-133.
- TANG Haijun, LU Guiqin. The fault analysis and improvement for a crane outrigger lock[J]. Chinese Hydraulics & Pneumatics, 2015, 1(30): 131-133.
- [13] 刘学慧. 某运输车液压系统故障分析与改进[J]. 液压与气动, 2015, 1(26): 114-116.
- LIU Xuehui. Failure analysis and adaptation for hydraulic system in a transportation vehicle[J]. Chinese Hydraulics & Pneumatics, 2015, 1(26): 114-116.
- [14] 姚成玉, 侯安农, 陈东宁. 基于T-S故障树的液压轮边制动系统可靠性分析[J]. 液压与气动, 2019, 6(3): 11-16.
- YAO Chengyu, HOU Annong, CHEN Dongning. Reliability analysis based on T-S fault tree for hydraulic wheel braking system[J]. Chinese Hydraulics & Pneumatics, 2019, 6(3): 11-16.

作者简介

- 王辉 (1996—), 男, 工程师, 主要研究方向为发射总体技术。
- 吕明亮 (1993—), 男, 工程师, 主要研究方向为液压元件与系统。
- 王玺 (1984—), 男, 博士, 研究员, 主要研究方向为系统仿真技术及系统可靠性。
- 韦学中 (1976—), 男, 研究员, 主要研究方向为地面支持与发射技术。