

# 基于星下点轨迹分析的应急观测星座设计<sup>1)</sup>

吴亦烜<sup>\*,2)</sup> 范滨琿<sup>\*</sup> 喻中扬<sup>\*</sup> 曹弘毅<sup>\*</sup> 唐子杰<sup>†</sup> 武迪<sup>†,3)</sup>

<sup>\*</sup>(清华大学行健书院, 北京 100084)

<sup>†</sup>(清华大学航天航空学院, 北京 100084)

**摘要** 针对应急对地观测任务中的多目标高效重访需求, 提出了一种结合星下点轨迹分析与网格搜索的星座设计方法。通过分析回归轨道的几何特性, 识别出制约覆盖效率的两个目标群, 并采用子星座分工优化覆盖; 同时, 设计了基于轨迹交点分布的 3 h 重访时序, 通过优化初始轨道缩小机动调度的寻优空间。仿真结果表明, 仅需 8 颗卫星即可满足固定目标 6 h、移动目标 3 h 的最大重访约束, 同时总脉冲消耗优化至 1927.39 m/s, 为低成本应急星座设计提供了可行方案。

**关键词** 轨道设计, 空间快速响应, 星下点轨迹, 回归轨道, 机动调度

中图分类号: V412.4 DOI: [10.6052/1000-0879-25-071](https://doi.org/10.6052/1000-0879-25-071)

文献标识码: A CSTR: [32047.14.1000-0879-25-071](https://cstr.cn/32047.14.1000-0879-25-071)

## CONSTELLATION DESIGN FOR EMERGENCY OBSERVATION BASED ON SUB-SATELLITE POINT TRAJECTORY ANALYSIS<sup>1)</sup>

WU Yixuan<sup>\*,2)</sup> FAN Binhui<sup>\*</sup> YU Zhongyang<sup>\*</sup> CAO Hongyi<sup>\*</sup> TANG Zijie<sup>†</sup> WU Di<sup>†,3)</sup>

<sup>\*</sup>(Xingjian College, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

<sup>†</sup>(School of Aerospace Engineering, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

**Abstract** To address the need for efficient multi-target revisits in emergency Earth observation missions, this paper proposes a constellation design method that integrates subsatellite point trajectory analysis and grid search. By examining the geometric properties of repeat ground track orbit, two target groups limiting coverage efficiency are identified, and sub-constellation division is employed to optimize coverage. Additionally, a 3-hour revisit timing timeline is designed based on the distribution of trajectory intersections, and the optimization space for maneuver planning is reduced by refining the initial orbits. Simulation results demonstrate that only eight satellites are required to meet the maximum revisit constraints of six hours for fixed targets and three hours for moving targets, while the total impulse consumption is optimized to 1927.39 m/s, offering a feasible solution for low-cost emergency constellation design.

**Keywords** trajectory optimization, space rapid response, ground track, repeat orbit, maneuver scheduling

随着空间快速响应技术的迅猛发展, 卫星的制造和发射成本将大大降低, 部署入轨所需的时间

也将显著减少, 基于库存卫星快速搭建一个可执行应急任务的小规模星座将具备可行性<sup>[1-3]</sup>。轨

2025-03-10 收到第 1 稿, 2025-05-14 收到修改稿。

1) 国家自然科学基金(12302058)、青年人才托举工程(2023QNRC001)和北京市自然科学基金培育项目(L252107)资助。

2) 吴亦烜, 清华大学行健书院在读本科生。

3) 通讯作者: 武迪, 博士, 助理研究员, 主要从事航天器轨道动力学与控制方面的研究, 研究方向包括连续推力轨迹优化、深空探测大规模复杂任务设计等。E-mail: [1522620129@qq.com](mailto:1522620129@qq.com)

**引用格式:** 吴亦烜, 范滨琿, 喻中扬等. 基于星下点轨迹分析的应急观测星座设计. 力学与实践, 2025, 47(6): 1113-1120

Wu Yixuan, Fan Binhui, Yu Zhongyang, et al. Constellation design for emergency observation based on sub-satellite point trajectory analysis. *Mechanics in Engineering*, 2025, 47(6): 1113-1120

道优化是空间快速响应任务的关键环节,通过优化星座构型、协同策略和机动调度,能够减少卫星数量、降低燃料消耗并提升重访频率,从而最大化任务效能。第十三届中国空间轨道设计竞赛(The 13th China Trajectory Optimization Competition, CTOC13)丙题<sup>[1]</sup>以未来潜在的应急对地观测任务为背景,假定了全球范围内多个分散的固定目标和一个移动目标,要求设计卫星数量和机动脉冲总量最小的星座方案,完成对所有目标的重访观测。

空间快速响应任务通常采用低地球轨道(low-Earth orbit, LEO),以实现快速部署和高频次、高分辨率的对地观测。但单颗LEO卫星的覆盖范围较小,需要对星下点轨迹进行精细优化。Walker星座的星下点轨迹密度较高,常应用于全球覆盖问题,但常规的Walker星座对同一星下点重访次数少,不适用于对重访时间要求较高的问题。Lee<sup>[4]</sup>通过研究地面重复轨迹的几何特性,提出了一种分组匹配地面目标与卫星轨迹交点的方法,显著提升星座对特定区域的重访性能。在回归轨道的基础上,为缩短重访时间,常采用共轨迹星座设计,通过多星组网协同观测提升整体覆盖效果<sup>[5-6]</sup>。针对多个分散目标的覆盖问题,乔鹏昊等<sup>[7]</sup>提出了基于双层优化的共地面轨迹星座设计方法,结果显示,相较于基于Walker- $\delta$ 构型和基于NSGA-II优化的设计结果,分类优化方案可以显著提升寻优效率和目标覆盖率。

在应急观测任务中,设计合理的机动调度方案可以提高单星利用率,减少所需的卫星数量。Zhu等<sup>[8]</sup>研究了不同脉冲机动方式下卫星应急调度的最小燃料成本。张海洋等<sup>[9]</sup>和张刚等<sup>[10]</sup>探讨了单脉冲和连续推力的星下点轨迹机动优化问题。Zhang等<sup>[11]</sup>提出了一种给定时间内观测大尺度地面目标的卫星机动任务设计方法,在燃料优化和精确重访方面优化性能出色。然而,如何设计能兼顾固定与移动目标重访需求的优化策略,仍是当前面临的一大挑战。例如,即便移动目标的轨迹已知,卫星机动调度仍可能导致固定目标丢失、重访时间波动等问题,需要深入研究。

本文展示了CTOC13丙题的冠军团队解法,并深入讨论了回归轨道的星下点轨迹特性,提出

了一种结合星下点轨迹解析分析和网格搜索的星座设计方法,有效降低了优化问题的复杂度,提升了利用航天任务设计软件求解近优星座方案的效率和效果。

## 1 应急观测星座设计问题

在任务时段内,共 $n$ 颗卫星构成小规模星座,针对20个地面固定目标以及1个海上移动目标开展为期2d的应急观测任务:对每个地面固定目标的最大重访时间小于6h,且对海上移动目标的最大重访时间小于3h。要求采用尽量少的库存卫星,设计每颗星的初始轨道以及任务时段内的轨道机动方案,完成对全部地面固定目标和海上移动目标的重访观测任务。

### 1.1 动力学模型与设计指标

所有卫星在运动过程中仅考虑地球中心引力和非球形 $J_2$ 项摄动,忽略其他摄动力的影响。在地心惯性坐标系下,卫星的轨道动力学方程为

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\frac{\mu}{r^3}\mathbf{r} + \mathbf{a}_{J_2} \quad (1)$$

式中, $\mu$ 为地球引力常数,采用WGS-84模型; $\mathbf{r} = [x, y, z]^T$ 为卫星的位置矢量, $\mathbf{a}_{J_2}$ 为地球扁率引起的 $J_2$ 项摄动加速度。卫星采用大推力化学推进器,机动过程近似为瞬时脉冲。本文采用的动力学模型可基于国防科技大学自主研发的航天任务设计软件(Aerospace Tool Kit, ATK)进行仿真和验证<sup>[12-13]</sup>。

星座中部署的卫星数量不得超过20颗。初始时刻,所有卫星的轨道高度必须在500~1000km之间;初始时刻之后至任务结束前的2d内,所有卫星的轨道高度必须在200~1000km之间。每颗卫星的总速度增量上限为1000m/s,脉冲次数不限。每颗卫星均具备全天候对地观测能力,携带一个矩形敏感器,视场半锥角为20°;当某时刻某个地面或海上目标进入到任意一颗卫星的视场内,即认为成功观测到该目标一次。

本文考虑两项设计指标。第一设计指标为星座部署卫星数量

$$S_1 = n \quad (2)$$

第二设计指标为最小化所有机动卫星的总脉冲

$$S_2 = \sum_{k=1}^n \Delta v_k \quad (3)$$

式中， $\Delta v_k$  为第  $k$  颗机动卫星的脉冲总量。对于任意的两个方案， $S_1$  更小的方案更优；若  $S_1$  相同，则  $S_2$  更小的方案更优。

## 1.2 场景参数

任务时段为 UTC 时间 2035 年 9 月 26 日 12 时至 9 月 28 日 12 时。

海上目标以恒定速度从起点（10.642°N, 53.558°E）向终点（6.582°N, 77.963°E）运动；地面固定目标的经纬度如表 1 所示。

表 1 地面固定目标经纬度  
Table 1 Latitude and longitude of ground fixed targets

target number	latitude/(°)	longitude/(°)
1	23.701	120.500
2	36.908	127.879
3	40.197	126.361
4	56.718	38.243
5	49.409	28.066
6	18.442	42.819
7	15.505	49.770
8	9.984	49.514
9	-24.539	32.108
10	43.923	23.521
11	37.951	33.445
12	35.402	-116.512
13	36.107	-77.997
14	31.315	-83.652
15	4.773	-72.428
16	-49.807	-70.047
17	23.282	105.846
18	28.182	94.039
19	28.224	78.130
20	46.963	-67.550

## 2 星座设计方法

在时间约束下，星座对目标的每次覆盖可以抽象为高维时空点，这类复杂搜索问题可采用启发式算法进行优化。然而，由于搜索空间巨大且容易陷入局部最优，直接依赖算法求解可能效率

较低。如果能根据约束条件（如重访时间、目标分布等）预先筛选出具有特定性质的构型，就能显著缩小寻优空间，提升设计效率，从而在有限时间内获得更优的结果。

考虑到任务时长为 2 d，采用回归周期为 1 d 的回归轨道可有效简化重访问题的复杂度。在此基础上，可以设计多颗卫星沿相同星下点轨迹运行，并通过时间错位的方式依次经过目标，进一步缩短重访时间。本文采用 4 颗回归周期为 1 d 的卫星构成一个共星下点轨迹星座，星座中卫星满足的条件为

$$\left. \begin{aligned} \mathbf{r}_k(t) &= \mathbf{r}_1 [t - 6 \times (k - 1)] \\ \mathbf{v}_k(t) &= \mathbf{v}_1 [t - 6 \times (k - 1)] \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

式中， $\mathbf{r}_k(t)$  和  $\mathbf{v}_k(t)$  为第  $k$  颗卫星在地心固连系下的位置和速度，时间  $t$  的单位为 h。第二、三、四颗卫星将分别以 6 h 间隔依次通过首颗卫星的星下点。因此，若首颗卫星能在 1 d 内单次覆盖某地面目标，该星座即满足此目标的重访约束。由于星座构型取决于首颗卫星的轨道根数，星座参数优化可简化为对单个回归轨道星下点轨迹的优化问题。

本文研究发现，存在良好的回归轨道星下点轨迹，使单个子星座可以覆盖大部分地面目标，并且两个子星座即可满足所有地面目标的重访条件，进而用 8 颗卫星有望同时实现对海上移动目标的 3 h 重访（下文称为加倍重访）。但低轨卫星视场范围较小，加之地面目标数量众多且位置分散，海上目标航迹跨度较大，这些对子星座的星下点轨迹规划提出了很高的要求。为避免全局搜索不收敛或陷入局部最优的困境，本文基于星下点轨迹的约束分析和解析估计提出了一种设计方法，逐步控制参数范围，从而有效地将全局优化问题转化为局部优化问题。

### 2.1 回归轨道参数约束

回归周期为 1 d 的轨道由回归圈数  $K$ 、轨道倾角  $i$  和升交点赤经  $\Omega$  3 个参数决定。首先，基于轨道高度约束条件，经计算仅存在  $K = 14$  和  $K = 15$  两种可行的回归轨道。考虑到卫星视场面积与轨道高度的平方成正比关系， $K = 15$  的回归轨道高度低，卫星视场小，覆盖性能不理想。因此本文选择  $K = 14$  为回归圈数。

其二，顺行轨道和逆行轨道的回归周期和空间分布有明显差异。 $J_2$ 项摄动下，卫星轨道近地点幅角 $\omega$ ，升交点赤经 $\Omega$ 和平近点角 $M$ 的平均摄动为<sup>[14]</sup>

$$\begin{aligned}\dot{\omega} &= \frac{3}{2} \frac{J_2}{(1-e^2)^2} \left(\frac{R_E}{a}\right)^2 \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} \left(2 - \frac{5}{2} \sin^2 i\right) \\ \dot{\Omega} &= -\frac{3}{2} \frac{J_2}{(1-e^2)^2} \left(\frac{R_E}{a}\right)^2 \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} \cos i \\ \dot{M} &= \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} \left[1 + \frac{3}{2} \frac{J_2}{(1-e^2)^{\frac{3}{2}}} \left(\frac{R_E}{a}\right)^2 \left(1 - \frac{3}{2} \sin^2 i\right)\right]\end{aligned}\quad (5)$$

式中， $a$ 为轨道半长轴， $e$ 为轨道偏心率， $i$ 为轨道倾角，它们在 $J_2$ 项摄动下近似不变。回归周期为1 d的卫星精确的回归周期 $T_D$ 为<sup>[14-15]</sup>

$$T_D = \frac{2\pi}{\omega_E - \dot{\Omega}} \quad (6)$$

式中， $\omega_E$ 为地球自转角速度。由式(5)和式(6)可知，“回归周期为1 d”的轨道实际回归周期并非精确等于24 h（一个太阳日），严格满足24 h回归周期的轨道须具备太阳同步特性。顺行轨道（倾角 $<90^\circ$ ）的回归周期短于24 h，其共星下点轨迹星座可实现平均6 h以内的地面目标重访观测；而逆行轨道（倾角 $>90^\circ$ ）回归周期大多超过24 h，仅用4星构型难以满足重访需求。

设卫星某次经过升交点为 $t=0$ 时刻，则星下点对应地可以表示为

$$u = (\dot{\omega} + \dot{M}) \cdot t \quad (7)$$

$t$ 时刻星下点的纬度 $\varphi$ 和经度 $\lambda$ 可用轨道根数和纬度辐角 $u$ 表达为<sup>[10]</sup>

$$\left. \begin{aligned}\varphi &= \arcsin(\sin i \cdot \sin u) \\ \lambda &= \arctan(\cos i \cdot \tan u) + \lambda_0 + (\dot{\Omega} - \omega_E)t\end{aligned}\right\} \quad (8)$$

式中， $\lambda_0$ 为 $t=0$ 时刻星下点的经度， $u \in (-\pi/2 + 2k\pi, \pi/2 + 2k\pi)$ ， $k \in \mathbb{Z}$ 。本文将 $u = \pi/2 + 2k\pi$ 的星下点称为最高点， $u = 3\pi/2 + 2k\pi$ 的点称为最低点。 $J_2$ 项摄动下，圆轨道卫星经过升交点时相对地面速度不变，这表明相邻升交点间的星下点轨迹具有严格重复性。回归周期为1 d的卫星每次沿相同方向经过某一纬度时，其星下点经度向西偏移 $(360/K)^\circ$ ，从而形成均匀分布的 $K$ 条上升段轨迹和 $K$ 条下降段轨迹。考虑顺行回归轨道的一条上升段轨迹，其前一个下降段轨迹的最高点在其最高点东侧，其后一个下降段轨迹的

最低点在其最低点西侧。由于该卫星自西向东运行，上升段轨迹和它前后的下降段轨迹都不相交，每条上升段轨迹上共有 $K-2$ 个交点，如图1所示。

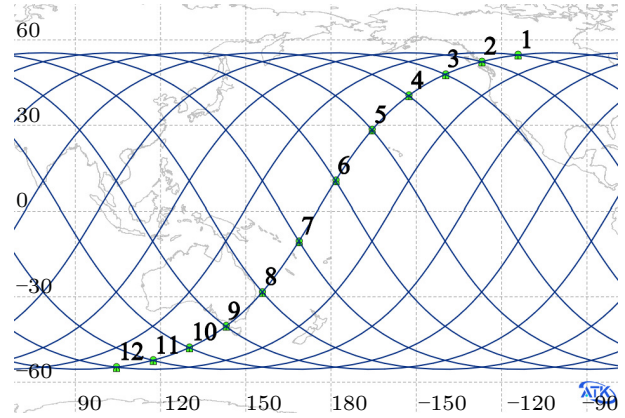


图1 顺行轨道星下点轨迹交点 ( $K=14$ )  
Fig. 1 Ground track intersection points of prograde orbit ( $K=14$ )

值得注意的是，对于逆行回归轨道，由于卫星自东向西运行，上升段轨迹和它前后的下降段轨迹都相交，每条上升段轨迹上共有 $K$ 个交点。这表明，当 $K$ 相同时，倾角互补的两条回归轨道的星下点轨迹在空间分布上存在较大差异：在经度-纬度坐标系中，顺行回归轨道的星下点轨迹倾斜度更大，沿经线方向密度更低。

对于CTOC13的场景，顺行和逆行的单个星下点轨迹最多都只能覆盖17个地面固定目标，而逆行轨道则需要增加第五颗卫星来保证重访约束，因此选择顺行的回归轨道来构建共星下点轨迹星座。

## 2.2 星下点轨迹的空间约束

顺行回归轨道的星下点轨迹密度较低且经度间隔固定，因此目标的空间分布是星座对地覆盖效能的主要约束。相邻的同方向轨迹在纬度 $\varphi$ 处的横向距离 $d$ 可表示为 $d = 2\pi R_E \cos \varphi / K$ ，该距离随纬度降低而增大。由于圆轨道卫星的视场面积基本不变，其覆盖带的经度跨度随纬度降低而减小。同时，随着纬度降低，卫星速度方向与赤道面的夹角增大，使得其星下点轨迹沿经线方向的密度减小。因此，当纬度接近轨道倾角时，易形成沿纬线的连续覆盖条带；而低纬度区域因相邻轨迹间距离较大，存在显著的覆盖空白。

基于上述分析，本文发现在轨道倾角受约束

时，有一类存在覆盖矛盾的目标群：由连续的多个目标或航迹组成，纬度相近且远低于轨道倾角，经度跨度较大。以 CTOC13 丙题的场景为例（图 2 给出了部分地面目标的位置及海上目标航迹）：首先，当单个子星座需要覆盖高纬度目标（如纬度最高的 4 号目标）时，由于其轨道倾角较大，导致 1, 17, 18 和 19 号地面目标（纬度较低且经度相距  $10^\circ \sim 20^\circ$  连续分布）附近星下点轨迹间距较大，4 个目标无法被该子星座全部覆盖。进而，两个子星座的轨道倾角均受制于此目标群，这导致了第二个特殊的目标群：海上移动目标纬度显著低于两个子星座的轨道倾角，航迹跨度超过  $20^\circ$  经度，而 8 号目标位于海上目标起点附近。若某子星座需要覆盖 8 号目标，则海上目标的大部分航迹将处于其覆盖空白。由于 8 号目标的限制，必然存在一个子星座对海上目标航迹的覆盖效果严重不足。

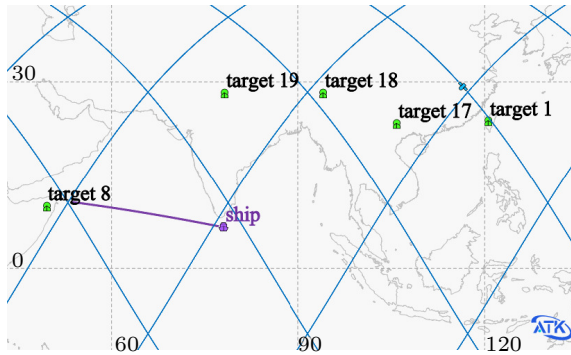


图 2 部分目标分布及回归轨道轨迹示意

Fig. 2 Partial target distribution and repeat orbit trajectory schematic

为此，本文提出了星座分工策略：两个共星下点子星座采用不同的轨道倾角，高倾角星座优先满足地面目标的覆盖需求，低倾角星座则重点关注海上目标的重访约束，从而提升整体覆盖能力。其中，高倾角星座具体的优化要求是：（1）优先解决与海上移动目标存在空间约束的地面目标；（2）在前者条件下，最大化地面目标覆盖数量；（3）在前者条件下，选择剩余地面目标最高纬度更低的方案。

### 2.3 加倍重访轨迹设计方法

要实现 4 星星座对移动目标的 3 h 重访（加倍重访），需设计每颗卫星 1 d 内通过上升段和

下降段轨迹两次覆盖海上目标。通过将两次覆盖间隔设置为 3 h 或 9 h，可实现星座中 4 颗卫星对海上目标观测时刻的互补。图 3 呈现了星座在一个周期内对海上目标加倍重访的两种时间构型，其中 4 色标记对应 4 颗卫星的重访时刻。

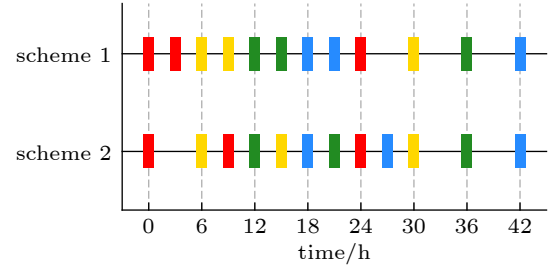


图 3 两种对海上目标加倍重访的时间方案

Fig. 3 Two time schemes for doubling revisits to maritime targets

对于固定或移动速度适中的目标，卫星实现短时重访时前后两次的星下点距离较近，对应的两段轨迹的交点应位于海上目标附近。因此，海上目标的重访时间约束可以转化为对星下点轨迹交点的约束：（1）海上目标航迹附近存在星下点轨迹交点；（2）卫星两次经过该交点的最小时间间隔  $\Delta t$  约为 3 h 或 9 h。

以 CTOC13 的场景为例进行估计。对约束条件（2），顺行回归轨道的  $\Delta t$  应满足

$$\exists n \in \mathbb{Z}, n < 14 \cdot (\Delta t / T_D) < n + 1/2 \quad (9)$$

只有一个解为  $\Delta t \approx 9 \text{ h}$ ， $n = 5$ ，对应于图 3 的方案二和图 1 中标签为“5”的星下点轨迹交点。再考虑约束条件（1），设卫星上升段和下降段经过此交点时的纬度辐角分别为  $u_1$  和  $u_2$ ，由式（8）可得

$$\left. \begin{aligned} \varphi &= \arcsin(\sin i \cdot \sin u_1) = \arcsin(\sin i \cdot \sin u_2) \\ \lambda &= \arctan(\cos i \cdot \tan u_1) = \pi + \arctan(\cos i \cdot \tan u_2) + (\dot{\Omega} - \omega_E) \Delta t \end{aligned} \right\} \quad (10)$$

由轨道回归条件  $14(\omega_E - \dot{\Omega}) = \dot{\omega} + \dot{M}$ ，式（7）以及几何关系可解得

$$\begin{aligned} u_2 &= 11\pi - u_1 = u_1 + (\dot{\omega} + \dot{M}) \Delta t = \\ u_1 &- 14 \cdot (\dot{\Omega} - \omega_E) \Delta t \end{aligned} \quad (11)$$

进而可得此交点的纬度  $\varphi$  和轨道倾角  $i$  满足的方程

$$\cos i \cdot \frac{\sin \varphi}{\sqrt{\sin^2 i - \sin^2 \varphi}} = \tan \left[ \frac{3\pi + 2 \arcsin(\sin \varphi / \sin i)}{28} \right] \quad (12)$$

在任务时段前期,所求的星下点轨迹交点位于海上目标附近(纬度范围 $9^\circ \sim 11^\circ$ ),对应的轨道倾角范围为 $26.3^\circ \sim 28.5^\circ$ ,正好接近17,18和19号地面目标的纬度。基于此估计结果,进行更精细的网格搜索,可确定能兼顾剩余地面目标与海上目标重访约束的轨道参数。考虑到海上目标的移动速度,如不采取机动,此方法设计的星座只能在1 d内实现对海上目标的3 h重访,不能持续整个任务时段。

## 2.4 轨迹分段与拼接

针对第2.3节的方法在任务时长上的局限性,对任务时段的第一天和第二天分别设计低倾角星座的轨道,再将两段轨迹通过轨道机动拼接为完整的方案。具体而言,由第2.3节的方法得到第一天的低倾角星座轨道后,可以将海上目标的重访约束作为目标,直接优化各颗星的升交点赤经和轨道倾角,以此作为第二天的轨道。得益于第2.2节中高倾角星座的优化要求,低倾角星座负责的地面目标与海上目标无覆盖冲突,且其星下点轨迹在这些地面目标的纬度附近较为密集。由于分段前后轨道参数变化较小,低倾角星座在第二天能保持对地面目标的覆盖,即低倾角星座在轨迹拼接前后都能满足所有时空约束。

首先拼接分段前后的轨道本身。两个等高、异面的圆轨道,有3种机动策略:一是在轨道交点直接调整轨道面角度;二是采用两次脉冲,经另一等高圆轨道过渡;三是先升轨,在椭圆轨道顶点调整轨道面角度,再降轨至目标圆轨道。3种机动方式如图4所示。

轨道面角度改变 $\theta$ 所需的脉冲大小为 $\Delta v = 2v \sin(\theta/2)$ ,其中 $v$ 为卫星速度大小。因为球面三角形的外角小于另两个内角之和,即图4中 $\theta < \alpha + \beta$ ,所以双脉冲方案的总脉冲更大。考虑轨道高度约束(小于1000 km),计算结果表明三脉冲方案无法进一步节省脉冲。因此,本文选择在轨道交点处通过单脉冲拼接轨道。

其次考虑轨道拼接前后卫星相位的变化。由

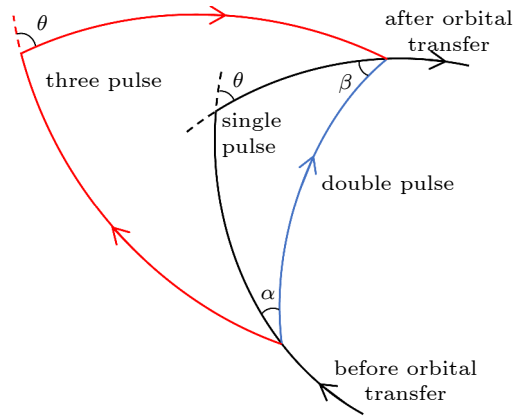


图4 3种轨道平面机动方式示意图

Fig. 4 Schematic of three orbital plane maneuver modalities

于顺行回归轨道的周期小于24 h,每个周期后星座对海上目标的重访时间存在约25 min的错位,产生一个超过3 h的时间间隔。此外,分段拼接无法保证卫星在两个轨道上的相位相同,一些未覆盖时段会略微违反重访时间约束。因此,还需要为低倾角星座的卫星添加切向脉冲,通过霍曼转移精细调整卫星的相位,使各次覆盖的时间点恰好满足时间约束。在分段拼接的基础上,可以进一步做局部优化:调整星座中各颗卫星的时间间隔,并适当降低轨道高度和倾角,使星下点轨迹适当向东移动并避免拼接前后的相位错位,减小总脉冲需求。

## 3 仿真算例

在CTOC13丙组竞赛中,作者所在的团队以卫星数量8颗、脉冲总量2126.59 m/s的结果获得比赛冠军。赛后,基于本文提出的方法,团队将脉冲总量优化至1927.39 m/s。本节将阐述竞赛过程中的优化历程,并展示最终的设计结果。

根据第2.1节的分析,本文选择用回归圈数为14,回归周期约1 d的顺行回归轨道来构建共星下点轨迹星座。基于ATK二次开发的Connect模式,通过网格搜索方法遍历了轨道倾角和升交点赤经(right ascension of ascending node, RAAN)。图5展示了轨道倾角在 $54.0^\circ \sim 59.0^\circ$ 之间的搜索结果,用不同颜色表示对应回归轨道所覆盖的地面目标数量。如图所示,地面目标的最大覆盖数量为17,其覆盖目标中包含了与海上目标存在矛盾的8号地面目标,满足第2.2节中对

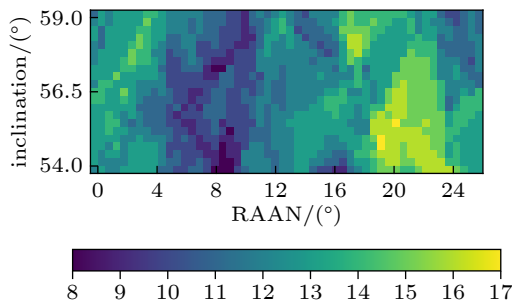


图 5 轨道参数网格搜索结果

Fig. 5 Grid search results for orbital parameters

高倾角星座的优化要求。

然而，仅用 8 颗无机动的卫星难以满足海上目标的重访约束。CTOC13 比赛期间，作者团队添加了 2 颗倾角很低的逆行卫星，提高了海上目标附近的星下点轨迹密度，形成了沿纬线方向的连续覆盖带。每颗逆行卫星每日能在连续 4~6 个交点周期内多次访问海上目标，从而实现了共 10 颗卫星的无机动重访方案。

通过第 2.3 节的方法，进一步设计了能对海上移动目标实现 3 h 重访的低倾角星座。图 6 给出了最终方案在完整任务时段内对海上目标的覆盖时刻，图中 1 号和 2 号卫星属于高倾角星座，5~8 号卫星表示低倾角星座。高倾角星座对海上目标总共只有 3 次覆盖，且对应于海上目标位于航迹起点和终点附近的情形，表明高倾角受制于 8 号地面目标，对海上目标覆盖效果较差，与第 2.2 节的分析相符。而 5~8 号的 4 颗卫星通过间隔 6 h 的顺次覆盖（如图中虚线所示）和间隔 9 h 的插空重访，对海上目标实现了如图 3 方案二所示的 3 h 重访。

图 7 展示了最终结果中所有机动的时刻及其大小。图中红色标记表示改变轨道平面的机动脉冲，卫星在此刻通过一次较大的法向脉冲进入后一段轨道；黑色标记表示改变轨道高度的机动脉冲，蓝色区间表示卫星通过霍曼转移调整相位的时间段。第 2.4 节指出每个周期后会产生一定的时间错位，这解释了 5 号卫星需要花费接近 400 m/s 的较大速度增量来调整覆盖的时间点。

比赛中最后提交结果的机动脉冲总量为 2126.59 m/s，赛后根据第 2.4 节的讨论优化了轨道拼接方式，将机动脉冲总量减少至 1927.39 m/s。图 8 展示了最终结果的星下点轨迹，其中蓝色

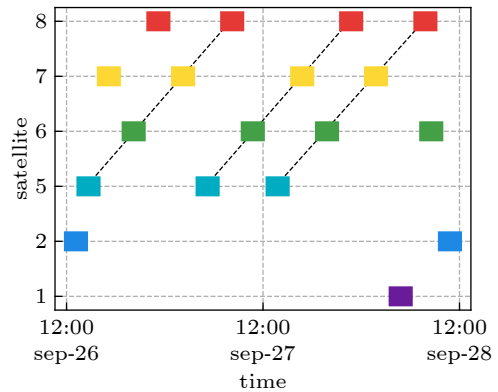


图 6 星座对海上目标覆盖时刻

Fig. 6 Constellation coverage time for maritime targets

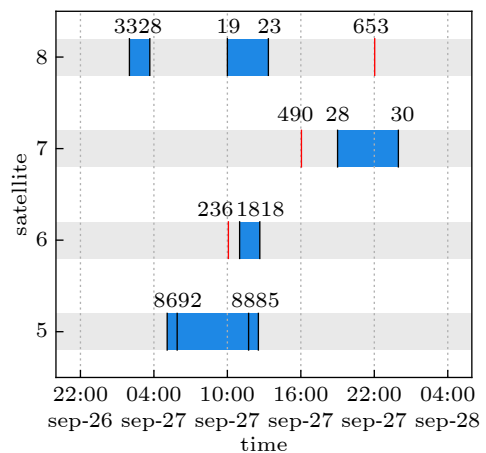


图 7 星座轨道机动时刻

Fig. 7 Constellation orbital maneuver time

表示高倾角星座，橙色表示低倾角星座，紫色表示海上移动目标航迹（标签为 ship），绿色表示地面目标（详见表 1，标签为 target）。两个子星座的倾角分别受到 4 号和 19 号目标的约束，海上目标的航迹主要介于高倾角星座的两段轨迹之间，8 号目标位于低倾角星座的覆盖空白区域，验证了本文指出的导致覆盖矛盾的目标群；低倾角星座的各颗卫星在任务时段内依次进行了轨道拼接和相位调整，在轨迹分布上较为分散，沿着海上移动目标的航迹形成了一连串星下点轨迹交点，验证了本文提出的加倍重访轨迹设计方法。

#### 4 结论

本文提出一种基于星下点轨迹分析的应急观测星座设计方法，通过解析的方法将约束条件层层降维，将全局优化问题转化为一种近优

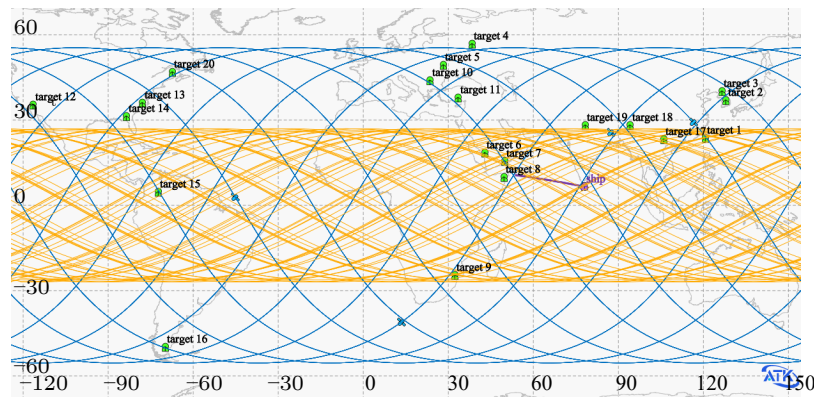


图8 8星星座星下点轨迹示意图

Fig. 8 Schematic of the ground tracks for the eight-satellite constellation

情形的局部优化问题,可以有效依托航天任务设计软件 ATK 开展设计。以 CTOC13 丙题为例,本文方法的设计结果为:卫星数量 8 颗、脉冲总量 1927.39 m/s,显著领先于其他团队,证明了该方法在高效设计多目标重访星座构型上的可行性和优越性。

本文进一步揭示了影响回归轨道多目标覆盖性能的重要制约因素:沿纬线连续分布且经度跨度大的目标群对轨道倾角选择和覆盖完整性构成显著挑战。同时,本文阐明了利用星下点轨迹交点的特定空间分布是实现连续短时重访的关键机制。本文提出的分工策略和优化目标不仅为 CTOC13 丙题给出了一种近优的解答,更验证了一种通过轨道特性深度分析来指导复杂星座设计的有效途径,为未来空间快速响应系统的设计与优化提供了有价值的方法借鉴。

## 参 考 文 献

- 1 朱阅詠, 杨震, 罗亚中. 中国空间轨道设计竞赛首次本科生赛道举办探索情况总结. *力学与实践*, 2025, 47(3): 684-692  
Zhu Yuehe, Yang Zhen, Luo Yazhong. Summary of exploration for the first undergraduate raceway in the China Trajectory Optimization Competition. *Mechanics in Engineering*, 2025, 47(3): 684-692 (in Chinese)
- 2 胡佳鑫. 面向快速响应的卫星星座部署与重构优化问题研究. [博士学位论文]. 长沙: 国防科技大学, 2021  
Hu Jiaxin. Research on optimization of satellite constellation deployment and reconfiguration for rapid response. [PhD Thesis]. Changsha: National University of Defense Technology, 2021 (in Chinese)
- 3 付晓锋. 空间快速响应任务中的轨道设计问题研究. [博士学位论文]. 长沙: 国防科学技术大学, 2012  
Fu Xiaofeng. Orbit design in responsive space missions. [PhD Thesis]. Changsha: National University of Defense Technology, 2012 (in Chinese)
- 4 Lee SS. Target-oriented satellite constellation method for revisit performance. *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, 2023, 61: 1-11
- 5 Ortore E, Cinelli M, Circi C. A ground track-based approach to design satellite constellations. *Aerospace Science and Technology*, 2017, 69: 458-464
- 6 罗鑫. 面向复杂观测任务的多星组网研究. [硕士学位论文]. 武汉: 中国地质大学, 2018  
Luo Xin. Research on satellite constellation design for complex observation tasks. [Master Thesis]. Wuhan: China University of Geosciences, 2018 (in Chinese)
- 7 乔鹏昊, 李润青, 钱冀婧. 基于双层优化的多目标覆盖星座优化设计. *宇航学报*, 2024, 45(9): 1396-1407  
Qiao Penghao, Li Jianqing, Qian Yingjing. Satellite constellation design for multi-objective coverage based on double-layer optimization. *Journal of Astronautics*, 2024, 45(9): 1396-1407 (in Chinese)
- 8 Zhu KJ, Li JF, Baoyin HX. Satellite scheduling considering maximum observation coverage time and minimum orbital transfer fuel cost. *Acta Astronautica*, 2010, 66: 220-229
- 9 张海洋, 张刚. 地面多目标快速响应任务轨道设计. *宇航学报*, 2023, 44(5): 677-686  
Zhang Haiyang, Zhang Gang. Orbit design for multi-ground-target responsive missions. *Journal of Astronautics*, 2023, 44(5): 677-686 (in Chinese)
- 10 张刚, 张海洋, 李化义等. 快速响应卫星轨道设计与控制技术. 北京: 国防工业出版社, 2024  
Zhang Gang, Zhang Haiyang, Li Huayi, et al. Rapid Responsive Satellite Orbit Design and Control Technology. Beijing: National Defense Industry Press, 2024 (in Chinese)
- 11 Zhang N, Zhang Z, Jiao YF, et al. Multitrajectory combination for multiple ground target observation by maneuvering on-orbit satellites. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2023, 59(6): 8428-8438
- 12 罗亚中, 周建平. 航天任务分析与设计工业软件发展战略分析. *力学与实践*, 2024, 46(2): 241-249  
Luo Yazhong, Zhou Jianping. Development strategic analysis for space mission analysis and design industrial software. *Mechanics in Engineering*, 2024, 46(2): 241-249 (in Chinese)
- 13 ATK 项目组. ATK 二次开发使用手册. 长沙: 国防科技大学, 2024. <https://www.osredm.com/atknudt/atk/about>
- 14 章仁为. 卫星轨道姿态动力学与控制. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1998
- 15 杨维康. 关于卫星运动的交点周期. *航天器工程*, 1997 (3): 34-38

(责任编辑: 胡 漫)