论文

特定区域密集观测的低轨卫星星座最优设计方法

马剑^{1,2*}, 孟雅哲^{1,2}, 朱小龙^{1,2}, 何胜茂^{1,2}, 高扬^{1*}

1. 中国科学院太空应用重点实验室, 中国科学院空间应用工程与技术中心, 北京 100094;

2. 中国科学院大学, 北京 100049

* E-mail: majian13@csu.ac.cn; gaoyang@csu.ac.cn

收稿日期: 2017-01-18; 接受日期: 2017-07-12; 网络出版日期: 2018-01-17

国家自然科学基金(批准号: 11372311)和中国科学院空间科学研究院培育项目资助

摘要 利用较少数目低轨卫星构建星座实现对特定区域的密集观测任务是2016年第8届中国力学学会全国空间轨道设计竞赛乙组题目的主要内容. 本文描述了中国科学院空间应用工程与技术中心的设计方法与结果(该设计结果获得本届竞赛一等奖). 针对地面特定区域内225个目标点重访周期小于1 h的观测需求, 采用了基于多条共星下点轨迹构建卫星星座的设计方法, 旨在使得所需要的低轨卫星颗数最少. 星座设计方法包括建立“圆形回归轨道-目标点”数据库、全局搜索可观测所有目标点的圆形回归轨道以及共星下点轨迹卫星星座轨道参数求解等3个主要步骤. 设计结果验证了该方法在求解较少卫星颗数、地面特定区域多目标点密集观测问题的有效性. 该设计方法有望拓展为低轨卫星星座设计的一类通用方法.

关键词 区域覆盖, 共星下点轨迹, 卫星星座, 遗传算法, 密集重访

1 引言

2016年第8届中国力学学会全国空间轨道设计竞赛乙组题目的应用背景为特定区域多目标点密集观测的卫星轨道规划和调度任务, 采用对现有太阳同步轨道卫星实施轨道机动与新增卫星构建卫星星座相结合的方式, 实现针对指定区域中多个目标点的密集观测, 尽可能保证较短的重访周期, 并使得新增卫星颗数最小化.

竞赛题目简要描述如下: 假定观测区域位于 $110^{\circ}\sim 124^{\circ}\text{E}$, $8^{\circ}\sim 22^{\circ}\text{N}$ 的范围内, 由共计225个取整数经纬度的目标点来表示. 若任意一颗低轨卫星的星下点轨迹在一个短时窗口内距离目标点的球面距离不

大于40 km, 则视为该目标点被观测一次. 任务时段设定为2020年1月1日0时至2020年1月7日24时. 已有30颗具备一定机动能力(详见第2.2节的描述)、已知初始时刻轨道状态的太阳同步轨道卫星(以下简称“现有卫星”)可以被征用. 它们的初始轨道(仅考虑受到 J_2 摄动影响)见图1, 图1也标注了225个需要观测的目标点. 除了征用现有卫星之外, 设计者可以选择增加新卫星构建星座(以下简称“新增卫星”), 所有新增卫星的轨道高度限制在500~1000 km, 且不具备轨道机动能力, 轨道运动仅受 J_2 摄动影响.

设计目标要求在任务时段内, 利用现有卫星以及新增卫星星座实现对所有225个目标点重访周期小于1 h的密集观测(即任一目标点连续被观测2次的时间

引用格式: 马剑, 孟雅哲, 朱小龙, 等. 特定区域密集观测的低轨卫星星座最优设计方法. 中国科学: 技术科学, 2018, 48: 170–184
Ma J, Meng Y Z, Zhu X L, et al. Optimal design of low-earth-orbit satellite constellation for regional fast revisit (in Chinese). Sci Sin Tech, 2018, 48: 170–184, doi: 10.1360/N092017-00026

图1 现有卫星轨道与225个目标点示意图

间隔小于1 h), 并使得新增卫星的颗数最小化。

以上问题描述由宇航动力学国家重点实验室提出, 要求设计者提出一种新的低轨卫星星座设计方案。与设计全球覆盖卫星星座相比, 新的设计方案需要在寻求最少颗数卫星构建星座的同时, 更加注重局部区域的高精度成像观测(单颗卫星地面成像范围仅为40 km)以及目标点重访周期短至1 h以内的密集重访。设计者提出了一种系统设计方法, 用于求解这一类卫星星座设计问题。

实际上, 卫星星座设计已有大量研究。根据覆盖区域的不同, 通常的卫星星座设计可分为全球覆盖、纬度带覆盖以及局部区域覆盖的3类星座设计。仅探讨地球低轨卫星星座, 对于全球覆盖或纬度带覆盖问题, 目前较为成熟的设计方法有Walker的 δ 星座^[1]、Rider的优化极轨道星座^[2,3], 并以此建立了商业化运行的Globalstar^[4]全球通信系统和Iridium^[5]系统。对于局部区域覆盖问题, 按时间分辨率的不同又可划分为连续性区域覆盖问题和间歇性区域覆盖问题。其中连续性区域覆盖问题的研究内容较为常见^[6-11], 其主要设计指标为使卫星对目标区域的空间覆盖率最大。而间歇性区域覆盖问题则着重体现在地面目标的重访周期约束^[12]。文献^[13]分析了如何建立星下点轨迹回归星座实现对单一目标点的访问, 并列举了对于宾夕法

尼亚州和印度全境覆盖的例子; 文献^[14]则基于极轨卫星星座实现了对极地区域不同重访周期的覆盖。但他们所采用的卫星地面仰角均较小(幅宽大), 较为容易通过构造同一轨道倾角的卫星星座实现。

总而言之, 卫星星座设计问题本身已有大量研究论文(此处难以一一列举), 设计方法已逐步趋于完善, 其本质是卫星轨道动力学与星下点轨迹空间几何特性的结合。本问题中, 由于卫星观测幅宽很小(导致目标区域内需要观测的目标点数目很多), 且给定区域纬度较低, 更加强调最优化设计(包含利用数值方法进行寻优)。因此, 已有方法用于求解本文问题则仍需改进, 并在借鉴已有方法的基础上寻求新的设计方案。新设计方案体现为一种改进的星座设计方法, 包括建立“圆形回归轨道-目标点”数据库、全局搜索可观测所有目标点的圆形回归轨道以及共星下点轨迹卫星星座轨道参数求解等3个主要步骤。本文将详细介绍中国科学院空间应用工程与技术中心的设计方法与结果(设计结果获得竞赛一等奖)。

2 总体设计方案

2.1 难点归纳与方案设计

本次题目所需观测地面目标点数目多、分布集中、重访周期短, 且各目标点之间并无任何优先级差别, 需要多颗卫星协同以实现对目标区域的覆盖观测, 属于特定区域多目标点密集观测问题^[13]。在问题求解前, 初步归纳了以下4个设计难点。

(1) 现有卫星机动策略处理复杂。设计目标为新增卫星颗数最少, 直观的想法是优先利用现有卫星实现覆盖要求; 但是现有卫星与新增卫星的相互联系不明确, 现有卫星轨道机动策略设计是否会减少所需新增卫星的数量并不确定。

(2) 现有卫星与新增卫星的轨道选择多样。对于现有卫星而言, 虽然给出了初始轨道状态, 但在任务时段内具有多次机动能力, 轨道选择可能性多; 对于新增卫星而言, 轨道虽然仅由初始轨道根数确定, 但除了轨道高度要求外, 其他轨道根数可任意选择。

(3) 轨道计算复杂度高。在 J_2 摄动影响下, 卫星动力学方程没有精确解析解, 加之任务时段较长, 数值积分求解计算速度较慢, 造成问题的时间复杂度高; 同

时由于题目中定义当卫星星下点距离目标点球面距离小于40 km才视为观测一次, 而卫星在所限高度范围内仅需数秒即可穿越地面目标点(方圆40 km的区域), 因此卫星轨道状态输出的时间间隔需要设置为1 s或更小, 增加了数据存储的空间复杂度。

(4) 目标点数目多、重访周期短、时序拼接复杂。由于目标点重访周期需要小于1 h, 因此7天任务时段内每个目标点至少需要要有 $24 \times 7 = 168$ 个观测时段, 全部目标点的观测时段数目则至少有 $225 \times 168 = 37800$, 这些观测时段需要按照合理的时序拼接起来。如何选择如此多的时段并实现最优化拼接并不容易。

针对以上难点, 提出如下总体设计方案: 首先, 估算30颗给定卫星的轨道机动能力, 确定以新增卫星构建星座为主体设计方向(详见2.2节的描述), 将对现有卫星实施轨道机动与新增卫星构建卫星星座的组合设计问题解耦; 其次, 限制新增卫星轨道为圆形并且具有星下点轨迹回归特性(称为“圆形星下点轨迹回归轨道”), 并根据不同轨道对目标点覆盖效率的差异, 剪枝建立“回归轨道-目标点”数据库, 缩小新增卫星的轨道选择空间, 提高计算效率; 接着, 采用共星下点轨迹星座^[15]的设计形式将百余条轨道的多变量搜索问题简化为只需搜索若干条(不大于15条)星下点轨迹回归轨道的少变量搜索问题, 利用遗传算法进行处理; 随后, 局部调整通过遗传算法搜索得到的轨道以完全覆盖225个目标点, 并依据重访周期要求求解共星下点轨迹星座各卫星参数; 最后, 考虑30颗现有卫星代替新增卫星的可能性。具体流程如图2所示。

2.2 确定主体设计方向

竞赛题目提供了30颗具有脉冲机动能力的卫星, 均运行在太阳同步轨道^[16,17]。每颗卫星总质量 $m_0 = 2300$ kg, 其中燃料质量 $m_f = 300$ kg。卫星的推进系统采用大推力的化学推进, 推进比冲 $I_{sp} = 390$ s, 每次推进过程简化为瞬时速度脉冲, 速度脉冲的大小和方向任意选择, 施加速度脉冲的次数没有限制, 但每颗卫星相邻2次施加速度脉冲的时间间隔需不小于0.5天。

根据齐奥尔科夫斯基火箭方程^[18]:

$$m(t^+) = m(t^-) \exp\left(-\frac{\Delta v}{g_0 I_{sp}}\right), \quad (1)$$

式中, $m(t^+)$ 与 $m(t^-)$ 分别表示 t 时刻施加速度脉冲 Δv 之前

图2 (网络版彩图)总体设计方案流程图

与之后的卫星质量, g_0 为海平面重力加速度($=9.80665 \text{ m/s}^2$)。不难得到, 每颗卫星可使用的总速度脉冲约为534.5 m/s。30颗星的初始轨道倾角均处于在 $97.035^\circ \sim 98.8315^\circ$ 的角度区间内, 若将全部燃料归算为一次速度脉冲, 每颗卫星的轨道倾角的最大改变量也仅为 4.11° , 考虑到大倾角卫星轨道对于目标区域覆盖率较低(见3.1节相关分析), 因此确定将新增卫星构建卫星星座作为主体设计方向, 现有卫星的轨道机动作为次要设计方向。

从以上分析来看, 利用现有太阳同步轨道卫星一般难以实现对中、低纬度区域的密集观测。针对具有快速响应需求的空任务, 特别是特定区域的密集观测, 直接发射新的卫星构建星座是优先考虑的选项。

3 主要设计步骤描述

3.1 建立“回归轨道-目标点”数据库

在地球 J_2 摄动影响下, 卫星轨道动力学方程没有精确解析解, 需要利用数值积分进行求解, 计算效率较低。为了避免重复的积分运算, 节约计算时间成本, 建立记录卫星轨道与观测目标点信息的数据库是一种有效的方法。同时, 由于新增卫星约束较少, 6个初始时刻经典轨道根数(半长轴 a 、偏心率 e 、倾角 i 、升交点赤经 Ω 、近地点幅角 ω 、平近点角 M)^[19]的选取范

围宽泛(均为瞬时根数, 后文中所述的轨道根数也均为瞬时根数), 对所有初始轨道根数进行高密度遍历在计算时间和存储空间上开销巨大. 因此, 数据库的建立需要进行必要的剪枝. 在实际设计过程中, 考虑以下2个剪枝条件.

其一, 所有新增卫星运行在圆形星下点轨迹回归轨道上(以下简称为“圆形回归轨道”). 此处的回归轨道定义为 J_2 摄动影响下星下点轨迹周期性复现的卫星轨道^[20]. 之所以选择回归轨道, 是因为当卫星运行于星下点轨迹回归轨道上时, 每个回归周期内卫星对地覆盖情况完全一致, 对目标点7天任务时段内的观测就仅需考虑1个回归周期(在题目所限的轨道高度范围500~1000 km内, 满足回归要求的新增卫星对应的最短回归周期均在1天附近), 这样可以大大减少卫星轨道数据的计算和存储; 同时, 约束卫星轨道为偏心率 e 为0的圆形轨道, 近地点幅角 ω 与升交点角 M 合成一个相位角 $\tilde{\omega}$, 新增卫星轨道可由4个参数 $(a, i, \Omega, \tilde{\omega})$ 唯一表示.

在实际的圆形回归轨道计算中, 对于给定的一组初始时刻轨道倾角 i , 升交点赤经 Ω 以及相位角 $\tilde{\omega}$, 可求解得到满足回归要求的轨道半长轴 a 以及回归周期 T , 其约束最优化问题的数学描述如下:

$$\begin{aligned} & \text{Find } a \text{ and } T \text{ to minimize } T, \\ & \quad a \in [6878, 7378] \text{ km} \\ & \quad T \in [23, 25] \text{ h} \\ \text{s.t. } & \begin{cases} f(a, T) = \text{latitude}(T) - \text{latitude}(0) = 0, \\ g(a, T) = \text{longitude}(T) - \text{longitude}(0) = 0. \end{cases} \end{aligned} \quad (2)$$

优化变量为半长轴 a 与回归周期 T , 约束卫星 T 时刻星下点地理经度 $\text{longitude}(T)$ 与0时刻的星下点地理经度 $\text{longitude}(0)$ 相等, 且 T 时刻星下点的地理纬度 $\text{latitude}(T)$ 与0时刻星下点地理纬度 $\text{latitude}(0)$ 亦相同. 优化目标使得回归周期 T 最小. 于是, 当所有新增卫星轨道被约束为圆形回归轨道时, 原本需要遍历的轨道参数由6个 $(a, e, i, \Omega, \omega, M)$ 缩减为3个, 即轨道倾角 i , 升交点赤经 Ω 以及相位角 $\tilde{\omega}$. 给定一组 $i, \Omega, \tilde{\omega}$, 提供半长轴 a 的初值即可得到初始时刻轨道状态(并计算地理经纬度^[21]), 通过对考虑 J_2 摄动的轨道运动方程^[22]进行精确数值积分, 可得到准确的 T 时刻轨道状态(并计算地理经纬度). 式(2)所描述的问题即可利用非线性规划^[23]程序(如MATLAB的fmincon.m子程序)得以解决.

其二, 选取对目标区域覆盖率高的圆形回归轨道.

卫星星下点轨迹对于目标区域的覆盖主要与轨道倾角选取关系紧密, 具体分析如下:

(1) 当轨道倾角小于 8° 或大于 172° 时, 卫星星下点轨迹无法覆盖指定区域.

(2) 当轨道倾角在 22° 或 158° 附近时, 卫星星下点轨迹在一个回归周期内可以最多次数的穿越目标点区域, 从而覆盖更多的目标点. 其中, 轨道倾角 22° 附近的圆形回归轨道星下点轨迹可穿越目标区域5~6次, 覆盖60余个目标点, 如图3(a)所示, 对应的轨道参数为 $(a, i, \Omega, \tilde{\omega}) = (7194.63 \text{ km}, 22.2^\circ, 70^\circ, 0^\circ)$, 回归周期略小于24 h; 轨道倾角 158° 附近圆形回归轨道星下点轨迹可穿越目标区域6~7次, 覆盖70余个目标点, 如图3(b)所示, 对应的轨道参数为 $(a, i, \Omega, \tilde{\omega}) = (7350.99 \text{ km}, 157.8^\circ, 80^\circ, 0^\circ)$, 回归周期略大于24 h.

(3) 当卫星轨道倾角由 22° 或 158° 逐渐减小或增大时, 一个回归周期内卫星星下点轨迹穿越目标区域的次数逐渐减少, 显示出不同的覆盖特性. 以 22° 为例, 若减小轨道倾角, 星下点轨迹会较好地横向覆盖目标区域, 观测多个同纬度的目标点, 如图3(c)所示, 对应轨道参数为 $(a, i, \Omega, \tilde{\omega}) = (7191.58 \text{ km}, 12^\circ, 60^\circ, 0^\circ)$; 若增大轨道倾角, 星下点轨迹则会较好地纵向覆盖目标区域, 观测多个不同纬度的目标点, 如图3(d)所示, 对应轨道参数为 $(a, i, \Omega, \tilde{\omega}) = (7228.11 \text{ km}, 65^\circ, 56^\circ, 0^\circ)$. 轨道倾角在 158° 附近变化情况相反.

为了使得新增加的具有星下点轨迹回归特性的轨道条数最少, 需要优先选取倾角在 22° 或 158° 附近的对目标点覆盖效率高的轨道. 考虑到目标区域纬度处于 $8^\circ \sim 22^\circ \text{N}$ 范围所需添加的卫星轨道对目标区域的纬度覆盖方向可达范围不必过大, 因此将遍历的轨道倾角 i 限定在 $8^\circ \sim 37^\circ$ (顺行)以及 $143^\circ \sim 172^\circ$ (逆行)内较为适宜(该选择具有一定经验成分).

数据库中圆形回归轨道参数选择如表1所示, 轨道倾角 i 、升交点赤经 Ω 、相位角 $\tilde{\omega}$ 分别有60, 180, 36个遍历取值, 共计 $60 \times 180 \times 36 = 388800$ 条圆形回归轨道, 其中顺行回归轨道194400条, 逆行回归轨道194400条. 所建数据库分为2份, 其一为轨道索引表, 为不同轨道参数的圆形回归轨道加上1~388800整数索引; 其二为圆形回归轨道过目标点信息表, 记录每条圆形回归轨道在一个回归周期内所经过的目标点以及对应的短时观测窗口, 如表2所示, 其中地面目标点编号规则为: 编号=(经度-110) $\times$ 15+(纬度-7).

图3 卫星轨道倾角对目标区域覆盖率的影响(绿色区域代表目标点40 km范围)

表1 “圆形回归轨道-目标点”数据库参数表

遍历参数	取值范围	间隔
倾角 i	$[8^\circ, 37^\circ]$	1°
升交点赤经 Ω	$[143^\circ, 172^\circ]$	2°
相位角 ω	$[0^\circ, 360^\circ]$	10°
半长轴 a	$[500, 1000]$ km	满足回归轨道要求

3.2 全局搜索星下点轨迹回归轨道

建立了“回归轨道-目标点”数据库后,需要从中搜索出最少数目的新增卫星轨道,以实现在任务时段内对所有目标点小于1 h的重访覆盖.由于在数据库中各条轨道均对应有一个整数索引,因此最少数目轨道的搜索问题转换为以轨道编号为变量的整数组合优化问题,即在1~388800间挑选最少数量的整数,使其对

表2 圆形回归轨道过目标点信息表

目标点 编号	观测起始 时刻 (s)	观测终止 时刻 (s)	回归轨道编号
1	55883	55888	1
16	55901	55908	1
31	55919	55924	1
$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$
1	55702	55710	2
12	55720	55725	2
$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$

应的圆形回归轨道在一个回归周期内能够实现对所有目标点小于1 h的重访覆盖.

然而,通过对数据库中圆形回归轨道星下点轨迹所经过目标点的个数进行统计可知,在一个回归周期

内各轨道平均可覆盖约41个目标点, 取平均回归周期为24 h, 225个目标点在1天内需要至少有 $225 \times 24 = 5400$ 次覆盖才能满足重访周期小于1 h的要求, 由此可粗略估算所需的新增轨道数有百余条之多; 同时, 由目标点重访周期小于1 h的要求, 每一目标点在1天内均对应至少24个约束, 全部目标点则需要满足至少 $225 \times 24 = 5400$ 个约束条件, 如此多变量、多约束的组合优化问题的最优解求解变得非常困难. 为简化寻优过程, 尝试在整数组合优化过程中不考虑目标点重访周期约束, 引入共星下点轨迹卫星星座的设计思想.

3.2.1 共星下点轨迹卫星星座

共星下点轨迹卫星星座由沿相同星下点轨迹运行的多颗卫星组成, 这些卫星处于具有相同轨道高度和轨道倾角, 但升交点赤经存在差异的不同轨道面内, 每个轨道面内包含一颗卫星, 且各卫星间存在相位差. 通过合理设计共星下点轨迹卫星星座中的卫星颗数, 可以较为方便地实现该星下点轨迹所经过目标点特定访问周期的重复覆盖^[24-26].

图4解释了为何一条回归周期 T 小于24 h的星下点轨迹上均匀部署24颗卫星即可使得该星下点轨迹所经过目标点在1 h之内实现重访. 图中横轴代表时间, T 代表一个回归周期; 每条横线表征共星下点轨迹的24颗卫星(Sat_1~Sat_24)的星下点轨迹经过的目标点序列, $\times$ 号表示经过的目标点. 从Sat_1至Sat_24, 后一颗卫星比前一颗卫星落后 $T/24$ 经过同一目标点. 从图

中可以看出, 虽然24颗卫星星下点轨迹相同, 在一个回归周期内经过的目标点同为 $[1, 2, 3 \dots m]$, $m > 1$, 但由于各卫星间的时序差异, 在相同的时间段 $[0, T]$ 内, 卫星所访问的目标点时间顺序会有所不同. 例如Sat_2访问的目标点序列为 $[1, 2, 3 \dots m]$, Sat_3访问的目标点序列会变为 $[m, 1, 2, 3 \dots m-1]$; 对于 $1 \sim (m-1)$ 任一目标点, Sat_3在访问时间上均落后Sat_2 $T/24$, 而对于目标点 m , Sat_3在访问时间上则领先Sat_2 $23 \times T/24$. 其他卫星类似. 于是, 综合所有24颗卫星在一个回归周期 $[0, T]$ 内对目标点的访问情况可以发现, $[1, 2, 3 \dots m]$ 中任一目标点均被访问了24次, 且2次访问的时间间隔不大于 $T/24 (< 1 \text{ h})$.

地面225个目标点分布密集, 数目较多, 一条星下点轨迹往往无法在一个回归周期内观测到所有的目标点, 因此需要搜索多条星下点轨迹. 由于所建数据库中可在一个回归周期内完全覆盖某一特定纬度上所有目标点的回归轨道, 如图3(b)所示, 参数为 $(a, i, \Omega, \omega) = (7350.99 \text{ km}, 157.8^\circ, 80^\circ, 0^\circ)$ 的轨道可完全覆盖 22°N 的所有15个目标点; 于是, 只要在数据库中再额外挑选类似的14条回归轨道使其在一个回归周期内分别覆盖 $21^\circ \sim 8^\circ\text{N}$ 的同纬度15个目标点即可实现全部225个目标点的覆盖. 不难给出这另外的14条回归轨道的一种选择方式如下: 轨道倾角 i 在区间 $[156.8^\circ, 171.8^\circ]$ 内以 1° 间隔取值, 升交点赤经 $\Omega = 80^\circ$ 以及相位角 $\omega = 0^\circ$, 半长轴 a 满足星下点回归要求.

因此, 仅需从3.1节建立的“回归轨道-目标点”数

图4 共星下点轨迹星座原理图

数据库(包含388800条具有回归特性的星下点轨迹)中选取最少的 $N(\leq 15)$ 条轨道,使其星下点轨迹在回归周期内能够覆盖全部225个目标点,然后设计建立相应的共星下点轨迹卫星星座,即可利用最少的新增卫星实现对所有目标点的重访要求。考虑到,一个回归周期内,数据库中的回归轨道平均每条可覆盖约41个目标点,若要覆盖全部225个目标点,粗略估计最少需要的轨道条数应当在6附近。

3.2.2 基于遗传算法的全局搜索

遗传算法^[27,28](genetic algorithm, GA)是一种以进化思想为基础的优化算法。算法借鉴自然界进化规律,将交叉和变异2种遗传算子作为搜索工具,用搜索到的解的质量进行评价,并根据评价结果用选择算子来引导以后的搜索方向来实现对目标的整体寻优,可以较为方便地处理组合优化问题。由于随机搜索的特性,经过选择、杂交、变异的上千次迭代产生的最后种群,不可能每次都一样,因此往往需要经过多次重复计算,通过比较得到最优解。

论文中采用MATLAB封装完成的遗传算法工具箱GATOOL中的GA函数来处理3.2.1节中所提出的整数组合优化问题。其函数形式如下:

$$X = \text{GA}(\text{FITNESSFCN}, \text{NVAR}, A, b, [], [], \text{lb}, \text{ub}, \text{NONLCON}, \text{INTCON}, \text{options})$$

其中, X 代表优化变量, FITNESSFCN 为评价函数, NVAR 为优化变量个数, A, b 表示优化变量的线性不等式约束,形如 $AX \leq b$; lb, ub 代表优化变量的上下界, NONLCON 为不等式约束,标识在 INTCON 中的优化变量需取为整数, options 中定义如群体规模、交叉参数、选择参数、变异参数及终止条件等。

对于确定的 N 条轨道搜索问题,在实际处理时,设置 X 为 $[n_1, n_2, \dots, n_i, \dots, n_N]$,其中 $n_i(i \in [1, 2, 3 \dots N])$ 为轨道编号;评价函数定义为编号 $[n_1, n_2, \dots, n_i, \dots, n_N]$ 所对应的轨道在一个回归周期内所覆盖的目标点总个数; NVAR 设为 N ; $A, b, \text{NONLCON}$ 均为默认设置; lb 与 ub 通常情况下分别取元素值等于1的 N 维行向量及元素值等于388800的 N 维行向量;在实际计算过程中,按照顺行或逆行轨道的组合方式,为提高收敛性, lb 与 ub 对应的上下界可根据顺行和逆行轨道编号范围赋值; options 取默认

值。由此建立搜索最少回归轨道的具体过程如图5所示,简述如下。

(1) 初始化轨道总条数 $N=15$;优化变量 X 所代表的 N 条轨道的编号 $[n_1, n_2, \dots, n_i, \dots, n_N]$ 通过GA程序随机选取的方式在 lb 与 ub 所限范围内赋予初值。

(2) 并行执行 Q 次遗传算法计算(Q 值越大越好,需根据单次执行遗传算法的时间合理选取;一台RAM=8 G,处理器为Intel Core i5-4570@3.2GHz的计算机执行一次遗传算法的时间约为2 s,本文 Q 取值为10000),每个遗传算法均单独处理一个确定的 N 条轨道搜索问题,计算得到 N 条轨道可覆盖的最多目标点个数 $C_1 \sim C_Q$;

(3) 比较 $C_1 \sim C_Q$,得到最大可覆盖的目标点数目 $C_{\max}$ 。一般而言, $C_{\max}=225$ 是期望结果,但 $C_{\max}=225$ 并不一定让 N 取最小值。因此一旦给定 N ,若 $C_{\max}=225$ 得以满足,令 N 减小1,重复(2)~(3)的过程。由于“回归轨道-目标”数据库中的轨道的根数遍历取值间隔仍不够密集(表1),即使 $C_{\max} < 225$, N 条轨道再经过微调,也有可能覆盖所有225点。保守起见,我们认为 N 条轨道只需覆盖不少于220(通过全局搜索结果得到的经验值)个目标点即有可能通过后续微调实现全部225目标点的覆盖。因此,设置如下判断条件:若 $C_{\max} \geq 220$,则 N 减小1,并重复(2)~(3)的过程;若 $C_{\max} < 220$,则退出遗传算法搜索,并得到最小总轨道数目及对应的最优种群(星下点轨迹回归轨道最优组合方案)。

实际的GA搜索经验表明:当 N 较大时,如 $N=15, 14$, GA算法可以较容易搜索得到可行解(即 N 条回归轨道

图5 最少回归轨道搜索算法框图

的星下点轨迹在一个回归周期可以覆盖225个目标点), 而且可以仅利用顺行或逆行轨道或不加以区分. 而当 N 较小时, 如 $N=6, 7$, 同样操作并不易搜索得到可行解. 相比之下, 若采取遍历顺行或逆行轨道组合方案的方式, GA 算法更容易找到可行解. 根据组合方案, 设置优化变量 X 的上下限 lb 与 ub 即可.

搜索得到的 N 条圆形回归轨道由于数据库密集程度所限, 其对应的星下点轨迹在一个回归周期内可能并不能完全覆盖225个目标点, 为此需要根据实际覆盖情况微调轨道根数(同时保证回归特性), 使调整后的轨道星下点轨迹在一个回归周期内实现对所有225个目标点的覆盖. 同时, 由于回归轨道计算过程中带来的数值误差, 一个回归周期内满足首末时刻星下点经纬度差小于 10^{-10}° 的卫星轨道, 在积分多个周期后, 其对应的星下点轨迹并不完全重合, 如图6所示. 图中红线代表卫星星下点轨迹. 从图中可以看出, 该回归轨道星下点轨迹多次经过目标点($116^\circ\text{E}, 8^\circ\text{N}$)附近, 但在不同的回归周期内对于目标点的访问情况并不相同. 因此还需适当调整使得在整个任务时间、每个回归周期内, 同一卫星的星下点轨迹访问的目标点序列一致, 确保不会因为细微的星下点轨迹偏移造成目标点的遗漏.

3.3 共星下点轨迹星座卫星参数求解

基于已经搜索得到的在一个回归周期内可完全覆盖225个目标点的 N 条回归轨道, 只需要在其对应的星下点轨迹上分别布置一定数目的、前后时间间隔小于1 h 的若干卫星, 构建共星下点轨迹卫星星座, 便可实现7天任务时段内所有目标点小于1 h 的重访. 容易得到, 当轨道回归周期 T 介于24~25 h 中间时(卫星轨道倾角 $\geq 99^\circ$), 需要布置的卫星不少于25颗; 而当轨道回归周期 T 介于23~24 h 时(卫星轨道倾角 $< 99^\circ$), 则需要布置不少于24颗卫星. 考虑到题目以新增卫星颗数最少为优, 因此分别取25, 24为最佳; 同时为了使得目标点最大重访周期最小, 具有相同星下点轨迹的各颗卫星的前后时间间隔取 $T/24$ 最佳.

下面给出共星下点轨迹星座卫星参数求解算法, 即给定一条轨道 $\Gamma_1: (\mathbf{r}_1, \mathbf{v}_1)$, 其中 $\mathbf{r}_1$ 和 $\mathbf{v}_1$ 为该轨道 t_0 时刻在J2000地心赤道惯性坐标系(后称惯性系)下的位置和速度矢量, 求解另外一条轨道 $\Gamma_2: (\mathbf{r}_2, \mathbf{v}_2)$, 使得轨道 Γ_2 从 $t_0 + \Delta t$ 时刻开始的星下点轨迹与轨道 Γ_1 从 t_0 时刻开始的星下点轨迹完全一致, 其中 $\mathbf{r}_1, \mathbf{v}_1$ 为 Γ_2 轨道 t_0 时刻在惯性系下的位置和速度矢量.

求解中需要用到地心地固直角坐标系^[29]作为中间

图6 回归轨道数值误差描述

过程. 地心地固直角坐标系定义为原点 O 与地球质心重合, Z 轴指向地球自转轴, X 轴指向格林尼治平均子午面与赤道的交点, Y 轴由右手定则确定. 地心地固直角坐标系是随地球转动的, 是非惯性系.

首先由轨道 $\Gamma_1: (\mathbf{r}_1, \mathbf{v}_1)t_0$ 时刻在惯性系下的位置和速度信息可求解得到其在地固坐标系下的位置和速度如下:

$$\begin{cases} \mathbf{r}_1' = \phi(t_0)\mathbf{r}_1, \\ \mathbf{v}_1' = \phi(t_0)\mathbf{v}_1 - (\omega \times \mathbf{r}_1'), \end{cases} \quad (3)$$

其中,

$$\phi(t_0) = \begin{bmatrix} \cos(\lambda_G(t_0)) & \sin(\lambda_G(t_0)) & 0 \\ -\sin(\lambda_G(t_0)) & \cos(\lambda_G(t_0)) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix},$$

$\lambda_G(t_0)$ 为 t_0 时刻的格林尼治星时, ω 为地球自转角速度, 为常量.

根据 Γ_1 与 Γ_2 共星下点轨迹要求, $t_0 + \Delta t$ 时刻 Γ_2 在地固坐标系中的位置和速度与 t_0 时刻 Γ_1 在地固坐标系中的位置速度相同, 即:

$$\begin{cases} \mathbf{r}_2' = \mathbf{r}_1', \\ \mathbf{v}_2' = \mathbf{v}_1'. \end{cases} \quad (4)$$

设 $t_0 + \Delta t$ 时刻, 在惯性系下的位置和速度分别为 $\mathbf{r}_{2,t+\Delta t}$, $\mathbf{v}_{2,t+\Delta t}$, 则 $t_0 + \Delta t$ 时刻 Γ_2 在地固坐标系下的位置速度可表达为

$$\begin{cases} \mathbf{r}_2' = \phi(t_0 + \Delta t)\mathbf{r}_{2,t+\Delta t}, \\ \mathbf{v}_2' = \phi(t_0)\mathbf{v}_{2,t+\Delta t} - (\omega \times \mathbf{r}_2'). \end{cases} \quad (5)$$

于是有:

$$\begin{cases} \mathbf{r}_{2,t+\Delta t} = \phi^{-1}(t_0 + \Delta t)\mathbf{r}_2' \\ \quad = \phi^{-1}(t_0 + \Delta t)\phi(t_0)\mathbf{r}_1, \\ \mathbf{v}_{2,t+\Delta t} = \phi^{-1}(t_0 + \Delta t)(\mathbf{v}_2' + \omega \times \mathbf{r}_2') \\ \quad = \phi^{-1}(t_0 + \Delta t)\phi(t_0)\mathbf{v}_1, \end{cases} \quad (6)$$

其中,

$$\phi(t_0 + \Delta t) = \begin{bmatrix} \cos(\lambda_G(t_0 + \Delta t)) & \sin(\lambda_G(t_0 + \Delta t)) & 0 \\ -\sin(\lambda_G(t_0 + \Delta t)) & \cos(\lambda_G(t_0 + \Delta t)) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix},$$

$\lambda_G(t_0)$ 为 $t_0 + \Delta t$ 时刻的格林尼治星时.

最后在惯性系下, 卫星轨道动力学方程(包含 J_2 摄

动)向前积分 Δt , 即可由 $t_0 + \Delta t$ 时刻的状态 $\mathbf{r}_{2,t+\Delta t}$, $\mathbf{v}_{2,t+\Delta t}$ 计算出 t_0 时刻 Γ_2 的位置速度矢量 $\mathbf{r}_2$, $\mathbf{v}_2$.

若需要求解得到对应同一星下点轨迹的24颗卫星的初始轨道参数, Δt 分别取0, $T/24, \dots, 23T/24$ 即可.

由此建立了完整地符合地面覆盖要求的卫星星座. 该星座由6组共星下点轨迹星座组建而成, 全部采用新增卫星实现, 如果去掉其中任意一颗或多颗卫星, 用现有30颗卫星的一颗或者多颗进行替代, 则可以有效减少新增卫星的个数. 然而考虑到现有卫星的变轨能力有限, 因此只利用一颗现有卫星替代并不现实. 但用多颗现有卫星替代现有卫星还存在很多的可能性, 本文没有开展具体研究.

4 设计结果

以3.1节方法生成的“回归轨道-目标点”数据库作为搜索空间, 利用遗传算法进行多次(文中取值10000)计算, 输出 N 逐渐减小的中间过程如表3所示, 表中 $N(A+B)$ 表示该 N 条轨道由 A 条倾角 $8^\circ \sim 37^\circ$ 的顺行轨道与 B 条倾角 $143^\circ \sim 172^\circ$ 的逆行轨道组成. 搜索结果表明, 在现有数据库下, 在一个回归周期内覆盖所有目标点所需的最少轨道条数为6(与3.2.1节中的估计相符), 且对应最少的新增卫星颗数的6条回归轨道倾角均处于 $8^\circ \sim 37^\circ$ 范围内. 如果进一步减小轨道条数至5, 仅能得到覆盖215个目标点的结果, 该结果无法通过后续微调从而覆盖225个目标点.

不同轨道条数下10000次GA搜索所得结果中目标

表3 不同轨道条数下的搜索结果

轨道条数 $N(A+B)$	一个回归周期内 最多可覆盖的目 标点个数	预期的新增卫 星颗数
14(14+0)	225	$14 \times 24 = 336$
$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$
7(7+0)	224	$7 \times 24 = 168$
6(0+6)	224	$6 \times 25 = 150$
6(1+5)	224	$1 \times 24 + 5 \times 25 = 149$
6(2+4)	223	$2 \times 24 + 4 \times 25 = 148$
6(3+3)	223	$3 \times 24 + 3 \times 25 = 147$
6(4+2)	222	$4 \times 24 + 2 \times 25 = 146$
6(5+1)	220	$5 \times 24 + 1 \times 25 = 145$
6(6+0)	222	$6 \times 24 = 144$
5(A+B)	215	—

值 ≥ 220 的GA次数统计如图7所示. 从图中可以看出, 当轨道条数较多($N=14, 13, 12$)时, 10000次重复的GA执行中大部分均可得到224或225的搜索目标值, 即近乎覆盖全部目标点; 而当轨道条数逐渐减少($N=7, 1+5, \dots, 6+0$)时, 现有数据库下已然搜索不到224, 225的目标值, 且对应223, 222, 221, 220目标值的GA次数也降低至个位数, 此时, 多次的GA重复计算就显得十分必要. 图8详细展示了部分轨道条数下10000次GA计算结果分布.

最终选取的“6(6+0)”方案所对应的6条轨道的星下点轨迹对目标点的覆盖情况如图9所示, 不同轨道的星下点轨迹以颜色区分, 分别标识为红色、蓝色、黑色、黄色、绿色以及洋红色, 其轨道根数见表4. 目标

点被覆盖到以*注明. 可以看出基于所建数据库搜索得到的6条星下点轨迹除了经纬度(117°E, 8°N), (123°E, 9°N), (123°E, 10°N)三个目标点(蓝绿色实心圈)外, 其他目标点在一个回归周期内均得到了完全覆盖.

对这6条轨道的轨道倾角、升交点赤经进行微调可实现对全部225个目标点的覆盖. 调整策略如下: 若星下点轨迹在目标点下方经过, 适当增大轨道倾角或减小升交点赤经, 使得星下点轨迹上移实现对目标点的观测; 反之, 则适当减小轨道倾角或增大升交点赤经, 使得星下点轨迹下移实现对目标点的观测. 调整完成的轨道根数如表5所示, 对目标点的覆盖情况如图10所示.

由此得到的可完全覆盖目标区域的6条星下点轨

图7 不同轨道条数下10000次GA所得结果中目标值 ≥ 220 的GA次数统计

图8 部分轨道条数下10000次GA计算结果分布(未有圆圈代表统计值为0)

图9 搜索所得6条星下点轨迹对目标点覆盖图

表4 搜索所得6条星下点轨迹对应的圆形回归轨道初始轨道根数

星下点轨迹颜色	半长轴 $a(\text{km})$	倾角 $i(^{\circ})$	升交点 赤经 $\Omega(^{\circ})$	相位角 $\tilde{\omega} (^{\circ})$
红(—)	7191.74	20	116	280
蓝(—)	7191.92	22	116	270
黑(—)	7191.42	13	28	40
黄(—)	7192.80	21	106	50
绿(—)	7191.74	16	112	310
洋红(—)	7191.33	17	24	100

表5 调整后的6条星下点轨迹对应的圆形回归轨道初始轨道根数

星下点轨迹颜色	半长轴 $a(\text{km})$	倾角 $i(^{\circ})$	升交点 赤经 $\Omega(^{\circ})$	相位角 $\tilde{\omega} (^{\circ})$
红(—)	7191.72	19.8200	115.600	280
蓝(—)	7191.96	22.1500	116.000	270
黑(—)	7191.43	13.1018	27.379	40
黄(—)	7192.85	21.2000	106.000	50
绿(—)	7191.73	15.9000	111.900	310
洋红(—)	7191.34	17.1000	24.000	100

迹,由共星下点轨迹星座卫星参数求解算法分别在这6条轨迹上均匀布置时间相隔 $T/24$ 的24颗卫星构建6组

图10 调整后的6条星下点轨迹对目标点覆盖图

共星下点轨迹卫星星座即可实现所有目标点重访周期小于1 h的覆盖要求,且最大重访周期最小.求解得到的144颗新增卫星轨道偏心率如图11所示,均小于0.0025,近似为圆轨道,卫星初始状态可由轨道参数($a, i, \Omega, \tilde{\omega}$)近似描述,如图12所示.图12中同一颜色代表同组的24颗卫星.可以看出,144颗新增卫星且轨道高度基本相同,均处于814.5 km附近;组间区分显著,同组24颗卫星的轨道倾角近似相同,升交点赤经约以 15° 间隔,相位角约以 -210° 间隔(负号表示相位落后).需要注意的是这里所说的轨道参数均对应于初始时刻,组内24颗卫星间的细微差异是轨道根数 J_2 摄动反映在不同相位的结果.

综上所述,论文设计结果如下:

(1) 新增卫星颗数: 144. 地心地固坐标系下,其轨

图11 144颗新增卫星偏心率

图 12 144颗卫星初始时刻轨道根数(半长轴、偏心率、倾角、相位角)示意图

图 13 地心地固坐标系下144颗新增卫星轨道图(*号表示初始时刻卫星所在位置)

道及初始位置如图13所示(为方便显示原本需显示为黑色的卫星轨道组取为橙色), 同一颜色轨道上运行24颗卫星, 以*号表示。

(2) 任务过程中题目所提供现有卫星利用颗数: 0。

(3) 225个目标点最大重访周期如图14所示, 均处于3600 s(红色线段)以内。最大值为3528 s, 对应目标点为(118°E, 13°N), (112°E, 14°N)以及(123°E, 10°N); 最小值为1275 s, 对应目标点(118°E, 13°N)。

若考虑将上述设计结果转化为实际的区域密集观测任务, 由于144颗卫星的轨道面彼此不同, 难以利

图 14 各目标点最大重访周期图

用一箭多星的方式进行发射。如果考虑一箭(或多箭)多星部署方案, 那么需要若干颗卫星被部署在同一轨道面, 该约束则会大幅增加卫星颗数。另外, 较低倾角轨道的轨道面进动不再具备太阳同步能力, 因而难以保持星下点地方时长期保持恒定。

5 对设计方法的深入探讨

本文所展示的卫星星座设计方法采用了已有的设计思想, 例如利用共星下点轨迹星座设计来解决目标点覆盖与快速重访的问题需求。此外, 引入了建立候选轨道数据库与遗传算法全局搜索。这些方法以数值计算技术为主, 没有过多地采用轨道动力学的分析技巧。当然, 这并非说明轨道动力学的分析技巧不重要, 而是如何最优地结合分析与数值设计仍需要深入

研究. 此处对以下几个方面问题进行探讨.

(1) 数据库建立的问题. 文中数据库建立的效率、网格精度等问题并未完全优化, 计算复杂度仅限于个人电脑能够处理的程度. 对于数据库本身而言, 一方面, 数据库建立过程中使用的剪枝条件较为严格, 尤其是轨道倾角的范围限制, 可能会漏到一些更好的解; 另一方面, 数据库建立过程中有冗余信息的存储, 例如卫星轨道星下点经过目标点的起止时刻在实际处理中并不需要、未排除不同遍历参数值下的轨道在一个回归周期内经过相同目标点序列的可能性, 只需要在轨道星下点经过目标区域附近时使其轨道数据输出间隔1 s等. 此部分内容若再经过进一步的分析, 不仅可以提高数据库的完整性, 而且也可以较好地降低数据库的计算和存储复杂度.

(2) 数据库网格精度问题. 数据库网格精度主要是指遍历参数的间隔量选取. 网格精度越高, 则所需要的计算成本越高, 但又可相应地省去后续手动调整的复杂性, 较为方便地得到最终的优化解. 如何协同计算成本和手动调整难度的相互关系, 是否可以非等间隔的遍历, 则还需要更多轨道动力学方面的分析.

(3) 轨道对称性的利用. 轨道对称性的利用旨在减少设计变量, 使得问题求解复杂度得以大幅下降. 本文求解方法主要体现在采用了共星下点轨迹星座设计来解决重访周期问题. 但共星下点轨迹星座中的卫星并不是共轨道面的卫星, 从而难以实现一箭多星发射. 为了满足实际的航天任务需求, 建立较少卫星颗数与轨道面数量间的对应关系将大有裨益.

(4) 混合星座设计问题. 本文的设计方法考虑了2类轨道的组合, 即顺行轨道与逆行轨道. 这本身是一种混合星座设计. 虽然最终的结果并非混合星座, 但在表3中也给出了混合星座的可能方案. 对于全球覆盖星座, 极地轨道卫星可以更好地覆盖高纬度地区, 但无法很好地覆盖低纬度地区, 为提高卫星利用效率, 因此还需要设计可覆盖低纬度地区的星座(如赤道卫星星座)组建混合星座实现全球覆盖需求. 对于未来的天基低轨互联网星座的建立, 利用不同倾角的混合星座是一种优化选择. 本文的设计方法有望可以设计天基低轨互联网卫星星座.

(5) 智能优化算法的利用. 除了遗传算法(GA)外, 已有大量智能优化算法用来求解全局优化问题, 如粒子群算法(PSO)、蚁群算法(ACO)、禁忌搜索算法

(TS)、模拟退火算法(SA)等. 本文并非期望这些算法能够从一开始就解决题目问题, 而是将原来问题简化到一个约束少(最好无约束)、搜索变量数目少的组合优化问题后, 再利用智能优化算法进行求解. 实践表明只有如此处理才有望利用智能优化算法得到较好的搜索结果. 但目前我们采用的GA算法仅仅是MATLAB封装好的GA工具箱, 并未对其内部函数执行的具体过程进行设计, 无法保证高的计算效率, 改进GA算法或尝试其他智能优化算法有待进一步研究.

6 总结与展望

针对局部特定区域密集观测的任务需求, 以构建卫星颗数最少的低轨星座为研究目标, 全面地展示了中国科学院空间应用工程与技术中心团队在求解第8届全国空间轨道设计竞赛乙组题目时的设计方法. 该方法基于共星下点轨迹卫星星座的设计思想, 通过建立“回归轨道-目标点”数据库与设计遗传算法进行轨道搜索得到了性能指标为144的解, 在所有竞赛团队提交的设计结果中达到最优. 在问题求解过程中, 圆形星下点轨迹回归轨道的设计显著减少了数据库的存储量, 而共星下点轨迹卫星星座的设计则更是极大程度上降低了遗传算法的优化变量个数, 增强了搜索过程的收敛性.

与此同时, 还获得了以下认识与理解: (1) 基于该方法的设计结果还有较大的改进空间. 一方面, 题目中提供有30颗太阳同步轨道卫星, 在设计结果中并未得到充分的利用; 另一方面, 由于轨道倾角的剪枝, 回归轨道数据库的建立仍有待进一步完善. (2) 该方法以回归轨道和共星下点星座为基础, 没有考虑非回归轨道的情况. 在基于回归轨道设计的基础上, 引入非回归轨道可能会得到更加优化的结果, 这些内容在后续的工作中仍需进一步讨论.

本文所述方法有望适用于其他类型的低轨卫星星座设计, 以满足遥感、通信、导航等对地覆盖与重访周期需求. 特定区域范围可以进一步扩大甚至考虑全球覆盖, 地面目标点亦不必集中分布, 可离散在某些特定地理经、纬度. 为了适用于多样化的地面目标点覆盖与重访需求, 星下点轨迹回归轨道可按照任务需求从而具有多种组合方式, 但仍可沿用本文方法进行全局搜索.

致谢 感谢宇航动力学国家重点实验室提出题目并验证该设计结果的正确性。

参考文献

- 1 Walker J G. Satellite constellations. *J British Interplanet Soc*, 1984, 37: 559–572
- 2 Rider L. Optimized polar constellation for redundant earth coverage. *J Astronaut Sci*, 1985, 33: 147–161
- 3 Adams W S, Rider L. Circular polar constellations providing continuous single or multiple coverage above a specified latitude. *J Astronaut Sci*, 1987, 35: 155–192
- 4 Smith D, Hendrickson R. Mission control for the 48-satellite Globalstar constellation. In: *IEEE Military Communications Conference (MIL-COM'95)*. San Diego CA, 1995. 828–832
- 5 Fossa C E, Raine S. An overview of the Iridium low earth orbit (LEO) satellite system. In: *Proceedings of the IEEE National Aerospace and Electronics Conference (NAECON 1998)*. Dayton, 1998. 152–159
- 6 Ulybyshev Y. Satellite constellation design for continuous coverage: Short historical survey, current status and new solutions. In: *International Workshop on Constellations and Formation Flying*, 2008
- 7 刘刚, 吴诗其. 区域性星座设计. *系统工程与电子技术*, 2002, 24: 15–18
- 8 魏蛟龙, 岑朝辉. 基于蚁群算法的区域覆盖卫星星座优化设计. *通信学报*, 2006, 8: 62–66
- 9 王瑞, 马兴瑞, 李明. 采用遗传算法进行区域覆盖卫星星座优化设计. *宇航学报*, 2002, 3: 24–28
- 10 张娟, 邓峰岩, 和兴锁, 等. 一种近地回归轨道区域性覆盖星座设计. *飞行力学*, 2004, 4: 73–76
- 11 Lang T J. Optimal Low Earth Orbit Constellations for Continuous Global Coverage. *American Astronomical Society, AAS Paper 93–597*, Victoria, 1993
- 12 Ulybyshev Y. Geometric analysis and design method for discontinuous coverage satellite constellations. *J Guid Dynam*, 2014, 37: 549–557
- 13 Hanson J M, Evans M J. Designing good partial coverage satellite constellations. *J Astronaut Sci*, 1992, 40: 215–239
- 14 Sarno S, Graziano M D, D'Errico M. Polar constellations design for discontinuous coverage. *Acta Astronaut*, 2016, 127: 367–374
- 15 吴久银, 甘仲明, 朱德生. 共地面轨迹移动卫星通信星座设计. *电子学报*, 1999, 27: 88–91
- 16 Vallado D A. *Fundamentals of Astrodynamics and Applications*. 3rd ed. Hawthorne: Microcosm Press, 2001. 782–788
- 17 杨维廉. 太阳同步轨道的长期演变与控制. *航天控制*, 2008, 17: 26–30
- 18 高扬. 电火箭星际航行: 技术进展、轨道设计与综合优化. *力学学报*, 2011, 6: 991–1019
- 19 Curtis H D. *轨道力学*. 周建华, 徐波, 冯全胜, 译. 北京: 科学出版社, 2009
- 20 Vallado D A. *Fundamentals of Astrodynamics and Applications*. 4th ed. Hawthorne: Microcosm Press, 2013
- 21 Oliver M, Eberhard Gill. *卫星轨道——模型、方法和应用*. 王家松, 祝开建, 胡小工, 等, 译. 北京: 国防工业出版社, 2012
- 22 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
- 23 Bazaraa M S, Sherali H D, Shetty C M. *Nonlinear Programming Theory and Algorithm*. New York: Wiley, 1993
- 24 Pennoni G. JOCOS: 6+1 satellites for global mobile communications, In: *Proceedings of IEEE Global Communications Conference (GLOBE-COM'94)*. San Francisco: IEEE Press, 1994. 1369–1374
- 25 杨维廉. 一种区域性中轨道卫星移动通信星座. *中国空间科学技术*, 2001, 21: 1–6
- 26 Wu T, Wu S, Zhu L. Design of common track satellite constellations for optimal regional coverage. In: *International Conference on ITS Telecommunications Proceedings*. Chengdu: IEEE, 2006. 1252–1255
- 27 张全新. *遗传算法—原理及应用*. 北京: 国防工业出版社, 1999
- 28 陈国良, 王煦法, 庄镇泉, 等. *遗传算法及其应用*. 北京: 人民邮电出版社, 1996
- 29 刘林. *人造地球卫星轨道力学*. 北京: 高等教育出版社, 1992

Optimal design of low-earth-orbit satellite constellation for regional fast revisit

MA Jian^{1,2}, MENG YaZhe^{1,2}, ZHU XiaoLong^{1,2}, HE ShengMao^{1,2} & GAO Yang¹

¹ Key Lab. of Space Applications, Technology and Engineering Center for Space Utilization, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100094, China;

² University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China

Constructing a constellation using as few satellites as possible is the main content of the Problem B of the 8th Chinese Trajectory Optimization Competition. This article presents the method and the result (which won the first prize in the competition) of the team from the Technology and Engineering Center for Space Utilization, Chinese Academy of Sciences. In order to establish a low-Earth-orbit constellation that can cover a total of 225 target points on the ground with the revisiting time interval no more than 1 h, we proposed a design method in which the key idea is to place multiple satellites in the same repeated ground-track orbit, and this idea contributes to minimize the number of satellites in the constellation. The process to establish such a constellation consists of three main steps: firstly, constructing the “repeated ground-track orbits vs. target-points” database; secondly, searching for the minimum number of repeated ground-track orbits that can cover all the target points in a repeated ground-track period; thirdly, computing the orbital elements of the required satellites for satisfying the constraint of revisiting time interval less than 1 h. The design result shows that the constellation design method is effective and is expected to extend to be a general method to deal with the problem: constructing a constellation using a minimum number of satellites that covers specified target points on the ground with required revisiting time intervals.

regional coverage, repeated ground-track, satellite constellation, genetic algorithm, fast-repeated observation

doi: 10.1360/N092017-00026