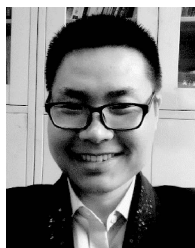


两种典型异构星座摄动轨道偏置与保持控制*

贺波勇^{1,2} 姜宇¹ 李恒年¹

1. 西安卫星测控中心 宇航动力学国家重点实验室, 西安 710043

2. 西北工业大学 航天学院, 西安 710072



摘 要 分析了低中高不同轨道高度受摄演化规律, 针对 2 种典型的异构混合星座, 提出了星座部署偏置量计算方法及星座构型保持控制策略。算例表明, 合理利用入轨轨道参数偏置和摄动运动保持控制, 可以实现异构星座卫星最优协同工作。

关键词 异构星座; 摄动分析; 偏置部署; 保持控制

中图分类号: V412.4 **文献标识码:** A

文章编号: 1006-3242(2022)02-0041-06

Perturbed Orbit Offset Deployment and Configuration Maintenance of Two Typical Heterogeneous Constellations

He Boyong^{1,2}, Jiang Yu¹, Li Hengnian¹

1. State Key Laboratory of Astronautic Dynamics, Xi'an Satellite Control Center, Xi'an 710043, China

2. School of Astronautics, Northwestern Poly-technical University, Xi'an 710072, China

Abstract The perturbation evolution laws of low, medium and high orbital heights are analyzed. Regarding two typical heterogeneous constellations, the optimal offset calculation method of orbit deployment and the constellation configuration keeping control strategy are designed. Examples show that the optimal coordination of heterogeneous constellation satellites can be realized using orbit development bias and perturbation motion keeping control.

Key words Heterogeneous constellations; Perturbation analysis; Orbit bias; Keep control

0 引言

异构混合星座是指携带功能相似或功能不同的有效载荷, 为了协同完成某项任务而组合在一起的 2 个或 2 个以上子星座构成的复合星座^[1]。例如, 我国环境-1A 和环境-1B 两颗光学卫星组网能够

以 50m 的对地分辨率在 2 天内覆盖全球^[2], 若与环境-1C 电子侦察卫星组网, 则星座能够以更高的时间分辨率对地协同观测^[3]。张雅声等^[4]利用椭圆冻结轨道和赤道中轨道特殊几何关系组合, 设计了一种只需 6 颗卫星的高性价比异构预警星座。Zhao 等^[5]给出了一般性异构星座构型的重构思路。王茂才等^[6]设计了一种双层异构协同对地观测星座。

* 国家自然科学基金(11902362); 中国博士后科学基金第 68 批面上资助(2020M683764)

收稿日期: 2021-02-01

作者简介: 贺波勇(1989 -), 男, 博士后, 主要研究方向为航天任务规划与空间安全。本文通信作者。E-mail: heboyong@yeah.net; 姜宇(1983 -), 男, 研究员, 主要研究方向为小天体、空间尘埃及航天器碎片运动力学。E-mail: jiangyu_xian_china@163.com; 李恒年(1967 -), 男, 研究员, 主要研究方向为卫星运动力学与最优测控估计。E-mail: henry_xscc@mail.xjtu.edu.cn

加拿大发射部署的“雷达卫星星座任务(Radar constellation mission)”由3颗完全相同的卫星组成,雷达卫星-1/2轨道高为798km,RCM卫星轨道高为600km,均为太阳同步晨昏轨道^[7]。我国2020年6月建成的北斗三代导航星座采用异构星座增强亚太区域导航^[8]。美国Space-X公司正在建设的互联网星座Star-link预计2025年有12000颗卫星组网,之后可扩充至42000颗,Star-link大致可以分为3个不同轨道高度的Walker星座,轨道高度和倾角分别为340km(倾角:42~53°)、550km(倾角:53°)和1150km(倾角:53~81°)^[9]。可见,异构星座因其独特的优势逐渐被重视。

航天器所处轨道高度不同,受到的摄动力种类和大小不同^[10]。传统习惯以1000km和20000km作为低、中、高轨道高度分界线,则低轨卫星除考虑地球非球形摄动外,还须考虑大气阻力引起的半长轴、偏心率和相位变化。中轨卫星和高轨道受大气摄动可以忽略,但三体摄动和光压摄动效果增强。李恒年等^[11-12]量化分析了中高轨道摄动运动规律及星座构型发散的主要原因,并分析了绝对控制与相对控制的优缺点。姜宇等^[13]研究了Walker星座摄动及构型保持控制策略,表明星座入轨偏置量数值修正求解法略优于摄动补偿法。钱山等^[14]提出了一种解耦的中轨道星座位置保持控制策略,并分析了星座部署时机对位置保持控制量的影响。陈雨等^[15]结合我国某首例低轨Walker星座轨道实测数据,利用遍历寻优基准星的相对控制策略,实现了卫星间的相对相位保持控制。陈长春等^[16]提出采用最小二乘法求解Walker星座整体偏移方法,获得能耗最小控制策略。相比较于异构星座,同构Walker星座由于其全球覆盖均匀性特点,研究较为广泛。

本文针对2种典型的异构星座,分析其受摄运动规律,并设计入轨偏置部署与保持控制策略。

1 摄动轨道

地球轨道卫星受到的主要摄动力为地球扁率 J_2 项、大气阻力、日月中心引力以及太阳光压等^[17]。

1.1 地球扁率摄动

由Langrage方程知,将地球扁率 J_2 项势函数代

$$\dot{i} = \frac{3n_s^2}{2n} (\cos \beta_s \cos \Omega + \sin \beta_s \cos i_s \sin \Omega) \cdot [\cos \beta_s \sin i_s \sin \Omega - \sin \beta_s \cos i_s \sin \Omega + \sin \beta_s \sin i_s \cos i] \quad (4)$$

入,可得卫星平均轨道根数的长期变化率为

$$\begin{cases} \dot{a} = \dot{e} = \dot{i} = 0 \\ \dot{\Omega} = -\frac{3}{2} J_2 \left(\frac{R_e}{p} \right)^2 \bar{n} \cos i \\ \dot{\omega} = \frac{3}{4} J_2 \left(\frac{R_e}{p} \right)^2 \bar{n} (4 - 5 \sin^2 i) \\ M = \bar{n} = n \left[1 + \frac{3}{4} J_2 \left(\frac{R_e}{p} \right)^2 (2 - 3 \sin^2 i) \sqrt{1 - e^2} \right] \end{cases} \quad (1)$$

式中: \bar{n} 为考虑地球扁率摄动的平运动角速率, $n = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}}$ 为不考虑摄动的平均运动角速率, a 为半长轴, e 为偏心率, i 为倾角, Ω 为升交点赤经, ω 为近地点幅角, M 为平近点角, $J_2 = 1.08263 \times 10^{-3}$,地球赤道半径 $R_e = 6378.137$ km,地球引力常数 $\mu = 3.98600436 \times 10^5 \text{ m}^3 \cdot \text{s}^{-2}$, $p = a(1 - e^2)$ 为半通径。

可见,考虑地球扁率摄动作用的轨道升交点赤经、近地点幅角及平近点角变化率均有长期影响,变化量与卫星的轨道半长轴、偏心率和倾角有关。

1.2 大气阻力摄动分析

面质比为 $\frac{s}{m}$ 的低轨航天器受到大气的阻力加速度为

$$a_D = -\frac{s}{2m} C_D \rho v v \quad (2)$$

式中: C_D 为阻力系数, ρ 为航天器当前位置的大气密度,有很多大气模型可供选择。 v 为航天器相对大气速度矢量, v 为其大小。大气阻力主要引起航天器轨道能量衰减,造成半长轴和偏心率摄动变化,其长期变化率为

$$\begin{cases} \dot{a} = -C_D \frac{s}{m} \rho n a^2 \left(\frac{1 + e^2 + 2e \cos f}{1 - e^2} \right)^{\frac{3}{2}} \\ \dot{e} = -C_D \frac{s}{m} \rho n a (e + \cos f) \sqrt{\frac{1 + e^2 + 2e \cos f}{1 - e^2}} \end{cases} \quad (3)$$

式中: f 为航天器轨道真近点角。大气阻力摄动作用取决于航天器面质比、轨道高度和大气密度,大气密度模型受时间、季节、太阳活动和地磁活动等影响。

1.3 日月三体摄动分析

太阳中心引力摄动引起的卫星轨道倾角长期变化率为

式中: β_s 为太阳视运动的黄经, i_s 为黄道倾角, n_s 为地球绕太阳公转的角速率。如果不计 β_s 的周期项,

$$\dot{i} = \frac{3n_s^2}{8n} [\sin 2\Omega \sin i + \sin 2i_s \sin \Omega \cos i - \sin 2\Omega \cos^2 i_s \sin i] \quad (5)$$

对于太阳同步轨道特例

$$\dot{i} = -\frac{3n_s^2}{16n} \sin i (1 + \cos i_s)^2 \sin(2\beta_s - 2\Omega) \quad (6)$$

$$\dot{i} = \frac{3}{8} \frac{m_m}{m_e + m_m} \frac{n_m^2}{n} \sin(\Omega - \Omega_m) \cdot [2\cos(\Omega - \Omega_m) \sin i + \sin 2i_m \cos i - 2\cos^2 i_m \sin i \cos(\Omega - \Omega_m)] \quad (7)$$

式中: m_m 为月球质量, m_e 为地球质量, i_m 为月球轨道倾角, 即当时白赤夹角, Ω_m 为月球轨道的升交点赤经, n_m 为月球公转的角速率。

可见, 日月中心引力引起航天器轨道倾角摄动量与航天器半长轴、倾角和升交点赤经有关, 轨道越高, 轨道倾角受摄长期变化率幅值越大。

1.4 太阳光压摄动分析

利用偏心率矢量 $[\xi = e \cos \omega, \eta = -e \sin \omega]$, 则太阳光压引起的星座卫星轨道偏心率矢量变化率为

$$\begin{cases} \dot{\xi} = -\frac{3C_p s p_s \sin(\beta_s + \alpha)}{2nam} \cdot \\ \sqrt{(\cos i \sin \Omega)^2 + \left(\frac{\sin i \sin i_s + \cos i \cos i_s \cos \Omega}{\cos i \cos i_s \cos \Omega} \right)^2} \\ \dot{\eta} = -\frac{3C_p s p_s \cos(\beta_s + \alpha)}{2nam} \cdot \\ \sqrt{\cos^2 \Omega + (\cos i_s \sin \Omega)^2} \end{cases} \quad (8)$$

式中:

$$\begin{aligned} \cos \alpha &= \frac{\sin i \sin i_s + \cos i \cos i_s \cos \Omega}{\| [\cos i \sin \Omega, \sin i \sin i_s + \cos i \cos i_s \cos \Omega] \|} \\ \sin \alpha &= \frac{-\cos i \sin \Omega}{\| [\cos i \sin \Omega, \sin i \sin i_s + \cos i \cos i_s \cos \Omega] \|} \end{aligned} \quad (9)$$

这里, $\frac{s}{m}$ 为航天器受晒的面质比, $C_p = 0 \sim 1$ 为光压系数, 对应全反射和全吸收, 一般取均值0.5, 地球附近光压强度 $p_s = 4.56 \times 10^{-6} \text{N/m}^2$ 。

可见, ξ 与轨道倾角相关, 而 η 与轨道倾角无关。太阳光压对中轨道航天器轨道偏心率矢量具有周期为一年的长周期项影响, 幅值为 $\frac{3C_p s p_s}{2nam}$ 。特别地, 地球静止轨道卫星倾角为0, 设 $\tilde{\alpha} = \alpha$, 有

则上式变为

月球中心引力摄动引起的航天器轨道倾角长期变化率为

$$\begin{aligned} \tilde{\cos \alpha} &= \frac{\cos \Omega}{\| [\cos^2 \Omega + \cos^2 i_s \sin^2 \Omega] \|} \\ \tilde{\sin \alpha} &= \frac{\cos i_s \sin \Omega}{\| [\cos^2 \Omega + \cos^2 i_s \sin^2 \Omega] \|} \end{aligned} \quad (10)$$

2 典型异构星座偏置部署

以异构预警星座和双层协同星座2个典型异构星座为例, 研究异构星座偏置部署方法。

2.1 异构预警星座偏置部署

文献[1]和[4]设计了一种典型的异构预警星座, 如图1所示, 采用4颗地球倾斜冻结轨道和2颗赤道轨道组合的异构星座可以实现北半球连续一重覆盖, 高纬度地区二重覆盖, 且具备星间链路条件, 卫星轨道六根数如表1所示。

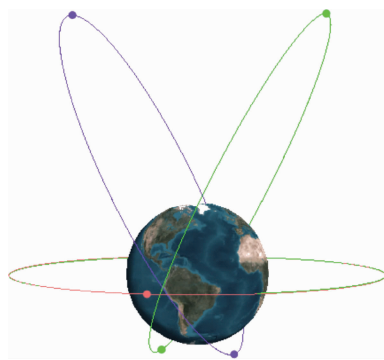


图1 异构预警星座构型

表1 文献[1]中6颗卫星轨道参数

	a/km	e	$i/(\circ)$	Ω	$\omega/(\circ)$	$f/(\circ)$
I	16763	0.53	63.435	69	270	90
II	16763	0.53	63.435	69	270	191
III	16763	0.53	63.435	249	270	90
IV	16763	0.53	63.435	249	270	191
V	16763	0	0	30	0	0
VI	16763	0	0	210	0	0

按照式(1)~(8)分析 I 号卫星与 V 号卫星摄动运动 120 个整周期(30 天)后,轨道参数漂移量如表 2 所示。

表 2 120 个整周期后轨道参数增量

	$\Delta i / (^\circ)$	$\Delta \Omega / (^\circ)$	$\Delta \omega / (^\circ)$	$\Delta \lambda / (^\circ)$
I	0.0083	-8.8565	0	-
V	0.0064	-	-	10.26

表 2 中: $\Delta \lambda = \Delta \Omega + \Delta \omega + \Delta f$ 为衡量零倾角圆轨道卫星相位变化的赤经增量。该异构星座中, V 号卫星和 VI 卫星的作用主要是弥补 I ~ IV 号卫星分别处于远地点和近地点时,2 个轨道平面所夹的中间部分出现了的 2 个覆盖空隙,如文献[1]中图 5.9 所示。只需控制 V 号星和 VI 号星赤经漂移率与 I 号星升交点赤经漂移率一致即可,又由于 I 号卫星为冻结轨道,无法采用倾角偏置实现升交点赤经漂移率控制。所以,应对 V 号和 VI 号卫星采用平半长轴偏置策略

$$\Delta \bar{a} = \frac{2a^{\frac{5}{2}}}{3t\sqrt{\mu}}(\Delta \lambda - \Delta \Omega) \quad (11)$$

使用式(11)迭代计算 3~4 次可得,在 V 号和 VI 号卫星入轨部署时,使之平半长轴比设计值增大 $\Delta \bar{a} = +4.8993\text{km}$,则可实现在 I ~ IV 号卫星分别处于远地点和近地点时, V 号和 VI 号卫星对赤道附近 2 个轨道平面所夹的中间部分覆盖的功能。该异构星座中 6 颗卫星均不为太阳同步轨道,日月中心引力摄动引起的轨道倾角呈现回归年和朔望月两种复合周期性,且摄动运动幅值较小。所以,只需考虑更高阶地球带谐项作用,在卫星入轨部署时,精确部署轨道参数^[18]。

2.2 双层协同星座偏置部署

以文献[6]双层协同对地观测星座为例,如图 2 所示,研究偏置部署策略。该星座中 10 颗卫星轨道六根数如表 3 所示。

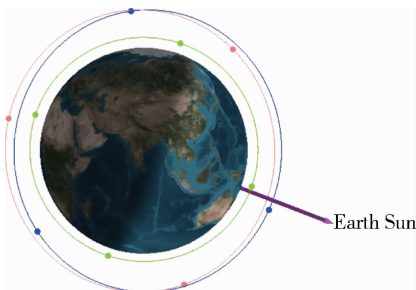


图 2 双层协同星座构型

假设卫星面质比 $\frac{s}{m} = 0.005$,按照式(1)~(8)

分析 A1 号、B1 号和 C1 号卫星摄动运动 360 天轨道参数漂移量如表 4 所示。

表 3 文献[6]中 10 颗卫星轨道参数

	a / km	e	$i / (^\circ)$	$\Omega / (^\circ)$	$\omega / (^\circ)$	$f / (^\circ)$
A1	8714.027	0	107.1545	47.7809	0	0
A2	8714.027	0	107.1545	47.7809	0	120
A3	8714.027	0	107.1545	47.7809	0	240
B1	8714.027	0	107.1545	87.1559	0	60
B2	8714.027	0	107.1545	87.1559	0	180
B3	8714.027	0	107.1545	87.1559	0	330
C1	7012.537	0	97.9284	67.468	0	0
C2	7012.537	0	97.9284	67.468	0	90
C3	7012.537	0	97.9284	67.468	0	180
C4	7012.537	0	97.9284	67.468	0	270

表 4 360 天后轨道参数增量

	$\Delta i / (^\circ)$	$\Delta \Omega / (^\circ)$	$\Delta u / (^\circ)$
A1	0.0072	355.18	322.25
B1	0.0215	355.18	322.25
C1	0.0020	355.29	241.71

表 4 中 $\Delta u = \Delta \omega + \Delta f$ 为纬度幅角增量。可见,日月三体摄动引起轨道升交点赤经摄动差异较小,360 天后 A1 号卫星和 C1 号卫星升交点赤经差异 0.11° ,验证了文献[6]设计的星座具备较为稳定构型特性。尽管相位差距较大,但任意时刻 C1 ~ C4 号卫星均在 A1 ~ A3 和 B1 ~ B3 号卫星构成的中轨星间链路框架中。该星座构型稳定运行的条件是精确部署入轨,也可以采用倾角偏置方式进一步提升星座升交点赤经漂移一致性

$$\Delta i = -\frac{7}{2} \frac{\Delta a}{a \tan i} \quad (12)$$

使用式(12)迭代计算 3~4 次可得,在 C1 ~ C4 号卫星入轨部署时,使之平倾角比设计值减小 $\Delta i = -0.0024^\circ$,则可实现升交点赤经与 A1 ~ A4 号和 B1 ~ B2 号卫星升交点赤经漂移率一致。

3 典型异构星座保持控制

仍以上述 2 个典型异构星座为例,研究各自构型保持控制策略

3.1 异构预警星座保持控制

如对文献[1]中异构预警星座倾角有更高精度要求,需进一步分别对 I ~ IV号卫星和 V ~ VI号卫星进行构型保持控制。按照式(1)~(8)分析 I号卫星与 V号卫星摄动运动 1440 个整周期(约 1 年)后, I号卫星倾角增量为 0.1° , V号卫星倾角增量为 0.08° ,则会影响到卫星星座性能。由于 V号和 VI号卫星采用半长轴偏置方式使相位漂移率配合 I ~ IV号卫星,则只需依据 Gauss 摄动方程,在升/降交点处采用法向速度增量解耦调整轨道倾角

$$\Delta v_z = \frac{\sqrt{\mu p}}{rcos\theta} \Delta i \quad (13)$$

将控制周期设为 1 个月、3 个月、6 个月、和 1 年的倾角保持控制速度增量如表 5 所示。

表 5 异构预警星座倾角保持控制频次与速度增量

		1 个月	3 个月	6 个月	1 年
I	$\Delta i / (^\circ)$	0.0083	0.0249	0.0499	0.1001
	$\Delta v_z / (m/s)$	0.833	2.499	5.008	10.046
V	$\Delta i / (^\circ)$	0.0064	0.0195	0.0393	0.0800
	$\Delta v_z / (m/s)$	0.545	1.659	3.345	6.808

可见,异构预警星座倾角摄动主要是由日月三体摄动引起的长周期项,每 1 个月、3 个月、6 个月和 1 年的控制速度增量具有较好的线性叠加性,星座保持控制频次可以根据实际对倾角精度要求决定。

3.2 双层协同星座保持控制

如对文献[6]中双层协同星座倾角有更高精度要求,则需进一步控制星座中卫星轨道面协同变化。例如:以 1 Jul 2020 00:00:00 (UTCG) 时刻为初始时刻, A1、B1 和 C1 号(倾角偏置 0.0024°) 卫星受摄运动 1 个月、3 个月、6 个月和 1 年轨道倾角漂移量如表 6 所示。

表 6 双层协同星座轨道面保持控制频次与速度增量

		1 个月	3 个月	6 个月	1 年
A1	$\Delta i / (^\circ)$	0.0016	0.0046	0.0091	0.0173
	$\Delta v_z / (m/s)$	0.1889	0.5430	1.0742	2.0421
B1	$\Delta i / (^\circ)$	0.0031	0.0089	0.0175	0.0331
	$\Delta v_z / (m/s)$	0.3660	1.0506	2.0657	3.9072
C1	$\Delta i / (^\circ)$	0.0027	0.0078	0.0155	0.0300
	$\Delta v_z / (m/s)$	0.3553	1.0264	2.0396	3.9476

同样依据 Gauss 摄动方程,在升/降交点处采用法向速度增量解耦调整轨道倾角,利用式(13)计算的倾角控制量如表 6 所示。

可见,由于双层协同星座轨道半长轴小于异构预警星座中椭圆冻结轨道半长轴,由日月三体摄动引起倾角摄动运动较小,每 1 个月、3 个月、6 个月和 1 年的控制速度增量具有较好的线性叠加性,单颗卫星年倾角保持控制速度增量小于 $4m/s$,倾角保持控制频次可以根据实际对倾角精度要求决定。

4 结论与展望

通过对异构星座摄动因素和摄动运动分析,研究了对应的入轨参数偏置策略和保持控制方法。在实际应用中,应以异构星座中不同种类卫星相互协同配合的目的为切入点,研究对应的入轨轨道参数偏置策略和摄动运动保持控制方法,例如:异构预警星座利用零倾角中轨道半长轴偏置产生的相位滞后匹配椭圆冻结轨道升交点赤经西漂,只需定期对轨道倾角保持控制,以减小燃料消耗;双层协同星座中所有卫星自身具备太阳同步轨道特性,只需低层 C1 ~ C4 号共 4 颗卫星入轨时倾角微量偏置即可达到升交点赤经漂移率与 A1 ~ A4 号卫星和 B1 ~ B4 号卫星升交点赤经漂移率一致,但需定期对所有卫星进行轨道倾角保持控制。

由于异构星座构型形式多样,不同异构星座中不同卫星轨道协同配合的目的和方式不同,应具体问题具体对待,但入轨轨道参数偏置方式和保持控制策略都应以不同种类卫星轨道协同配合的目的为切入点,借助自然摄动力,尽可能以较小的轨道调整代价控制少数卫星来匹配多数卫星轨道自然摄动漂移,协同配合共同完成工作。

由于精密轨道确定误差和入轨参数部署偏差导致的异构星座中,卫星轨道摄动运动相对漂移量一般大于同构 Walker 星座相应入轨参数部署偏差导致的摄动运动漂移量,故应尽快消除入轨偏差,避免可能引起的星座构型偏差非线性增长,甚至构型破坏,这是后续研究的一个重点内容。

参 考 文 献

- [1] 张雅声,冯飞. 卫星星座轨道设计方法[M]. 北京:国防工业出版社,2019. (Zhang Yasheng, Feng Fei. Orbital design method of satellite constellations [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2019.)
- [2] 谭田,杨芳. 环境减灾-1A、1B 卫星星座轨道设计[J]. 航天器工程,2009,18(6): 27-30. (Tan Tian, Yang Fang. HJ-1A/1B constellation orbit design [J].

- Spacecraft Engineering, 2009, 18(6): 27-30.)
- [3] 张润宁, 姜秀鹏. 环境一号 C 卫星系统总体设计及其在轨验证[J]. 雷达学报, 2014, 3(3): 249-255. (Zhang Running, Jiang Xiupeng. System design and in-orbit verification of the HJ-1C SAR satellite[J]. Journal of Radars, 2014, 3(3): 249-255.)
- [4] 张雅声, 姚勇. 异构预警卫星星座设计与分析[J]. 装备指挥技术学院学报, 2009, 20(3): 47-51. (Zhang Yasheng, Yao Yong. Design and analysis of non-isomorphic early satellites constellation[J]. Journal of the Academy of Equipment Command & Technology, 2009, 20(3): 47-51.)
- [5] Zhao S, Xu Y L, Dai H Y. Research on the configuration design method of heterogeneous constellation reconstruction under the multiple objective and multiple constraint[C]//AIP Conference Proceedings, 1839, (1), 2017.
- [6] 王茂才, 罗鑫, 宋志明, 等. 双层协同对地观测卫星星座设计[J]. 华中科技大学学报(自然科学版), 2018, 46(2): 100-105. (Wang Maocai, Luo Xin, Song Zhiming, et al. Double-layered satellite constellation design for earth cooperative observation[J]. Journal of Huazhong University of Science & Technology(Natural Science Edition), 2018, 46(2): 100-105.)
- [7] 李意, 徐冰. 加拿大“雷达卫星星座任务”及应用领域[J]. 国际太空, 2019, 7: 30-34.
- [8] 蒋虎, 邓雷, 余金培. 北斗导航星座现状仿真分析与定量评估[J]. 天文研究与技术, 2020, 17(2): 171-177. (Jiang Hu, Deng Lei, Yu Jinpei. Simulation of current Bei-dou navigation constellation and its quantitative assessment[J]. Astronomical Research and Technology, 2020, 17(2): 171-177.)
- [9] 孙俞, 沈红新. 基于 TLE 的低轨巨星座控制研究[J]. 力学与实践, 2020, 42(2): 156-162. (Sun Yu, Shen Hongxin. The control of mega-constellation at low Earth orbit based on TLE[J]. Mechanics in Engineering, 2020, 42(2): 156-162.)
- [10] 何丽娜. 不同摄动力对低中高轨航天器轨道的影响分析[J]. 大地测量与地球动力学, 2017, 37(11): 1156-1160. (He Lina. Perturbation forces analysis for spacecraft of different orbit altitudes[J]. Journal of Geodesy and Geodynamics, 2017, 37(11): 1156-1160.)
- [11] 李恒年, 李济生, 焦文海. 全球星摄动运动及摄动补偿运控策略[J]. 宇航学报, 2010, 31(7): 1756-1761. (Li Hengnian, Li Jisheng, Jiao Wenhai. Analyzing perturbation motion and studying configuration maintenance strategy for compass-M navigation constellation [J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(7): 1756-1761.)
- [12] 李恒年. 地球静止卫星轨道与共位控制技术[M]. 北京:国防工业出版社, 2010 年 10 月第 1 版. (Li Hengnian. Geostationary satellite orbital analysis and collocation strategies[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1st Print in Oct 2010.)
- [13] 姜宇, 李恒年, 宝音贺西. Walker 星座摄动分析与保持控制策略[J]. 空间控制技术与应用, 2013, 39(2): 36-41. (Jiang Yu, Li Hengnian, Baoyin Hexi. On perturbation and orbital maintenance control strategy for Walker constellation[J]. Aerospace Control and Application, 2013, 39(2): 36-41.)
- [14] 钱山, 李恒年, 伍升钢. MEO 非共振轨道导航星座摄动补偿控制[J]. 国防科技大学学报, 2014, 36(2): 53-60. (Qian Shan, Li Hengnian, Wu Shenggang. Perturbation compensation strategy for MEO non-resonant navigation constellation maintenance[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2014, 36(2): 53-60.)
- [15] 陈雨, 赵灵峰, 刘会节, 等. 低轨 Walker 星座构型演化及维持控制[J]. 宇航学报, 2019, 40(11): 1296-1303. (Chen Yu, Zhao Lingfeng, Liu Huijie, et al. Analysis of configuration and maintenance strategy of LEO Walker constellation [J]. Journal of Astronautics, 2019, 40(11): 1296-1303.)
- [16] 陈长春, 林滢, 沈鸣, 等. 一种考虑摄动影响的星座构型稳定性设计方法[J]. 上海航天, 2020, 37(1): 33-37. (Chen Changchun, Lin Ying, Shen Ming, et al. A novel design method for the constellation configuration stability considering the perturbation influence [J]. Aerospace Shanghai, 2020, 37(1): 33-37.)
- [17] McGrath C N, Macdonald M. General perturbation method for satellite constellation reconfiguration using low-thrust maneuvers [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2019, 42(8): 1676-1692.
- [18] Cutting E, Born G H, Frautnick J G. Orbit analysis for Seat-A [J]. Journal of the Astronautical Sciences, 1978, 26(4): 315-342.