

MEO 非共振轨道导航星座摄动补偿控制*

钱山, 李恒年, 伍升钢

(西安卫星测控中心 宇航动力学国家重点实验室, 陕西 西安 710043)

摘要:针对我国新一代全球导航星座长期构型维持控制问题,提出了 MEO 星座构型状态描述方法,分析了主要摄动力和轨道参数偏差作用下的星座构型演化规律,结合实测数据对稳定性规律进行了验证;研究了参数偏置摄动补偿控制原理,提出了一种改进的解耦控制方案,分析了星座部署时间对摄动补偿控制量的影响规律,得到了一些有益的关键性结论,为我国全球导航系统的星座构型设计和控策略制定奠定了基础。

关键词:全球导航星座;轨道摄动;轨道控制;星座保持;稳定性

中图分类号:P228.4 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-2486(2014)02-0053-08

Perturbation compensation strategy for MEO non-resonant navigation constellation maintenance

QIAN Shan, LI Hengnian, WU Shenggang

(The State Key Laboratory of Astronautic Dynamics, Xi'an Satellite Control Center, Xi'an 710043, China)

Abstract: Global navigation constellation maintenance is an important problem. Firstly, the model of MEO constellation formation was advanced. Then, with consideration of main perturbation forces and orbit ephemeris error, the constellation formation evolution law was analyzed and asserted with some satellites orbital data. Also, anti-perturbation compensation strategy was put forward, an improved de-coupling control method was proposed, and the effect of satellite launch time on anti-perturbation compensation strategy was discussed and analyzed. Finally, some key results were concluded as a summary, which will be helpful for the design of the global navigation constellation with inertial space and its maintenance and control strategies for its rotation around the earth.

Key words: global navigation constellation; orbit perturbation; orbit control; constellation maintenance; stability

稳定的构型是导航星座保持良好覆盖性能和工作性能的前提。根据文献[1-3]的研究, MEO 星座卫星在轨运行期间,由于轨道发射偏差、捕获偏差和轨道自身摄动运动的影响,会逐渐偏离设计轨道,使星座结构失衡或变异,导致系统导航服务失效和精度降低,甚至发生卫星碰撞。因此,需要根据星座整体任务需求对其进行构型保持控制。

参数偏置摄动补偿方法^[2,4-6]通过星座轨道参数的整体设计来提高星座构型受摄稳定性,降低星座站位维持控制的频率。该方法主要是调整所有卫星的初始轨道半长轴和倾角,改变地球扁率 J2 项对卫星轨道的长期影响,补偿主要摄动力对星座卫星之间相对角速度和轨道面之间相对进动速度的长期影响的线性部分,提高星座构型自稳定性,降低地面运行管理的负担。文献[2,4-5]较为深入地研究了 Walker- δ 导航星座的摄动

补偿控制方法,但其采用瞬时轨道根数分析星座构型演化过程,无法反映星座长期构型演化特点,相关结论与在轨 MEO 卫星实测结果差别较大。文献[6]分析了 Galileo 导航星座的构型稳定性,介绍了导航星座摄动补偿控制策略的设计结果,但未涉及摄动补偿方案的具体实现方法。上述研究成果在具体工程应用中还存在一定的困难。

本文在上述研究的基础上,以我国新一代全球导航星座长期构型维持控制工程应用为背景,系统研究 MEO 非共振轨道全球导航星座构型维持的摄动补偿控制策略,重点回答星座构型稳定性描述方法、星座构型演化规律、初始参数偏置摄动补偿控制原理及星座部署时间等关键问题,为我国全球导航系统建设奠定基础。

1 MEO 星座构型状态描述

对于 MEO 星座,大气阻力摄动的影响可以忽

* 收稿日期:2013-07-31

基金项目:国家部委资助项目

作者简介:钱山(1981—),男,湖北广水人,工程师,博士,E-mail:shanqian_123@163.com

略不计,影响卫星轨道稳定性的主要因素是地球非球形摄动、日月三体引力摄动和太阳辐射压力摄动。从摄动量级来看,主要摄动力对轨道升交点赤经和相位角的长期影响较大,而对轨道半长轴、偏心率和倾角的长期影响很小。因此,可选取星座卫星之间的升交点赤经和相位角的变化来描述 MEO 星座构型的空间构型状态变化。

1.1 星座构型绝对状态

MEO 星座中,第 j 颗卫星的标称状态为

$$x_{j,norm} = \begin{bmatrix} \Omega_{j,norm} \\ \omega_j + M_j \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Omega_{j,norm} \\ u_{j,norm} \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中, Ω 为升交点赤经, ω 为近地点幅角, M 为平近点角, u 为相位角, $u = \omega + M$, N 为星座卫星个数, $j = 1, 2, \dots, N$ 。

卫星实际状态相对于标称状态的偏差为

$$\Delta x_j = \begin{bmatrix} \Omega_j - \Omega_{j,norm} \\ u_j - u_{j,norm} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Delta \Omega_j \\ \Delta u_j \end{bmatrix} \quad (2)$$

通过将星座中每颗卫星保持在标称位置附近就能够实现星座构型的维持。

1.2 星座构型相对状态

定义星座卫星升交点赤经和相位角的共同漂移量分别为

$$\begin{cases} \Delta \Omega = \sum_{j=1}^N \frac{\Delta \Omega_j}{N} \\ \Delta u = \sum_{j=1}^N \frac{\Delta u_j}{N} \end{cases} \quad (3)$$

通过将标称星座在 Ω 和 u 方向上分别转动 $\Delta \Omega$ 和 Δu ,得到卫星相对于变换后的标称星座的 Ω 和 u 漂移量分别为

$$\begin{cases} \Delta \Omega'_j = \Delta \Omega_j - \Delta \Omega \\ \Delta u'_j = \Delta u_j - \Delta u \end{cases} \quad (4)$$

定义星座构型状态变换后得到的卫星轨道漂移量为卫星的相对漂移量。

2 MEO 星座构型稳定性分析

2.1 主要摄动力下的星座构型演化分析

本小节基于全球星座高精度动力学模型(考虑 20 阶以上地球引力场、太阳和月球中心引力场,及太阳辐射压力等摄动因素),仿真 10 年寿命期星座构型演化情况,总结全球星座整体层面的长期演化规律,为后续开展星座构型维持控制算法研究和控制策略设计提供决策依据。Walker- δ 星座构型特征码为 24/3/1,倾角 55° ,轨道高度为 21 500km,3 个轨道面初始升交点赤经分别为 0° 、 120° 和 240° ,轨道参数采用平

根数表示。

2.1.1 升交点赤经演化规律

在主要摄动力作用下,升交点赤经绝对漂移主要表现为向西漂移的长期摄动,近似为线性;同一轨道面升交点赤经的西退量基本一致,不同轨道面西退量略有不同;10 年内各轨道面升交点赤经西退量分别为 127.90° 、 122.73° 和 124.31° 。从相对运动角度看,同一轨道面卫星的升交点赤经相对漂移量基本一致;不同轨道面卫星的升交点赤经相对变化量随时间近似呈线性增大趋势,10 年寿命期最大相对漂移量约为 3° ,如图 1 所示。

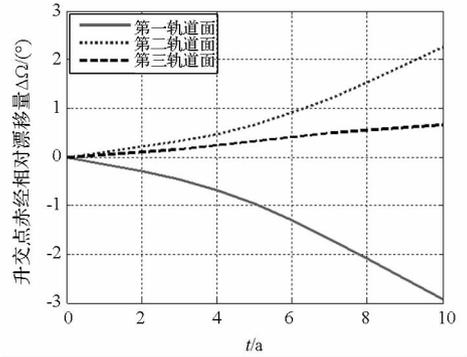


图 1 主要摄动力作用下 Ω 相对漂移结果

Fig.1 Relative RAAN biases with the perturbation effect

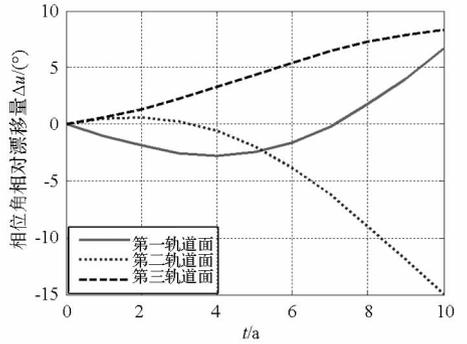


图 2 主要摄动力作用下 u 相对漂移结果

Fig.2 Relative argument of latitude biases with the perturbation effect

2.1.2 相位角演化规律

在主要摄动力作用下,相位角绝对漂移主要表现为长期摄动,近似呈线性增加趋势;同一轨道面和不同轨道面卫星相位角摄动趋势基本一致,但同一轨道面相位角漂移量相同,不同轨道面卫星相位角漂移量略有不同;10 年内三个轨道面卫星相位角漂移量分别为 76.00° 、 54.36° 和 77.59° 。从相对运动角度看,同一轨道面卫星相位角相对漂移量基本一致;不同轨道面卫星的相位角相对漂移量存在差别,最大漂移量达到 15° ,如不进行相位角控制,在两轨道面交点处存在碰

撞的危险,如图2所示。

2.2 轨道参数偏差作用下的星座构型演化分析

如果卫星实际轨道与设计轨道存在初始偏差,轨道半长轴 a 、倾角 i 和偏心率 e 的偏差将导致卫星轨道在 Ω 和 u 上产生长期变化。同样,卫星之间存在的相对位置偏差,在摄动的影响下,特别是地球非球形摄动的影响下,也将导致卫星之间相对升交点赤经和相位角的变化。这一特性可被应用于星座的构型维持控制中。

对圆轨道卫星, $e \approx 0$, 可将轨道参数偏差对卫星之间相对位置的影响表示成如下矩阵形式:

$$\begin{bmatrix} \Delta\Omega_1 \\ \Delta u_1 \end{bmatrix} = A \begin{bmatrix} \Delta a \\ \Delta i \end{bmatrix} \quad (5)$$

式中, $\Delta\Omega_1$ 为 $\Delta\Omega$ 的变化率, Δu_1 为 Δu 的变化率,

$$A = \begin{bmatrix} -\frac{7\Omega_1}{2a} & -\frac{\sin i \cdot \Omega_1}{\cos i} \\ -\frac{7u_1}{2a} - \frac{3n}{2a} & -\frac{6J_2 R_e^2}{a^2} n \cdot \sin 2i \end{bmatrix},$$

其中, Ω_1 为 Ω 的变化率, u_1 为 u 的变化率, n 平均轨道角速度, R_e 为地球半径。

分析可知, MEO 卫星 Ω 和 u 在 J_2 作用下的长期摄动变化主要与轨道半长轴和倾角的偏差有关, 升交点赤经的长期变化受轨道倾角偏差的影响较大, 而相位角的长期变化受半长轴偏差影响较大且与半长轴偏差近似成正比例关系。

2.3 试验星实测数据分析

2012年4月我国采用一箭双星方式发射了两颗 MEO 卫星, 卫星在转长管期间进行一次捕获控制后至今未进行轨道控制, 两星基本运行在同一轨道平面, 分别记为 MEO1、MEO2。本小节整理了2012年5月18日~2013年6月18日之间两颗卫星的实测数据定轨结果, 分析关于轨道倾角、升交点赤经和相位角相对漂移量的有关结论。

分析可知, 半长轴数据曲线明显分为两个阶段, 第一段数据为2012年5月18日~2012年7月26日(74d), 第二段数据为2012年8月3日~2013年6月18日(320d), 且第二段数据的半长轴较第一段抬升了400~500m。数据反映的情况与实际较为吻合, 在2012年7月底, MEO1、MEO2 卫星的确实实施了轨道面内半长轴的抬高控制。根据数据曲线变化规律可知, MEO1、MEO2 半长轴均无长周期和长期摄动运动, 与理论分析一致。

下面分阶段分析两星之间的相对漂移情况。

(1) 第一阶段相对漂移情况

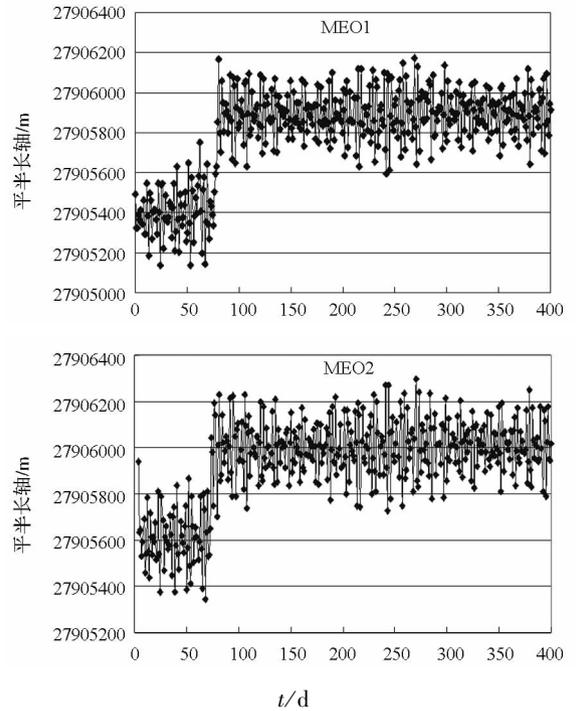


图3 MEO1和MEO2卫星平均半长轴演化情况

Fig. 3 The mean semi-major axis of MEO1 and MEO2

剔除数据野值后, 计算第一阶段内 MEO1、MEO2 平均半长轴为 27905399.80m 和 27905608.70m, 两航天器半长轴均值相差为 -208.86m。第一阶段两星之间的相对漂移运动情况如表1、图4所示。图4中, “◆”为相位差的采样点, 直线为拟合趋势线, 公式为趋势线的表达式。

对数据进行分析, 可得到如下两点规律:

1) MEO1 和 MEO2 的倾角、升交点赤经偏差大小基本保持不变, 说明这两颗位于同一轨道面的卫星的轨道倾角和升交点赤经漂移运动基本一致。根据本报告后续研究可知, 初始倾角偏差和半长轴偏差实际上会引起升交点赤经漂移, 但由于上述两颗卫星之间初始倾角差只有 0.0685° , 由其引起的升交点赤经相对漂移率约为 $0.02^\circ/a$, 在上述数据中无法体现。

2) MEO1 与 MEO2 之间的相位差逐渐减小, 且与时间基本呈线性关系, 与后文研究中初始偏差在地球 J_2 项作用下的相位角漂移运动规律相符。进一步分析初始倾角偏差和半长轴偏差的作用, 两星相位角相对漂移量理论变化率为 $0.0073^\circ/d$, 与实测相对相位变化率 $0.0076^\circ/d$ 基本一致。考虑定轨误差, 可认为两星之间相对相位漂移主要由初始轨道参数偏差引起, 而由主要摄动因素引起的两星相位角漂移运动基本一致。

说明:在进行初始偏差对升交点赤经和半长轴相对漂移分析时,取 MEO2 为参考,标称轨道半长轴 27905608.70m、倾角 55.18°、偏心率 0,初始轨道半长轴偏差 -208.86m、倾角偏差 0.0685°。

表 1 两星之间的相对漂移运动

Tab. 1 Relative biases between MEO1 and MEO2

时间/d	$\Delta i / (^\circ)$	$\Delta \Omega / (^\circ)$	$\Delta u / (^\circ)$
10	0.0687	0.4551	-46.2190
20	0.0684	0.4568	-46.1442
30	0.0688	0.4565	-46.0688
40	0.0686	0.4574	-45.9938
50	0.0686	0.4575	-45.9215
60	0.0844	0.4735	-45.8660
70	0.0689	0.4591	-45.7723
80	0.0674	0.4552	-45.6699

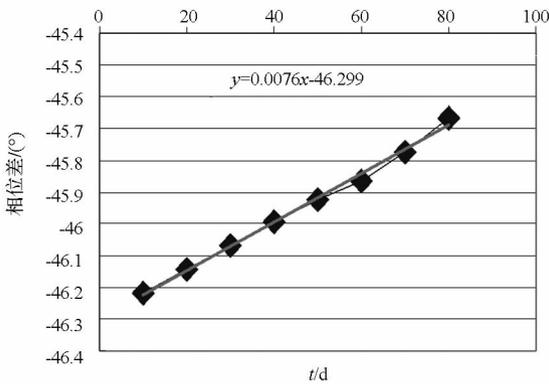


图 4 第一阶段两星之间的相位差与拟合曲线

Fig. 4 Relative argument of latitude of MEO1 and MEO2 in the first stage

(2) 第二阶段相对漂移情况

剔除数据野值后,计算第二阶段内 MEO3、MEO4 平均半长轴为 27905399.80m 和 27905608.70m,两航天器平半长轴均值相差为 -208.86m。第二阶段两星之间的相对漂移运动情况如图 5 所示。图中,“◆”为相位差的采样点,直线为拟合趋势线,公式为趋势线的表达式。

对数据进行分析,可得到如下两点规律:

1) 在将近一年的时间内,MEO1 和 MEO2 的倾角差基本保持不变,升交点赤经偏差大小增加了 0.0194°,拟合变化率为 $6.0 \times 10^{-5}^\circ/a$,初始轨道偏差作用下的升交点赤经差理论变化率约为 $5.2757 \times 10^{-5}^\circ/a$ (合 $0.02^\circ/a$),二者较为一致。

2) MEO1 与 MEO2 之间的相位差逐渐减小,且与时间基本呈线性关系。进一步分析初始倾角

偏差和半长轴偏差的作用,两星相位角相对漂移量理论变化率为 $0.0037^\circ/d$,与实测相对相位变化率 $0.0037^\circ/d$ 一致。

说明:在进行初始偏差对升交点赤经和半长轴相对漂移分析时,取 MEO2 为参考,标称轨道半长轴 27906006.10m、倾角 55.26°、偏心率 0,初始轨道半长轴偏差 -110.20m、倾角偏差 0.0652°。

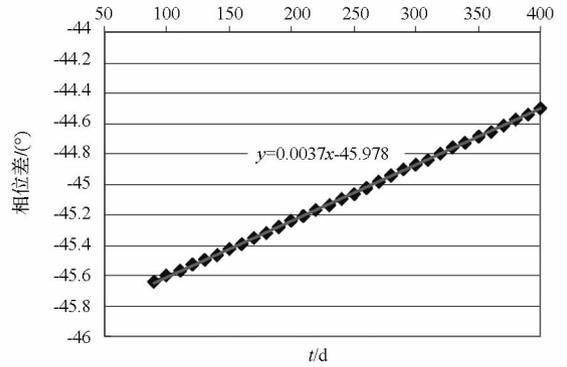


图 5 第二阶段两星之间的相位差与拟合曲线

Fig. 5 Relative argument of latitude of MEO3 and MEO4 in the second stage

综合上述实测数据分析结果,可得到如下基本结论:同一轨道平面的两颗 MEO 卫星,相互之间相对相位和升交点赤经漂移主要由初始轨道参数偏差引起,而由主要摄动因素引起的两星相位和升交点赤经漂移运动基本一致。

3 MEO 星座构型摄动补偿控制策略

3.1 基于轨道参数偏置的摄动补偿方法

通过对小偏心率中高轨道长期稳定性分析发现,主要摄动力对 MEO 轨道 Ω 和 u 的长期影响与时间近似呈线性关系,而轨道偏差 Δa 和 Δi 在地球扁率 J_2 项作用下也将线性地改变卫星轨道 Ω 和 u 的长期变化率。基于这一特点,可考虑通过设计星座卫星初始轨道参数 a 和 i ,使上述两部分长期摄动运动方向相反,抵消 Ω 和 u 长期摄动中的线性部分。这就是参数偏置摄动补偿方法的基本思想。

对于近圆轨道卫星,在地球扁率 J_2 项的长期作用下,轨道偏差 Δa 和 Δi 导致的 Ω 和 u 的长期摄动变化与时间的关系可表示如下

$$\begin{bmatrix} \Delta \Omega \\ \Delta u \end{bmatrix} = A \cdot \begin{bmatrix} \Delta a \\ \Delta i \end{bmatrix} \cdot \Delta t \quad (6)$$

从而,在 Δt 时间内,要消除主要摄动力对卫星 k 轨道长期影响的线性部分所需的轨道半长轴和倾角的初始偏置量为

$$\begin{bmatrix} \Delta a_k \\ \Delta i_k \end{bmatrix} = -A^{-1} \cdot \begin{bmatrix} \frac{\Delta\Omega}{\Delta t} \\ \frac{\Delta u}{\Delta t} \end{bmatrix} \quad (7)$$

扰动补偿后,卫星 k 的轨道半长轴和倾角的初始参数变为

$$\begin{bmatrix} a_k \\ i_k \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a \\ i \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Delta a_k \\ \Delta i_k \end{bmatrix} \quad (8)$$

扰动补偿方法的轨道参数偏置量计算过程如图 6 所示^[2]。

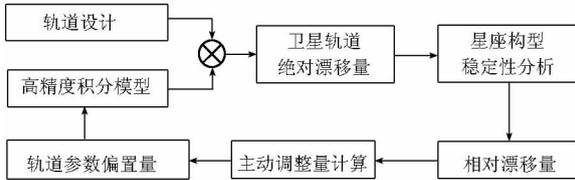


图 6 轨道参数偏置量计算流程

Fig. 6 Anti-perturbation compensation strategy for the orbital parameters

参数偏置扰动补偿方法是通过星座轨道参数的整体设计来提高星座构型受扰稳定性,降低星座站位维持控制的频率。该方法对主要摄动力下星座卫星之间相对角速度和轨道面之间相对进动速度的线性部分补偿效果较好,对未能消除的其他非线性部分,仍然需要通过各卫星的站位控制来维持星座构型,但这种构型保持控制频率、推进剂消耗量等将大大降低。

3.2 参数偏置扰动补偿方法有效性证明

下面从理论上简要证明参数偏置扰动补偿方法的有效性。

假设在 Δt 时间内,主要摄动力引起各卫星绝对参数绝对漂移量为 Δx_j ,星座整体漂移量为 Δx_{comm} ,则卫星 k 轨道参数的相对漂移量为

$$\Delta \bar{x}_k = \Delta x_k - \Delta x_{comm} \quad (9)$$

从理论上讲,利用 $\Delta \bar{x}_k$ 计算得到的轨道参数偏置量,可以消除卫星 k 轨道参数绝对漂移量中的 $\Delta \bar{x}_k$ 部分,即经过补偿后卫星 k 轨道参数的绝对漂移量为

$$\Delta x'_k = \Delta x_k - \Delta \bar{x}_k \quad (10)$$

结合式(9),可得

$$\Delta x'_k = \Delta x_k - \Delta \bar{x}_k = \Delta x_{comm} \quad (11)$$

进一步得到补偿后卫星 k 轨道参数的相对漂移量为

$$\Delta \bar{x}''_k = \Delta x'_k - \Delta x_{comm} = \Delta x_{comm} - \Delta x_{comm} = 0 \quad (12)$$

综上所述,图 6 描述的参数偏置量计算方法,可有效补偿各卫星相对整体星座的相对漂移。

3.3 参数偏置扰动补偿方法的改进

根据 3.1 节的分析,要补偿 Ω 和 u 中任意一个量,理论上需要同时对 a 和 i 进行调整。但实际分析发现,偏置量 Δa 和 Δi 分别对 Ω 和 u 的补偿效率是不同的:1) Ω 长期摄动运动主要受 Δi 影响, Δa 对其影响非常小,可忽略不计,对 Ω 的补偿和修正作用可通过倾角偏置来实现;2) u 长期摄动运动同时受 Δi 和 Δa 的影响,且二者作用量级相当,但考虑到倾角偏置量已由升交点赤经漂移量确定,故对相位角的补偿和修正作用实际上需要通过半长轴偏置来实现。为便于工程实现,可考虑简化初始参数偏置补偿过程的部分耦合项影响,实施解耦控制,在此称其为“解耦控制方案”。

根据上述分析,省略(7)式中 Δa 对 $\Delta\Omega$ 的作用项,可得

$$\begin{cases} \begin{bmatrix} \Delta a \\ \Delta i \end{bmatrix} = -(A')^{-1} \cdot \begin{bmatrix} \frac{\Delta\Omega}{\Delta t} \\ \frac{\Delta u}{\Delta t} \end{bmatrix} \\ A' = \begin{bmatrix} 0 & -\frac{\sin i \cdot \Omega_1}{\cos i} \\ -\frac{7u_1}{2a} - \frac{3n}{2a} & -\frac{6J_2 R_e^2}{a^2} n \cdot \sin 2i \end{bmatrix} \end{cases} \quad (13)$$

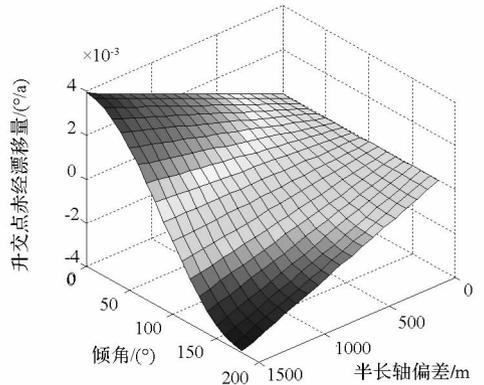


图 7 偏置量 Δa 对 Ω 的长期影响

Fig. 7 The long effect of Δa on RAAN

3.4 算例分析

本小节针对 2.1 节描述的 MEO 星座,计算 10 年寿命期内各卫星初始参数偏置量。图 8、9 为两种控制方案的参数偏置量计算结果。

从补偿量计算结果可以看出,同一轨道面内各卫星半长轴和倾角理论偏置量基本一致,而不同轨道面卫星的参数偏置量之间存在一定差异。从参数偏置量级上看,轨道半长轴的主动调整量都在 100m 以下,倾角偏置量都在 1° 以内,上述参数调整对星座性能的影响都在标称设计参数考虑

的冗余范围之内。而且,解耦控制方案和耦合控制方案在半长轴和倾角偏置量的量级上差异很小,对星座整体构型稳定性的作用效果一致,因此解耦控制方案中忽略 Δa 对 $\Delta \Omega$ 的影响是可行的。但是,解耦控制方案用初始偏置量 Δa 和 Δi 分别对 $\Delta \Omega$ 和 Δu 进行控制,将轨道面外和轨道面内的控制过程分开,更有利于工程实现。

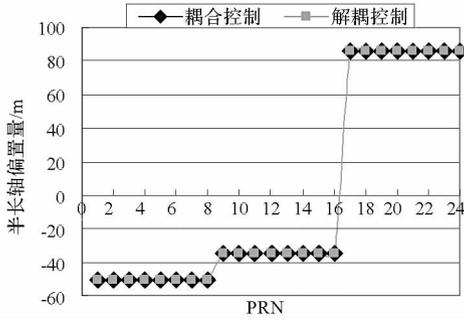


图 8 轨道半长轴摄动补偿偏置量

Fig. 8 The anti-perturbation compensation value of semi-major axis

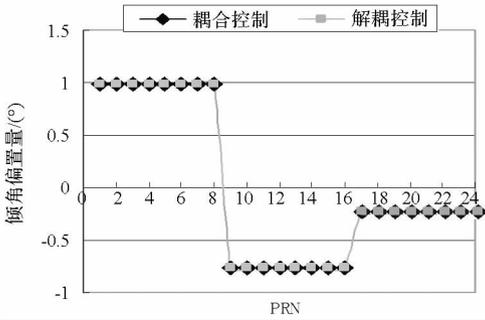


图 9 轨道倾角摄动补偿偏置量

Fig. 9 The anti-perturbation compensation value of inclination

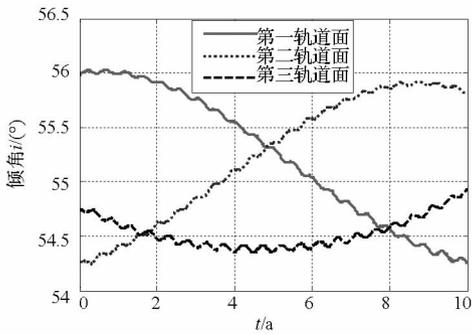


图 10 参数偏置对 i 的补偿和修正作用

Fig. 10 The effect of anti-perturbation compensation on inclination

进一步利用解耦控制方案的偏置参数对星座进行摄动补偿后,星座构型演化情况如图 10 ~ 12 所示。结果显示,补偿后各轨道面卫星的倾角在寿命期内均匀分布,相对漂移量 $\Delta \Omega$ 最大值从 3° 下降到 0.5° ,相对漂移量 Δu 最大值从 15° 下降到

6° ,星座整体稳定性大大增强。按导航星座维持 6 重以上覆盖性能“死区”指标 ($\varepsilon_\Omega = 3.0^\circ$ 和 $\varepsilon_u = 5.0^\circ$) 分析,10 年寿命期内星座各轨道面的升交点赤经可不进行控制,第一、三轨道面卫星相位角只需进行 1 次轨道维持,就能保证星座整体构型稳定性。

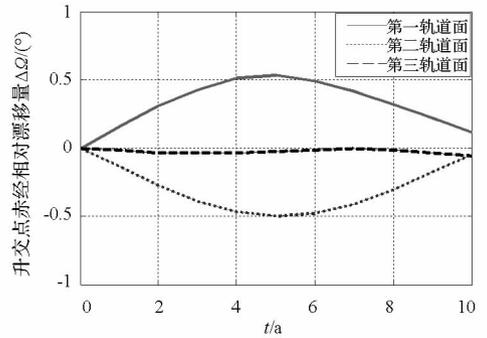


图 11 参数偏置对 Ω 的补偿和修正作用

Fig. 11 The effect of anti-perturbation compensation on RAAN

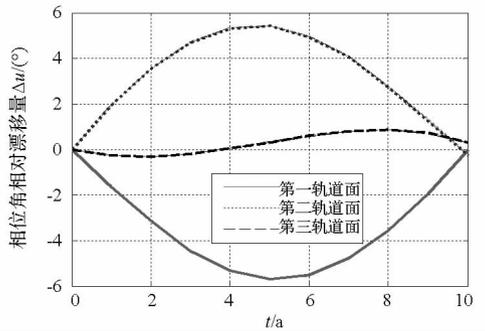


图 12 参数偏置对 u 的补偿和修正作用

Fig. 12 The effect of anti-perturbation compensation on argument of latitude

4 星座部署时间对摄动补偿控制方案的影响

初始参数偏置量还与轨道面空间位置 (Ω_0) 和部署时间有关。下面基于解耦补偿方案的基本公式,分析星座卫星部署时间对初始偏置量的影响,即:分析 10 年寿命期,各卫星初始半长轴偏置量和初始倾角偏置量与部署时间和初始升交点赤经 Ω_0 的关系。

由于采用高精度动力学模型进行一次 10 年寿命期的星座构型演化分析耗时较长,故考虑采用解析模型进行定性分析。另外,根据 2.1 节的研究结果有如下结论:在每个轨道面,任选一颗卫星进行仿真计算,得到星座漂移量和初始参数偏置量,与对星座全体卫星进行仿真计算,得到的结

果具有一致性。以下分析中分别选取 MEO11、MEO21 和 MEO31 三颗星为代表进行仿真分析。

4.1 同一发射时刻,不同初始升交点赤经

本小节分析在同一发射时刻,各轨道面在保持星座整体构型设计参数的前提下,采用不同的初始升交点赤经时,10年寿命期各轨道面卫星初始参数偏置量的变化规律。

仿真计算采用数值方法进行打靶分析,主要是对三个轨道面初始 Ω_0 进行调整,步长为 10° ,各轨道面初始升交点赤经变化规律如下:

$$\begin{cases} \Omega_{10} = 0^\circ \rightarrow 360^\circ \\ \Omega_{20} = 120^\circ \rightarrow 360^\circ \rightarrow 120^\circ \\ \Omega_{30} = 240^\circ \rightarrow 360^\circ \rightarrow 240^\circ \end{cases} \quad (14)$$

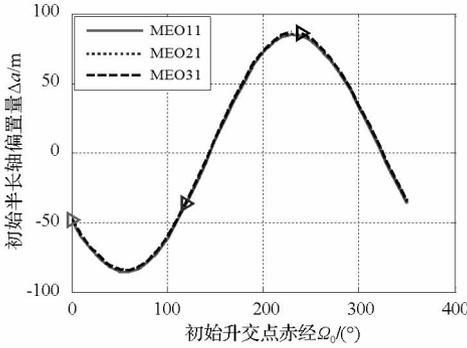


图13 初始偏置量 Δa 与 Ω_0 的关系

Fig. 13 The change of Δa with RAAN₀

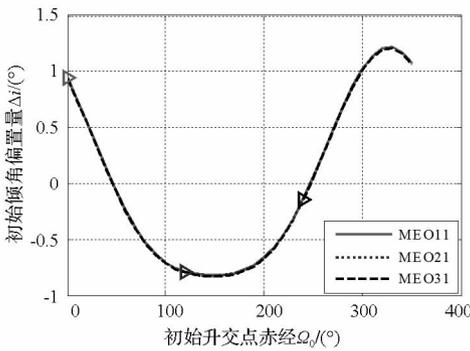


图14 初始偏置量 Δi 与 Ω_0 的关系

Fig. 14 The change of Δi with RAAN₀

结果显示,在同一发射时刻,某一轨道面卫星10年内初始参数偏置量随 Ω_0 的变化而变化;而且,三个轨道面卫星的偏置量 Δa 和 Δi 随 Ω_0 的变化规律均具有一致性。

4.2 不同发射时刻,不同初始升交点赤经

发射时间是影响星座卫星空间位置的重要因素,发射时间不同,各天体(特别是太阳)在空间的位置不同。考虑到太阳相对地球空间位置的变

化周期为1年,故分别选取一年中1月、4月、7月和10月四个部署窗口,分析在不同部署时间下,各轨道面卫星轨道参数漂移量、初始轨道参数偏置量与初始升交点赤经的关系。初始轨道历元为当月1日的12:00:00。

结果表明,在四种部署时间下,各轨道面卫星初始轨道参数偏置量与初始升交点赤经的变化关系趋势基本一致,只在量级上稍有差别。原因是部署时间不同,太阳相对各轨道面初始位置的方位不同,对各轨道面卫星的影响存在一定的差异。

图15、16给出了4种部署时间下,MEO11卫星初始轨道参数偏置量与 Ω_0 关系的综合比较。

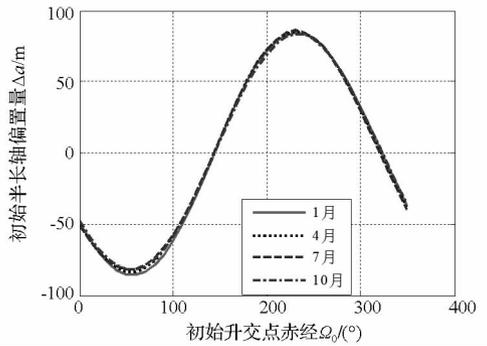


图15 初始偏置量 Δa 与 Ω_0 的关系

Fig. 15 The change of Δa with RAAN₀ to different launch time

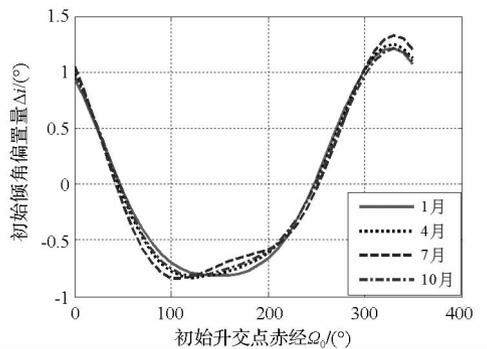


图16 初始偏置量 Δi 与 Ω_0 的关系

Fig. 16 The change of Δi with RAAN₀ to different launch time

5 结论

本文研究了我国新一代全球导航星座的长期构型维持控制问题,得到如下结论:

(1) 主要摄动力对 MEO 轨道影响主要表现为升交点赤经漂移和相位角漂移,对轨道半长轴、偏心率和倾角长期影响不大。因此,对于星座构型的破坏主要表现在升交点赤经和相位角上,可

用升交点赤经和相位角的漂移来描述 MEO 全球导航星座构型的稳定性。

(2) MEO 卫星升交点赤经和相位角在 J_2 作用下的长期摄动变化主要与轨道半长轴和倾角的偏差有关,升交点赤经的长期变化受轨道倾角偏差的影响较大,而相位角的长期变化受半长轴偏差影响较大且与半长轴偏差近似成正比例关系。

(3) 在 10 年寿命期内,如果使由主要摄动因素引起的各卫星相对漂移量与由初始参数偏置产生的补偿漂移量的变化方向正好相反,则初始参数偏置产生的补偿漂移量将有效消除未补偿前相对漂移量的线性部分,补偿后各星相对漂移量较小,星座稳定性显著增强。

(4) 在同一发射时刻,各星座卫星的初始半长轴和倾角偏置量随初始升交点赤经的变化规律均具有一致性;在一年中的不同发射时刻,各轨道面卫星轨道参数漂移量、初始轨道参数偏置量与初始升交点赤经关系的变化趋势基本一致,只在量级上稍有差别。因此,各卫星初始轨道参数偏置量只与其初始升交点赤经有关。

参考文献 (References)

[1] 胡松杰, 陈立, 刘林. 卫星星座的结构演化[J]. 天文学报, 2003, 44(1):46-54.
HU Songjie, CHEN Li, LIU Lin. The structure evolution of

satellite constellation[J]. Acta Astronomica Sinica, 2003, 44(1):46-54. (in Chinese)

[2] 张育林, 范丽, 张艳, 等. 卫星星座理论与设计[M]. 北京: 科学出版社, 2008:124-136.
ZHANG Yulin, FAN Li, ZHANG Yan, et al. Theory and design of satellite constellations[M]. Beijing: Science Press, 2008: 124-136. (in Chinese)

[3] 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研究[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. (in Chinese)

[4] 项军华, 张育林. 地球非球形对卫星轨道的长期影响及补偿研究[J]. 飞行力学, 2007, 25(2):85-88.
XIANG Junhua, ZHANG Yulin. Study on secular effect caused by earth non-spherical and compensation for its effect[J]. Flight Dynamics, 2007, 25(2):85-88. (in Chinese)

[5] 项军华, 范丽, 张育林. 卫星星座结构自稳定设计研究[J]. 飞行力学, 2007, 25(4):81-85.
XIANG Junhua, FAN Li, ZHANG Yulin. Study on design of the structure self-stabilization for satellite constellation[J]. Flight Dynamics, 2007, 25(4): 81-85. (in Chinese)

[6] Peiro A B M, Beech T W, Garcia A M, et al. Galileo in-orbit control strategy[C]//Proceedings of the IAIN World Congress and the 56th Annual Meeting of the Institute of Navigation, San Diego, CA, June 26-28, 2000:469-480.