

地球静止轨道卫星电推进位保策略研究

刘宇鑫^{1,2}, 尚海滨^{1,2}, 王帅^{1,2}

(1. 北京理工大学 深空探测技术研究所, 北京 100081;

2. 飞行器动力学与控制教育部重点实验室, 北京 100081)

摘要:研究了利用电推进系统进行 GEO 卫星轨道保持问题,给出了一种基于日预报的位置保持策略。首先,根据 GEO 卫星轨道漂移规律,分析了小推力推进系统每日进行位保的可行性;然后,针对四电推力器配置构型,给出了每日轨道误差、各推力器工作时间与区间的预测方法;进一步,针对给定的定点位置,根据位保效果对电推进安装角进行了优化选择,并研究了推力变化对位保效果和燃料消耗的影响。以东经 100°定点为例对所给方法进行了仿真验证,数值结果表明:所给策略可有效用于 GEO 卫星位置保持。

关键词: GEO 卫星; 电推进; 轨道漂移; 位置保持

中图分类号: TN927

文献标识码: A

文章编号: 2095-7777(2015)01-0080-08

DOI:10.15982/j.issn.2095-7777.2015.01.012

0 引言

1963 年,美国发射了第一颗静止轨道卫星 SynCom-2,自此 GEO 卫星被广泛用于通信传输、气象预报和电视广播等诸多领域,在人类社会的发展过程中起到了重要作用。GEO 卫星在轨运行时,由于受到太阳光压、日月引力、地球非球形等诸多摄动力影响,会逐渐漂移并偏离其标称运行轨道。GEO 卫星的漂移主要包括两个方面:东西漂移和南北漂移。随着时间的累积,GEO 卫星将漂移出正常工作区域,导致其无法正常工作。因此,对 GEO 卫星进行位置保持非常重要。

传统的 GEO 卫星位保是基于化学推进系统进行的,即脉冲位保策略。这种策略通常将南北与东西位保独立进行。南北位保的目的是通过周期性控制轨道倾角使得纬度始终保持在零度附近,而东西位保则是通过控制经度漂移环让卫星在定点经度附近摇摆运动^[1]。由于化学推进系统的特点,脉冲位保策略的控制周期通常为 2~3 周,已广泛应用于 GEO 卫星的轨道保持中^[2]。然而,脉冲位保策略存在燃料消耗多、位保精度低等问题,影响了 GEO 卫星的寿命与工作性能。相比而言,以太阳能电推进为代表的小推力推进系统具有质量轻、比冲高、推力小等特点,更适合于 GEO 卫星的位置保持,近些年来引起了人们的广泛关注。Kechichian(1997)研究

了南北位保电推控制律^[3],Losa(2005)提出了基于微分包含方法的电推位保策略^[4]。具有代表性的工作是 Anzel 等人(1995)提出的基于四推力器配置的位置保持策略^[5],该策略具有同时进行南北和东西位保的特点。尽管如此,采用何种保持策略、如何配置安装四个推力器对位置保持效果的影响很大,也是值得研究的问题。

本文研究了基于四推力器配置的 GEO 卫星位置保持问题,给出了一种基于日预报的位置保持策略。该位保策略首先利用高精度轨道递推预报未来一天的位置误差,然后根据误差信息确定推力器需要的速度增量以及进行控制的区域,在位保时将位置误差始终保持在较小的范围内。另外,针对给定的定点经度,本文分析了推力器配置对位置保持效果的影响,并根据位保精度对配置安装角进行了优化选择。最后,分析了推力大小对位保精度和燃料消耗的影响。

1 GEO 卫星漂移原理

1.1 轨道动力学模型

本文在历元真赤道坐标系(TOD)下,采用 Cowell 方法描述 GEO 卫星的轨道运动,动力学模型可以写成

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{r}} = \mathbf{v} \\ \dot{\mathbf{v}} = \mathbf{a}_g + \mathbf{a}_{\text{sun}} + \mathbf{a}_{\text{moon}} + \mathbf{a}_{\text{srp}} + \mathbf{a}'_i \end{cases} \quad (1)$$

其中: $\mathbf{r}$ 为卫星位置矢量; $\mathbf{v}$ 为卫星速度矢量; $\mathbf{a}_g$ 、 $\mathbf{a}_{\text{sun}}$ 和 $\mathbf{a}_{\text{moon}}$ 分别为地球、太阳和月亮对卫星的引力加速度矢量; $\mathbf{a}_{\text{srp}}$ 为太阳光压摄动产生的加速度矢量; $\mathbf{a}_i$ 为电推力器产生的加速度矢量, 下角 i 代表不同的推力器。

根据 Anzel 四推力器配置, $\mathbf{a}_i$ 由径切法坐标系 (RTN) 中的控制加速度转换得到

$$\mathbf{a}_i = \mathbf{M} \times \mathbf{a}_i \quad (2)$$

其中 $\mathbf{M}$ 为 RTN 到 TOD 坐标系的转换矩阵。

图 1 给出了基于 RTN 坐标系的 Anzel 四推力器配置示意图。4 个推力器对称安装在卫星背地板上, 节省了卫星表面使用空间, 推力矢量指向卫星质心。 θ 和 α 是决定推力方向的安装角, 分别为 Z 轴与 NW 和 NE 所在平面夹角、 X 轴与 NW 和 SW 所在平面夹角。该配置的特点是各推力器均可提供径切法三个方向的推力分量, 因此能够同时进行南北和东西位保。

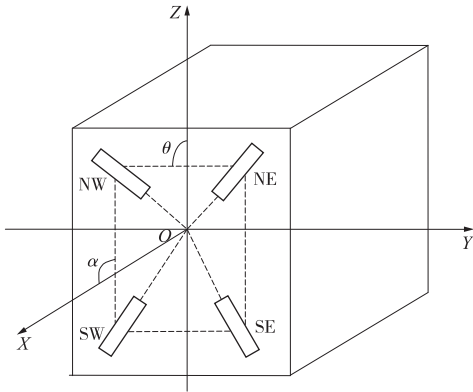


图 1 四推力器配置示意图

Fig. 1 Configuration of four thrusters

1.2 漂移原理

若不对 GEO 卫星进行位置保持, 其轨道在各种摄动力影响下将发生漂移。GEO 卫星的漂移可以分解为南北和东西两个方向。

1) 南北漂移

南北漂移主要由日月引力摄动导致, 表现为纬度振幅增加。纬度变化与轨道倾角是密切相关的, 而轨道倾角受日月引力摄动作用的长周期进动为^[6]

$$\begin{cases} \dot{i}_x = -0.134 \sin \beta_m + 0.0027 \sin 2\beta_m (^{\circ}/) \\ \dot{i}_y = 0.859 + 0.107 \cos \beta_m - 0.0025 \cos 2\beta_m (^{\circ}/) \end{cases} \quad (3)$$

其中: i_x 和 i_y 是轨道倾角在 TOD 坐标系 x 和 y 方向上的分量; β_m 是月球轨道在黄道面的升交点经度。倾角幅值变化为

$$\Delta \dot{i} = \sqrt{\dot{i}_x^2 + \dot{i}_y^2} (^{\circ}/) \quad (4)$$

根据式(3)和(4), 卫星轨道倾角变化率与当年月球升交点位置有关, 随着时间的积累, 倾角幅值每年增加约 $0.75^{\circ} \sim 0.96^{\circ}$ 。

2) 东西漂移

东西漂移主要由地球非球形摄动引起。对于 GEO 卫星, 可以用二阶摄动球谐函数描述非球形引力场^[7]

$$U = \frac{\mu}{r} \left[1 - \frac{J_2 R_e^2}{2r^2} (3\sin^2 \varphi - 1) + \frac{3J_{22} R_e^2}{r^2} \cos^2 \varphi \cos^2 (\lambda - \lambda_{22}) \right] \quad (5)$$

其中: μ 是地球引力常数; r 是卫星与地心的距离; R_e 是地球半径; J_2 是带谐项系数; J_{22} 是田谐项系数; φ 是纬度; λ 是定点位置经度。

在式(5)中, 带谐项主要产生径向摄动力, 田谐项主要产生切向摄动力, 它们共同作用使 GEO 卫星发生东西漂移。

另外, 太阳光压摄动也会导致卫星东西漂移, 这体现在经度日振幅的变化上。不考虑半长轴变化时, 经度日振幅为偏心率的 2 倍^[8], 而偏心率变化量与太阳光压的关系为^[6]

$$\Delta e = \frac{3(1+\sigma)KA}{V_s m n_s} (1 - 0.5 \sin^2 i_s) \sin \frac{u_s - u_{s0}}{2} \quad (6)$$

其中: u_s 和 u_{s0} 分别为相对春分方向的真时、初始太阳方向角; σ 为帆板反射率; A 为卫星表面积; m 为卫星质量; K 为光压常数; V_s 为静止轨道速度; n_s 为静止轨道角速度; i_s 为黄赤交角。

式(6)中, u_s 变化周期为一年, 其他参数几乎不随时间变化。若 GEO 卫星初始偏心率为 0, 则偏心率在半年后达到最大值, 这时经度日振幅最大。

以 2015 年 1 月 1 日为初始时刻, 纬度 0° 、经度 100°E 、轨道倾角 0° 、偏心率 0 为初始轨道参数, 一年内 GEO 卫星无控受摄运动仿真结果如图 2~图 7 所示。

纬度受摄运动如图 2 所示, 一年内由 0° 逐渐增大到 $\pm 0.8^{\circ}$, 这主要是由轨道倾角增大引起。图 3 展示了轨道倾角变化趋势, 一年增长了 0.78° , 平均每天增加 0.0021° 。由图 4 可以看出倾角矢量摄动方向是 x 和 y 轴正方向。经度受摄运动如图 5 所示, 由 100°E 向西漂移了近 50° , 漂移速度逐渐加快, 半年后达到峰值又逐渐减小, 若能将卫星保持在 100°E 附近, 每天经度漂移约 0.0087° 。图 6 中, 偏

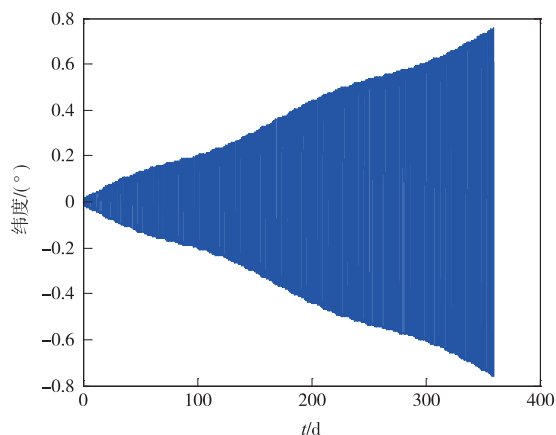


图 2 纬度受摄运动历程
Fig. 2 Disturbed motion of latitude

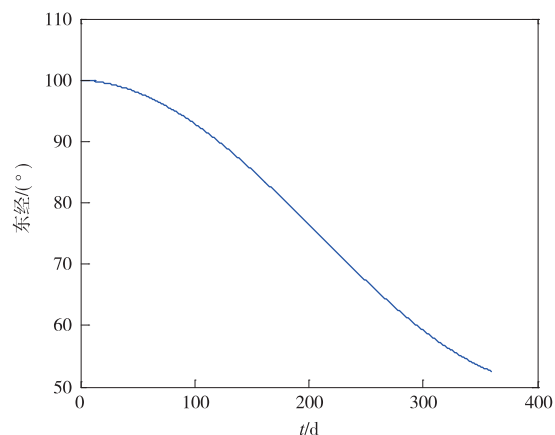


图 5 经度受摄运动历程
Fig. 5 Disturbed motion of longitude

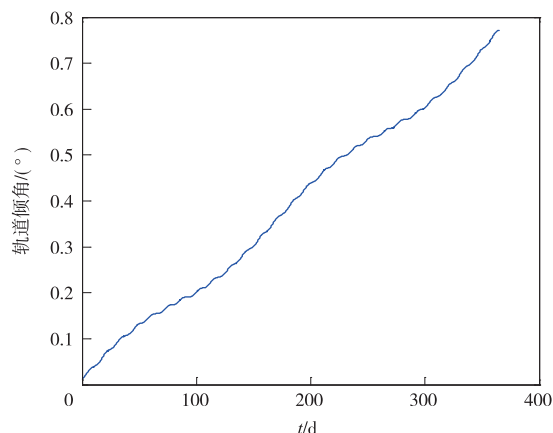


图 3 倾角受摄运动历程
Fig. 3 Disturbed motion of inclination

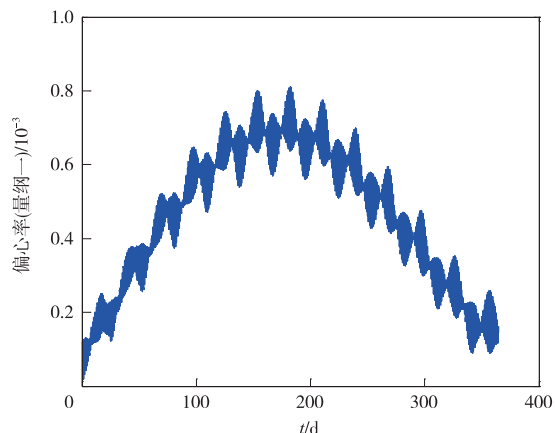


图 6 偏心率受摄运动历程
Fig. 6 Disturbed motion of eccentric

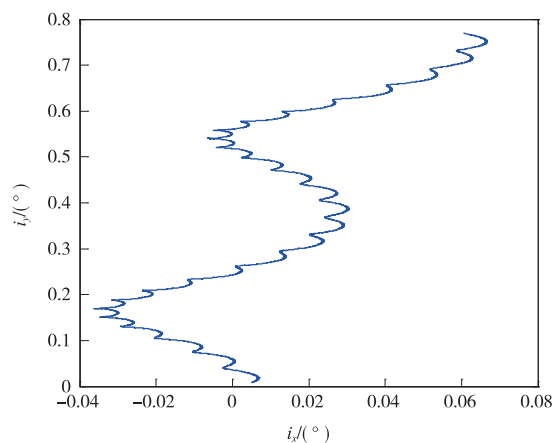


图 4 倾角矢量受摄运动历程
Fig. 4 Disturbed motion of inclination vector

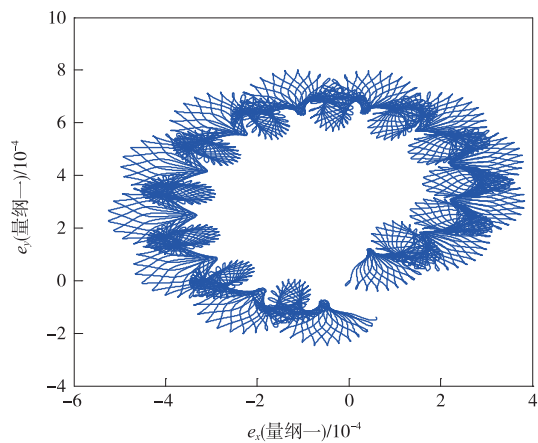


图 7 偏心率矢量受摄运动历程
Fig. 7 Disturbed motion of eccentric vector

心率经半年达到峰值 0.8×10^{-3} , 此时经度日振幅最大。由图 7 可以看到, 一年内偏心率矢量近似圆形, 这是由太阳方向角变化引起的。

由仿真结果可知, 纬度受摄运动的特点是在 0°

附近摆动并且振幅越来越大, 而经度会逐渐偏离定点位置, 它们分别在 15 天和 5 天的时候就漂移出了国际电联要求的 $\pm 0.01^\circ$ 运动范围, 因此需要进行位置保持。针对 GEO 卫星漂移特点, 传统脉冲位保

策略将南北和东西位保分开进行,南北位保是通过周期性地控制轨道倾角来减小纬度振幅,而东西位保则是通过控制经度漂移环让卫星在定点经度附近摇摆运动。相比而言,小推力推进系统根据自身的特点可以采用不同的位保策略。

2 小推力位置保持策略

2.1 可行性分析

电推力器相比于传统脉冲推力器的优点之一是可以频繁开关,若每天工作可将位置误差始终保持在较小的范围内,而这需要满足两个条件:1)电推力器能提供控制卫星每日漂移所需的速度增量;2)工作时间没有因比冲小而过度加长,导致轨道复杂度增加。首先针对每日进行位保的可行性进行分析。

根据推力控制方程,由轨道倾角和经度漂移量 Δi 、 $\Delta \lambda$ 可以计算控制速度增量^[8]

$$\begin{cases} \Delta V_N = \Delta i \times V_s \\ \Delta V_T = -\frac{\Delta \lambda \times V_s}{3 \times 360.9856^\circ/d} \end{cases} \quad (7)$$

其中: ΔV_N 是法向速度增量; ΔV_T 是切向速度增量(向东为正); V_s 为静止轨道速度。 360.9856° 是一个平太阳日内的地球自转角度。

以之前的自由摄动仿真结果为例,通过式(7)得到 GEO 卫星每日进行位置保持所需要的法向速度增量为 0.1072 m/s ,切向 0.0247 m/s 。然后计算推力器工作时间

$$T = \frac{2}{n_s} \sin^{-1} \left[\frac{n_s}{2} \left(\frac{m \Delta V}{F} \right) \right] \quad (8)$$

其中: m 为卫星质量取 1600 kg ; F 为推力大小取 200 mN ; n_s 为静止轨道角速度。

由式(8)可得,若 GEO 卫星定点经度为 100°E ,电推力器每日需要向北点火 857.7 s ,向西点火 197.6 s 。上述结果表明,电推力器控制卫星日漂移不需要很长的工作时间,因此每日进行位保是可行的。

2.2 位保策略

GEO 卫星日漂移量可以通过不同方式获得,一种方法是年将漂移量平均分配至每天,优点是一年只需预测一次,但会导致卫星在某些天远离定点位置。本文采用的策略基于高精度轨道递推预报未来一天的轨道状态,根据所得结果对卫星进行控制,使位置误差始终保持在较小的范围内。

在上述策略中,未来一天需要预报的参量有两

组:推力器点火区域和轨道漂移量。

点火区域的选择由推力器工作效率决定。在升交点施加南向加速度或降交点施加北向加速度时,轨道倾角控制效率最高^[8],而切向加速度控制经度的效率与作用点无关。因此根据图 1 的推力器配置,安排 NW 和 NE 在升交点前后工作,SW 和 SE 在降交点前后工作。位保策略需预报未来一天的升、降交点位置作为推力器点火区域。

轨道漂移量由递推出的轨道预测值与控制目标相减得到

$$\begin{cases} \Delta i = i^* - i_t \\ \Delta \lambda = \lambda^* - \lambda_t \\ \Delta e_x = (e^* - e_t) \cos(\omega + \Omega) \\ \Delta e_y = (e^* - e_t) \sin(\omega + \Omega) \end{cases} \quad (9)$$

其中: i^* 、 λ^* 和 e^* 分别为轨道倾角、经度和偏心率预测值,下角 t 表示控制目标; ω 为近地点幅角; Ω 为升交点赤经; Δe_x 、 Δe_y 是偏心率变化量在 x 和 y 方向的分量。

基于日预报的小推力位置保持策略设计步骤如下:

步骤 1:计算控制漂移需要的速度增量

根据式(7)已知 Δi 和 $\Delta \lambda$ 分别由法向加速度和切向加速度控制,而 Δe_x 、 Δe_y 与控制加速度的关系为

$$\begin{cases} \Delta e_x = \frac{\Delta V_R}{V_s} \sin l_b + \frac{2\Delta V_T}{V_s} \cos l_b \\ \Delta e_y = -\frac{\Delta V_R}{V_s} \cos l_b + \frac{2\Delta V_T}{V_s} \sin l_b \end{cases} \quad (10)$$

其中: ΔV_R 为径向速度增量; l_b 为点火位置平经度。

一般情况下,GEO 轨道升交点在 90° 附近,降交点在 270° 附近,式(10)中的 $\cos l_b$ 约等于 0。根据式(7)可以得到推力器需要提供的速度增量为

$$\begin{cases} \Delta V_{IN} = \Delta i \times V_s \\ \Delta V_{DT} = \frac{\Delta \lambda \times V_s}{-3 \times 360.9856^\circ/d} \\ \Delta V_{ER} = \frac{\Delta e_x \times V_s}{\sin l_b} \\ \Delta V_{ET} = \frac{\Delta e_y \times V_s}{2 \sin l_b} \end{cases} \quad (11)$$

其中: ΔV_{IN} 为控制轨道倾角漂移需要的法向速度增量; ΔV_{DT} 为控制经度漂移需要的切向速度增量; ΔV_{ER} 为控制 x 方向偏心率漂移需要的径向速度增量; ΔV_{ET} 为控制 y 方向偏心率漂移需要的切向速度增量。

步骤 2: 计算各推力器需要提供的速度增量

由图 1 推力器配置的几何关系, 根据推力安装角 θ 和 α 分配速度增量

$$\left\{ \begin{aligned} \Delta V_{NW} &= \frac{1}{2\cos\theta} \left[\left(\frac{\Delta V_{DT} + \Delta V_{ET}}{2\tan\theta\tan\alpha} \right) + \left(\Delta V_{IN} - \frac{\Delta V_{ER}}{2\tan\theta} \right) \right] \\ \Delta V_{NE} &= \frac{1}{2\cos\theta} \left[- \left(\frac{\Delta V_{DT} + \Delta V_{ET}}{2\tan\theta\tan\alpha} \right) + \left(\Delta V_{IN} - \frac{\Delta V_{ER}}{2\tan\theta} \right) \right] \\ \Delta V_{SW} &= \frac{1}{2\cos\theta} \left[\left(\frac{\Delta V_{DT} - \Delta V_{ET}}{2\tan\theta\tan\alpha} \right) + \left(\Delta V_{IN} + \frac{\Delta V_{ER}}{2\tan\theta} \right) \right] \\ \Delta V_{SE} &= \frac{1}{2\cos\theta} \left[- \left(\frac{\Delta V_{DT} - \Delta V_{ET}}{2\tan\theta\tan\alpha} \right) + \left(\Delta V_{IN} + \frac{\Delta V_{ER}}{2\tan\theta} \right) \right] \end{aligned} \right. \quad (12)$$

步骤 3: 计算各推力器工作时间

根据式(8), 由速度增量计算推力器工作时间

$$T_j = \frac{2}{n_s} \sin^{-1} \left[\frac{n_s}{2} \left(\frac{m\Delta V_j}{F} \right) \right] \quad (13)$$

其中: j 代表各推力器。

在上述位保策略中, 静止轨道速度 V_s 可以看作常数, 因此式(11)中的 ΔV_{IN} 和 ΔV_{DT} 与轨道漂移量成线性关系, 而 ΔV_{ER} 和 ΔV_{ET} 的正负与点火位置有关。根据式(12)可以看出, θ 和 α 的大小决定了速度增量的分配情况, 各推力器在指定区域工作时都会减小轨道倾角, 因此 ΔV_{IN} 前的符号均为正号, 而对于经度和偏心率的控制, 利用了不同推力器之间的速度增量差, 所以其他各项有正负区别。这体现了本策略的核心控制思想: 推力器点火主要进行南北位保, 同时利用相互之间的速度增量差完成东西位保。

卫星进入 GEO 轨道后, 按本文所给策略进行位置保持, 位保流程如图 8 所示。

3 数值仿真与分析

根据位保策略步骤 2 可知, 速度增量的分配由安装角决定, 因此可能影响位保效果。在以南北位保为主的策略中, 相比而言, 东西位保更容易受参数变化影响, 本文设置两个性能指标来分析安装角对东西位保的影响

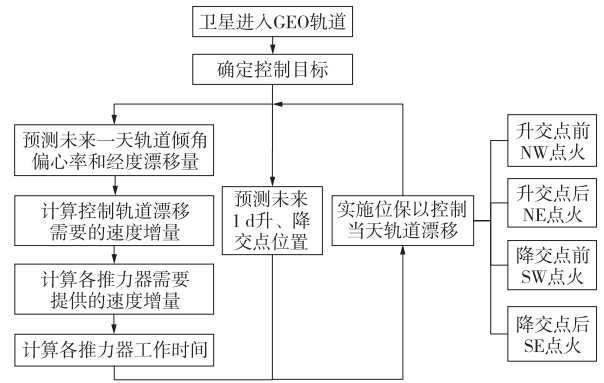


图 8 小推力位置保持策略流程图

Fig. 8 Flow chat of station keeping method based on low thrust

$$\begin{cases} J_1 = T_1 / T_f \\ J_2 = T_2 / T_f \end{cases} \quad (14)$$

式中: T_1 为经度在 $100^\circ\text{E} \pm 0.02^\circ$ 内的时间; T_2 为经度在 $100^\circ\text{E} \pm 0.03^\circ$ 内的时间; T_f 为卫星运行时间。

为研究 J_1 、 J_2 和安装角 θ 、 α 的关系, 通过仿真以定点经度 100°E 为例进行验证, 安装角取值范围及相关仿真参数见表 1。

表 1 位置保持仿真参数

Table1 Simulation parameter of station keeping

位置保持参数	数值
初始参考时间	2015. 01. 01
仿真时间/d	365
安装角 $\theta/(^\circ)$	[30, 50]
安装角 $\alpha/(^\circ)$	[13, 30]
推力 F/mN	200
比冲/s	3 500
卫星质量/ $(\text{m} \cdot \text{kg}^{-1})$	1 600
倾角控制目标 $i_i/(^\circ)$	0. 01
定点位置经度 $\lambda_i/(^\circ)$	100E
偏心率上限 e_t	1×10^{-4}

仿真结果如图 9 和 10 所示。

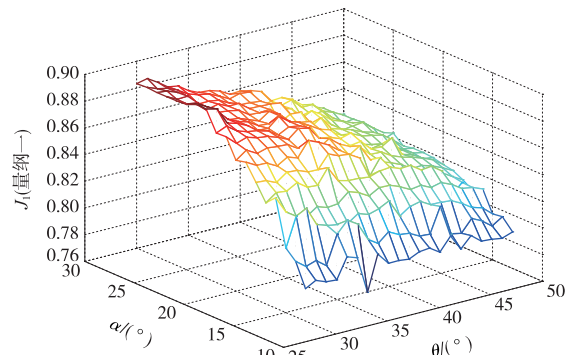
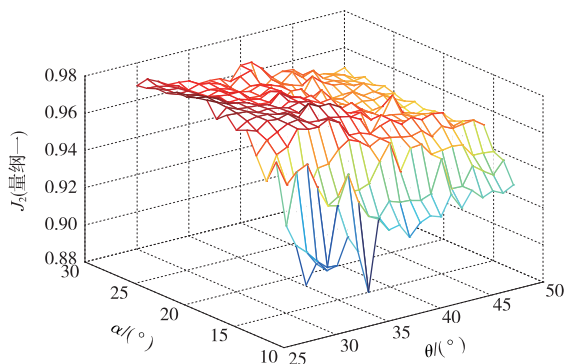


图 9 性能指标 J_1 与安装角关系

Fig. 9 Relation between index J_1 and gimbaled angle

图 10 性能指标 J_2 与安装角关系Fig. 10 Relation between index J_2 and gimbaled angle

在图 9 中,当 α 小于 15 时 J_1 均小于 0.8,说明 α 较小时,卫星漂移出定点经度 $\pm 0.02^\circ$ 的时间超过全年五分之一。随着 α 增大 θ 减小,到左侧区域时位保效果提高。 $\theta = 30^\circ$ 、 $\alpha = 23^\circ$ 或 24° , J_1 达到最大值 0.887。由图 10 所示, J_2 变化趋势与 J_1 相似,在左侧区域内经度漂移最小, $\theta = 30^\circ$ 、 $\alpha = 23^\circ$ 时, J_2 达到最大值 0.976。

通过上述仿真和分析,在定点经度 100°E 对安装角进行优化,可选取 $\theta = 30^\circ$ 、 $\alpha = 23^\circ$ 为安装角参数。为验证本文策略和安装角优化结果的正确性,在相同的定点位置对 GEO 卫星位保过程进行仿真,结果如图 11~图 16 所示。

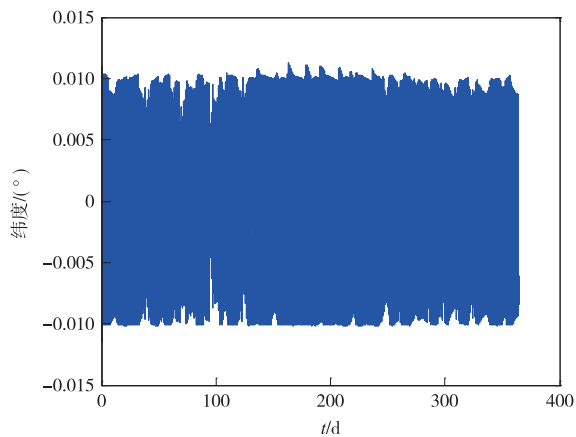


图 11 纬度受控运动历程

Fig. 11 Controlled motion of latitude

由图 11 可见,纬度全年在定点位置 $\pm 0.01^\circ$ 内等幅振动。在图 12 中,经度全年有 88.7% 的时间以在 $\pm 0.02^\circ$ 内。纬度和经度始终都在国际电联要求的 $\pm 0.05^\circ$ 范围内,满足位保要求。如图 13 和图 14 所示,偏心率平均值全年在 1×10^{-4} 上下波动,达到了本策略的偏心率控制目的。图 15 中,倾角沿 x 向分量在 $\pm 0.007^\circ$ 内变化, y 向分量在 $0.004^\circ \sim$

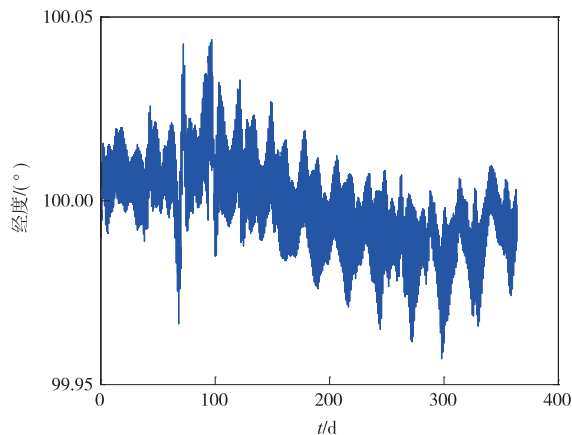


图 12 经度受控运动历程

Fig. 12 Controlled motion of longitude

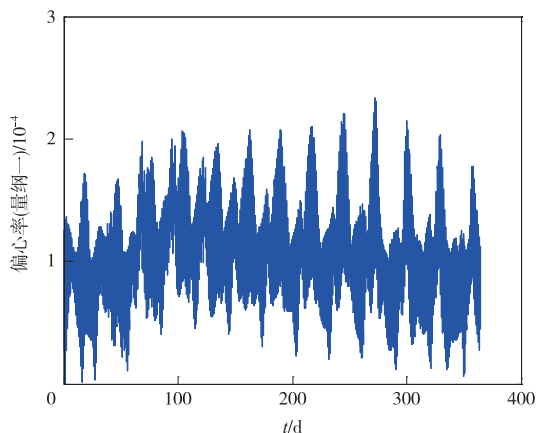


图 13 偏心率受控运动历程

Fig. 13 Controlled motion of eccentric

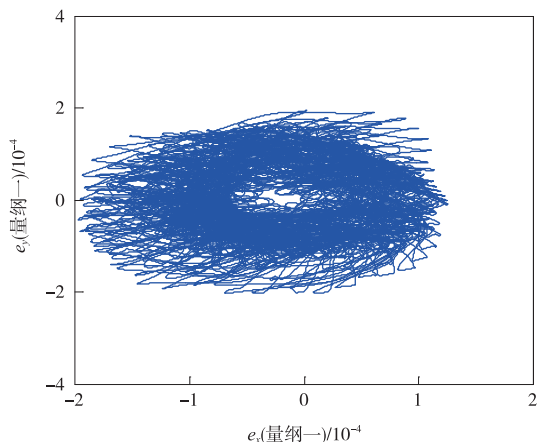


图 14 偏心率矢量受控运动历程

Fig. 14 Controlled motion of eccentric vector

0.012° 内变化,全年都在控制目标附近。卫星总质量变化如图 16 所示,变化趋势与时间近似成反比,全年能耗为 2.38 kg。

为研究推力大小对位保效果和燃料消耗的影

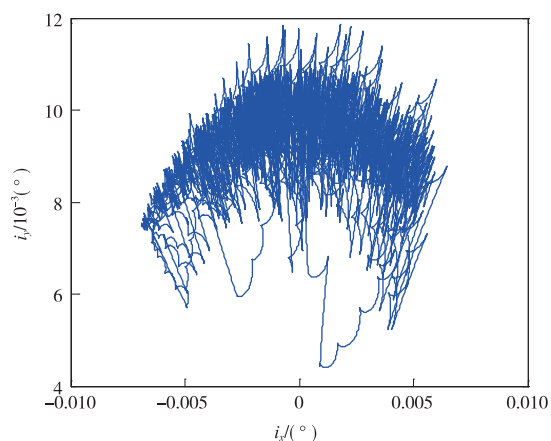


图 15 倾角矢量受控运动历程
Fig. 15 Controlled motion of inclination vector

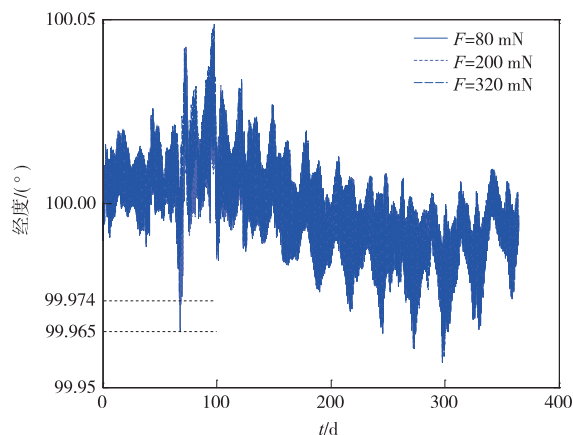


图 18 经度控制效果与推力关系
Fig. 18 Relation between controlled longitude and thrust

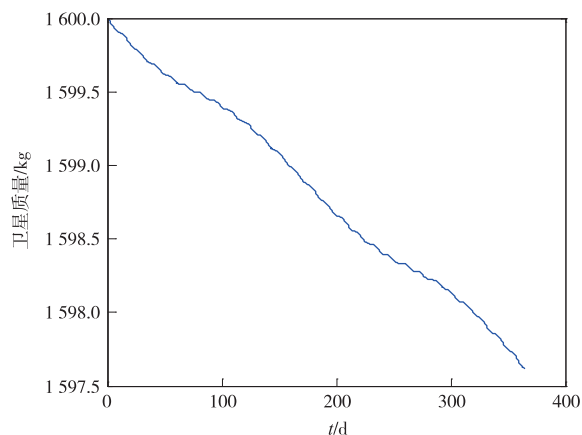


图 16 卫星质量变化
Fig. 16 Change of satellite mass

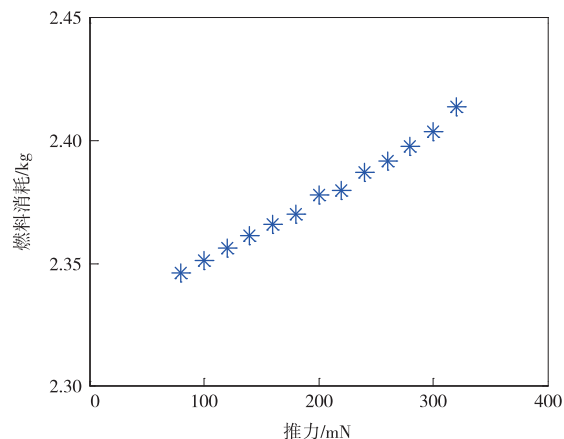


图 19 燃料消耗与推力关系
Fig. 19 Relation between fuel consumption and thrust

响,针对不同推力的位保过程进行仿真验证。推力取值范围 80~320 mN,每次增加 20 mN,仿真结果如图 17~图 19 所示。

时的纬度变化对比,三组曲线重合度很高,说明推力变化对纬度控制效果的影响很小。在图 18 的经度仿真结果中,只有在第 68 天附近,实线(80 mN)和点线(200 mN)向下突出,说明此时较小的推力会导致卫星向西漂移 0.01° ,而全年其他时间经度变化趋势相同,因此不同推力对经度控制效果的影响很小。图 19 展示了燃料消耗与推力大小的关系,全年位保能耗与推力大小成正比,取 80 mN 和 320 mN 时只相差 0.068 kg,不到全年能耗的 3%。仿真结果表明,本文所给策略的位保精度和燃料消耗几乎不受推力变化影响。

4 结 论

本文研究了地球静止轨道卫星小推力位置保持问题,在 Anzel 四推力器构型的基础上,依据 GEO 卫星漂移原理,给出了一种基于日预报的小推力位保策略,并在此基础上对定点卫星的电推进器安装

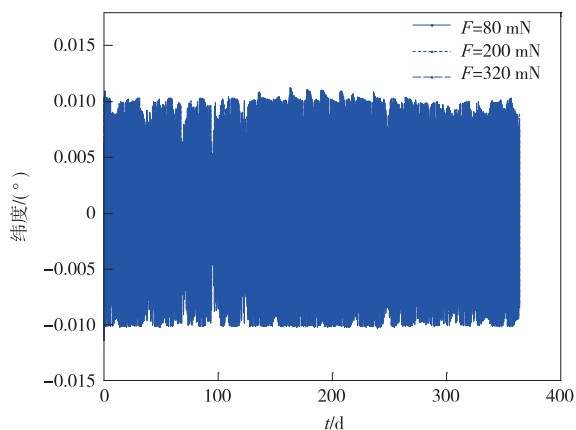


图 17 纬度控制效果与推力关系
Fig. 17 Relation between controlled latitude and thrust

图 17 是推力分别取 80 mN、200 mN、320 mN

角进行了优化选择。本文所给的位置保持策略具有如下特点:1)该策略能够有效将纬度保持在 $\pm 0.01^\circ$ 范围内,经度在 $\pm 0.02^\circ$ 以内,满足国际电联对 GEO 卫星运动范围的要求;2)推力变化对控制精度和燃料消耗的影响较小,采用不同规格的推力器均能完成位保任务。

参 考 文 献

- [1] 李于衡. 地球静止轨道通信卫星位置保持原理及实施策略[J]. 飞行器测控学报, 2004, 22(4): 53-61. [Li Y H. The principle of station-keeping and maneuver strategies of geostationary communication satellites [J]. Journal of Spacecraft TT&C Technology, 2004, 22(4): 53-61.]
- [2] 常建松, 李全军, 袁勇, 等. 静止轨道卫星连续式等间隔脉冲推力东西位置保持策略[J]. 空间控制技术与应用, 2013, 39(2): 53-57. [Chang J S, Li Q J, Yuan Y, et al. East-West station-keeping strategy for geostationary satellite using fixed period continuous impulsive maneuver[J]. Aerospace Control and Application, 2013, 39(2): 53-57.]
- [3] Kechichian J A. Optimal steering for north-south station keeping of geostationary spacecraft[J]. Journal of guidance, control, and dynamics, 1997, 20(3): 435-444.
- [4] Losa D, Lovera M, Draï R, et al. Electric station keeping of

geostationary satellites: a differential inclusion approach[C] // Decision and Control, 2005 and 2005 European Control Conference. Seville, Spain: [s. n.], 2005: 7484-7489.

- [5] Anzel B M. Method and apparatus for a satellite station keeping: U. S., Patent 5443231[P], 1995.
- [6] 刘良栋. 同步卫星的轨道摄动及定点位置保持[J]. 中国空间科学技术, 1982(1): 001. [Liu L D. GEO satellite orbit perturbation and geostationary position station keeping[J]. Chinese Space Science and Technology, 1982(1): 001.]
- [7] 刘林. 人造地球卫星运动理论[M]. 北京: 科学出版社, 1974: 1-233. [Liu L. Theory of artificial satellite motion[M]. Beijing: Science Press, 1974: 1-233.]
- [8] 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: 1-293. [Li H N. Geostationary Satellite orbital analysis and collocation strategies [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2010: 1-293.]

作者简介:

刘宇鑫(1990—), 男, 硕士研究生, 主要研究方向: 航天器轨道动力学与控制、轨道设计与优化。

通信地址: 北京市中关村南大街5号北京理工大学宇航学院(100081)

电话: 15510198726

E-mail: liuyx_bit@163.com

Research on GEO Satellite Station Keeping Method Using Electric Propulsion

LIU Yuxin^{1,2}, SHANG Haibin^{1,2}, WANG Shuai^{1,2}

(1. Institute of Deep Space Exploration Technology, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;

2. Key Laboratory of Dynamics and Control of Flight Vehicle, Ministry of Education, Beijing 100081, China)

Abstract: Problem of station keeping of GEO satellite using electric propulsion is analyzed, and a station keeping method based on daily prediction was proposed. On the basic of GEO satellite drift characters, feasibility of daily station keeping using low thrust was discussed. Furthermore, a method of predicting daily orbit error, thruster working time and phase was proposed specific to four thrusters configuration. Then it optimizes gimbaled angles subject to performance of station keeping at a geostationary position. The influence on control effects and fuel consumption with thrust changing is summarized. The method is evaluated by simulating at 100°E , which indicates that it can be used for GEO satellite station keeping.

Key words: GEO satellite; electric propulsion; Orbit drift; station keeping

[责任编辑: 高莎]