

利用 GNSS 星间链路对中高轨航天器 测定轨的可行性研究

孟轶男¹ 樊士伟¹ 李 罡¹ 高为广¹

1 北京跟踪与通信技术研究所, 北京市, 100094

摘要: 目前中高轨航天器精密轨道确定普遍采用地面跟踪测量体制, 面临跟踪弧段不够、跟踪精度不高、无载体自主定位能力的问题。GNSS 星间链路网络的建立为中高轨航天器定轨提供了新思路。介绍了基于 GNSS 星间链路的中高轨航天器定轨新方法, 设计仿真模型分析了其可行性、定位精度、链路预算, 并进行了自主定轨模拟计算。结果表明: 以 GNSS 星间链路实现中高轨航天器测定轨, 可见星数目多、定位精度好、链路余量高, 对中高轨航天器在径向的定轨精度可以达到 6 m 以内, 切向和法向在 2 m 以内。本文测定轨方案可行, 为 GNSS 在新领域的应用提供了思路。

关键词: 中高轨航天器; 测定轨; 全球卫星导航系统; 星间链路

中图法分类号: P128.15; P228 **文献标志码:** A

目前, 航天器精密定轨主要依赖地基定轨系统与天基定轨系统两类。地基定轨系统通常需要布设地面监测网络, 对卫星进行多站点、长弧段的观测。但受国家地域、国际关系等影响, 布站选址受到限制, 观测结构不好, 导致对某些轨位的航天器的跟踪弧段不够甚至无法观测、定轨精度不高等问题。

随着 GNSS 的建立与应用的普及, 利用星载 GNSS 接收机进行自主定位成为航天器定轨的另一条有效途径。与传统地基定轨系统相比, 利用天基系统实现航天器定轨, 能够简化设备、降低成本、扩大覆盖范围, 且能够实现航天器自主定位。但是, 卫星导航系统播发的 L 频段下行导航信号仅针对地面和地球附近用户进行了优化设计, 导航卫星向地球发送信号的天线波束宽度相对较窄, 对中高轨航天器来说, 只能接收从地球边缘“溢出”的信号, 面临可见卫星数目少、信号衰减严重、多普勒频移较大等问题^[1-2], 使得目前的直发导航信号无法为中高轨航天器提供连续导航、定轨定位服务^[3]。

全球卫星导航系统构建的兼具高精度测距和星间通信功能的星间链路网络(Crosslink), 主要用于全球导航星座的自主运行及测控管理, 对利用其富余资源为中高轨航天器提供测定轨的扩展

应用进行了可行性分析和初步研究。

1 GNSS 星间链路概述

全球卫星导航系统中, 目前仅 GPS、GLONASS 建设有星间链路, Galileo 系统星间链路正在设计中。GPS BLOCK-II 系列卫星采用宽波束的 UHF 频段(250~290 MHz)时分复用体制星间链路, 每颗星与 8~16 颗卫星建立链路; 但链路通信速率低, 频段易受干扰^[4]。在未来的 GPS III 中, 计划采用 V 频段(59.3 GHz/65 GHz)点波束方向性星间链路, 届时将具有较高的抗干扰性能及星间实时通信能力^[5-6]。GLONASS 在最新发射的 GLONASS-M 系列卫星中采用了与 GPS 类似的 S 频段宽波束星间链路, 未来计划增加激光固定拓扑星间链路。欧盟 Galileo 系统未来的星间链路考虑采用 Ku 频点时分双向工作体制, 以保证实现 0.1 m 的星间测距精度。从发展趋势来看, 为了追求更高的测量精度、数传性能和抗干扰性能, 导航卫星的星间链路均向 V 频段或激光等窄波束高频段等方向发展。

未来基于星间链路的扩展应用将是国际卫星导航系统发展的一个重要趋势。由于星间链路完成其自主运行及测控管理等常态业务所花费的时

间相对其工作周期而言是个小量,因此提供给其他用户航天器进行测定轨等应用的时间是较为可观的。如果利用星间链路高频段点波束天线宽扫描范围和波束可捷变的优势,调度导航卫星将星间链路天线的波束指向中高轨航天器,通过4颗以上导航卫星星间链路波束的覆盖,可以为中高轨航天器提供精密导航和轨道确定服务。

2 可见性分析

2.1 中高轨卫星与GNSS建链模型

为研究利用GNSS星间链路对中高轨航天器测定轨的可行性,仿真了一种GNSS星座,由三颗地球静止轨道(GEO)卫星、三颗倾斜地球同步轨道(IGSO)卫星和24颗中圆地球轨道(MEO)卫星构成。其中MEO卫星构型为Walker- $\delta 24/3/1$,轨道高度为21 500 km,倾角为55°。在仿真星座中,PRN1~PRN3为三颗GEO卫星,PRN4~PRN6为三颗IGSO卫星,PRN7~PRN30为24颗MEO卫星。

在每颗导航卫星上,配置高频段点波束发射天线。若要求MEO卫星能覆盖到同轨道面相邻卫星,波束扫描俯仰角至少为70°。仿真中将星间链路天线扫描范围设定为天线面法线方向±70°锥角。在用户中高轨卫星上对地安装高频段点波束接收天线,天线扫描范围为法线方向±70°锥角。对于中高轨航天器,轨道高度高于MEO导航卫星时,只能与地球对面的卫星建立链路。

如图1所示,由于地球遮挡,MEO卫星至地球质心的连线与卫星至地球表面的切线之间的夹角为13°。为了避免星间链路信号受地面及低地球轨道(LEO)卫星通信干扰,星间链路采用窄带波束指向天线(如Ka或V频段天线),星间通信区要求距离地面1 000 km以上。MEO卫星至地球质心的连线与卫星至地球表面 $h_E=1 000$ km的切线之间的夹角,即地球遮挡角 φ_M 为:

$$\varphi_M = \arcsin\left(\frac{R_E + h_E}{R_{MEO}}\right) \approx 15^\circ \quad (1)$$

同理可得,GEO/IGSO卫星的地球遮挡角 φ_G 或 φ_I 约为10°。

因此,中高轨用户卫星与GNSS导航卫星可建星间链路的几何条件为 $\varphi < \theta < 70^\circ$,其中 φ 为地球遮挡角,对GNSS MEO卫星和GEO卫星来说分别为15°和10°,θ为建链时星间链路波束与天线面法线的夹角。

在仿真过程中分别模拟了GEO,HEO和

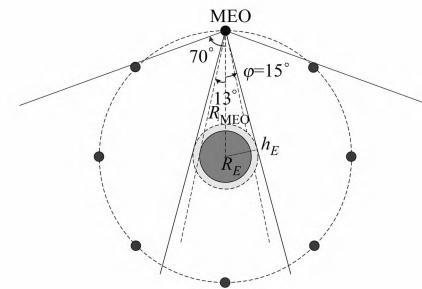


图1 GNSS星间链路的可见性示意图

Fig. 1 Visibility of GNSS Crosslink

MEO。仿真场景起止时间为UTC 2007年7月1日12时~2007年7月8日12时。

不同类型的GEO、HED及MEO典型用户航天器的仿真指标参数依次如下:轨道半长轴分别为42 166.3、32 000、36 000 km;偏心率分别为0、0.7、0.1;倾角分别为0°、63°、40°;近地点角距分别为0°、270°、270°;升交点赤经分别为35°、60°、60°;真近点角分别为0°、0°、0°。

2.2 可见性仿真结果

2.2.1 GEO卫星与GNSS建链

GEO用户星与30颗GNSS导航星的单星可持续建链时间段、可建链数目及DOP的仿真结果如图2及表1所示。

表1 三类用户星与GNSS可建链路数

Tab. 1 Access Number of the Three Satellites

用户星轨道	GEO	HEO	MEO
最大卫星数	17	5	14
最小卫星数	21	27	25
平均卫星数	19	18	21
最大PDOP	5.43	18.30	4.52
最小PDOP	3.57	1.50	1.53
平均PDOP	4.30	4.77	2.39

从图2和表1可以看出,可同时与GEO用户星建链的导航星数目为17~21个;其中MEO卫星与用户GEO卫星持续建链时间为10~24 h不等,且由于星座的空间对称性,不同MEO导航星建链性能大致相同,而GEO和IGSO导航星与用户GEO卫星可建链性较稳定,持续可见或持续不可见。

2.2.2 HEO卫星与GNSS建链

HEO用户星仿真结果如图3所示。

从图3及表1中可以看出,在仿真周期内,可以同时与HEO用户星建立星间链路的导航星数目为5~27个;没有可以一直保持建链的卫星,不同轨道面内导航星可建链性能差异较大,这是由相对运动的GNSS星座和用户航天器的轨道特性决定的。

2.2.3 MEO卫星与GNSS建链

MEO用户星仿真结果如图4及表1所示。可以看出, MEO用户星可建链数目为14~25个;其中MEO导航星可持续建链时间较短,与轨道面位置相关,GEO/IGSO可持续时间相对较长,大致3 d。

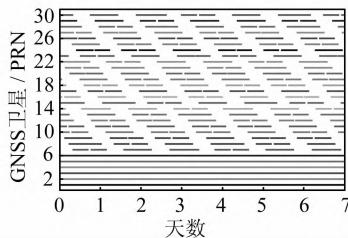


图2 GEO用户星与GNSS单星建链时间

Fig. 2 Individual Crosslink Time for GEO

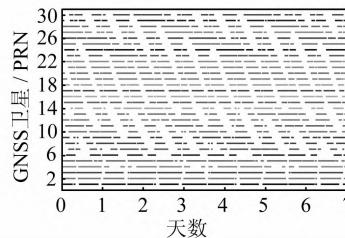


图3 HEO用户星与GNSS单星建链时间

Fig. 3 Individual Crosslink Time for HEO

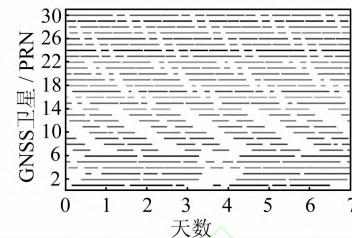


图4 MEO用户星与GNSS单星建链时间

Fig. 4 Individual Crosslink Time for MEO

3 定位精度

目前GNSS对地面用户承诺的定位精度一般为20~40 m;从用户需求分析,对于大部分中高轨卫星,定位精度达到30~100 m即可满足测定轨需求。综上,本文按照定位精度 $\sigma_P \leq 20$ m来设计基于星间链路的定位、定轨方案。

定位精度取决于时间同步、轨道确定、传播时延(电离层时延、对流层时延、多路径时延)和精度衰减因子DOP等因素。三维定位精度计算公式为:

$$\sigma_P = \text{PDOP} \times \sigma_{\text{UERE}} \quad (2)$$

式中, σ_{UERE} 为用户等效测距误差(user equivalent range error, UERE)。

参照上文的仿真结果,中高轨用户航天器的设计PDOP考虑较差情况取为10。由式(2)计算可知, σ_{UERE} 最大值为2.0 m。 σ_{UERE} 计算公式为:

$$\sigma_{\text{UERE}} = (\sigma_{\text{URE}}^2 + \sigma_{\text{UIE}}^2 + \sigma_{\text{UEE}}^2)^{1/2} \quad (3)$$

式中, σ_{URE} 为空间信号误差,包括电文中卫星轨道和钟差的误差; σ_{UIE} 为电离层延迟改正模型的误差; σ_{UEE} 为用户设备误差,包括对流层延迟改正、接收机噪声、多路径等,与用户所处的信号接收和电磁干扰环境及接收机的性能有关。

对于中高轨航天器,利用星间链路测距时不受电离层和对流层延迟影响,而太空中环境开阔,受到的多路径影响也很小。因此由GNSS星历误差 σ_{URE} 和星间链路接收机噪声引起的误差 σ_R 是 σ_{UERE} 的主要组成部分。

从2008年开始,GNSS卫星平均URE已好于0.46 m,GLONASS等其他GNSS未来URE设计指标也与此相当。按 $\sigma_{\text{URE}}=0.5$ m代入式(4)计算:

即接收机伪距噪声满足 $\sigma_R \approx \sigma_{\text{UEE}} \leq 1.94$ m时可以达到定位精度要求。下面通过链路计算验证星间链路测距是否满足这一条件。

4 链路计算

由接收机热噪声而产生的距离测量误差为:

$$\sigma_R = c T_c \sqrt{\frac{B_n d}{2(C/N_0)} \left(1 + \frac{2}{T_{\text{co}}(C/N_0)}\right)} \quad (5)$$

式中, c 为光速; T_c 为测距码宽; C/N_0 为接收机端载噪比; B_n 、 d 、 T_{co} 分别表示等效噪声带宽、相关器间距、相关器积分时间等接收机参数。取典型参数值为 $T_c = 1 \mu\text{s}$, $B_n = 2 \text{ Hz}$, $d = 1$, $T_{\text{co}} = 1 \text{ ms}$,得到图5中所示关系,可见载噪比越大,测距误差越小,因此满足 $\sigma_R \leq 1.94$ m所需的最低载噪比为:

$$(C/N_0)_{\text{min}} = 44.11 \text{ dB}$$

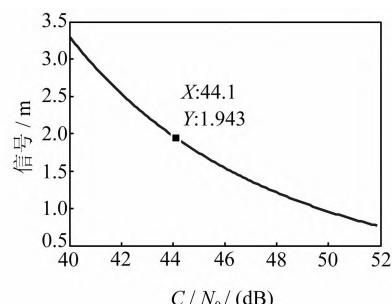


图5 接收机载噪比与测距误差关系曲线

Fig. 5 Relation of C/N_0 and Distance Error

假设GNSS星间链路频率 $f = 24.5 \text{ GHz}$,以可能建链的最大距离作为星间链路的典型作用距离 d ,即GEO导航星与地球对面的GEO用户星距离 $d = 84000 \text{ km}$,则空间传播损耗为:

$$L_f = 10 \lg(4\pi d f/c)^2$$

$$= 92.45 + 20 \lg d + 20 \lg f = 218.72 \text{ dB}$$

设接收端工作温度 $T_a = 280 \text{ K}$, 噪声温度 $T_0 = 200 \text{ K}$, 噪声系数 $NF = 3 \text{ dB}$, 则接收机等效噪声温度为:

$$T_s = T_a + (NF - 1)T_0$$

$$= 280 + (10^{3/10} - 1) \times 200 = 479 \text{ K}$$

发射天线有效全向辐射功率(EIRP)计算公式为:

$$\text{EIRP} = L_f + C/N_0 + k + 10 \log T_s - G_r + L_r \quad (6)$$

式中, k 为波尔兹曼常数; G_r 为接收天线增益, 设为 0 dB; L_r 为天线损耗和馈线损耗总和, 设为 2 dB。则能够达到定位精度要求的 GNSS 卫星星间链路发射天线最小 EIRP 为 63.03 dBW, 满足测距精度要求的最小 EIRP 对应“最小”链路预算: 最小发射 EIRP 为 63.03 dBW; 空间传播损耗 L_f 为 -218.72 dB ; 最小接收天线增益 G_r 为 0 dB; 天线与馈线损耗 L_r 为 -2 dB ; 最小接收信号功率 C 为 -157.69 dBW 。

EIRP 与天线发射功率的关系为:

$$\text{EIRP} = P_t + G_t \quad (7)$$

由于星间链路采用窄波束, 天线增益 G_t 很容易达到较大值, 因此对天线的发射功率也可以达到工程要求。可以看出, 星间链路天线 EIRP 越高, 定位误差越小。本文设计的定位精度及链路预算余量较大, 提高天线 EIRP 值可以提高定位精度。

5 中高轨航天器自主定轨模拟计算

对于精度要求较高(比如 m 级)的中高轨航

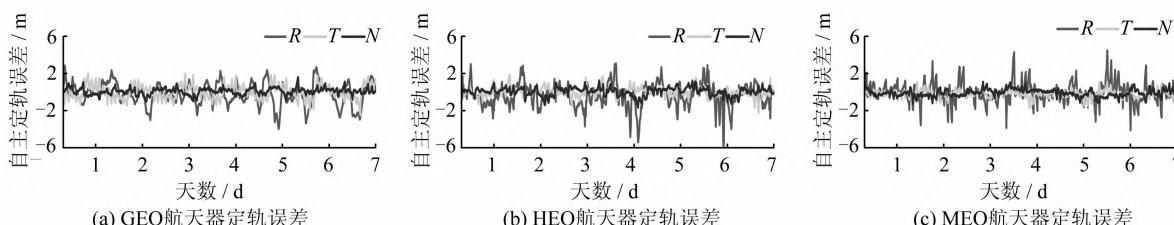


图 6 各种航天器定轨误差

Fig. 6 Orbit Determination Error of Several Spacecrafts

6 结语

利用 GNSS 星间链路高频段窄波束对中高轨航天器实施定位和定轨将是我国导航系统的一个重要技术创新, 也将拓展 GNSS 的应用领域。本文主要对该技术的可行性进行初步论证, 结果

表明该技术思路是可行的, 且具有可跟踪卫星多、图形结构好、链路余量大、精度高的特点。

根据前文 GNSS 星座仿真轨道(作为参考轨道)及表 1 中 GEO、HEO 以及 MEO 三个用户航天器 7 d 仿真轨道(作为后续精度评定的参考轨道), 模拟生成用户航天器至 GNSS 卫星之间的星间链路单向伪距数据。在仿真时, 建链方法和拓扑同 § 2, 并考虑了钟差、随机噪声、残余系统误差等误差的影响, 其中, 用户航天器的接收机伪距噪声设置为 2 m, 残余系统偏差设置为 0.3 m。

首先利用局域地面站对 GNSS 卫星的跟踪数据和 GNSS 星间链路跟踪数据, 按照文献[7]的联合定轨方法和策略确定 GNSS 广播星历(与前文的参考轨道相比, 其轨道和钟差的 URE 误差为 0.67 m), 然后基于此广播星历和仿真的 GNSS 与用户航天器之间的星间链路伪距观测值, 采用卡尔曼滤波估计器对用户航天器进行自主定轨仿真计算, 计算时估计的状态参数向量为:

$$\mathbf{X} = [\mathbf{r}, \mathbf{v}, \mathbf{b}, \dot{\mathbf{b}}, \mathbf{a}_R, \mathbf{a}_T, \mathbf{a}_N, C_r]$$

式中, \mathbf{r} 与 \mathbf{v} 为用户航天器在地心惯性系下的位置与速度; \mathbf{b} 与 $\dot{\mathbf{b}}$ 分别为用户航天器接收机的钟差与钟速; $(\mathbf{a}_R, \mathbf{a}_T, \mathbf{a}_N)$ 为径向 R 、切向 T 、法向 N 三个方向的补偿加速度; C_r 为太阳光压系数。

将 GEO、HEO 与 MEO 三种航天器的自主定轨结果与用户航天器的参考轨道进行求差获得定轨误差, 如图 6 所示。从图 6 中可以看出三种不同类型轨道的用户航天器在 R 、 T/N 方向的定轨误差都能够保证在 $\pm 6 \text{ m}$ 、 $\pm 2 \text{ m}$ 以内, 初步表明利用 GNSS 星间链路可以实现对中高轨航天器 m 级精度的测定轨。

定轨道预定位置区域,即可实现导航定位解算,能够在运行期间通过这种服务得到若干次位置修正,以保持轨道精度;对于需要“护送”的长期性航天器用户,则需要根据相对运动速度,依据其概略轨道进行卫星接力安排,确保用户航天器时刻都能收到4~6颗导航卫星星间链路发出的导航信号,实现定位定轨。

参 考 文 献

- [1] Qin Honglei, Liang Minmin. Research on Positioning of High Earth Orbital Satellite Using GNSS [J]. *Chin. J. Space Sci.*, 2008, 28(4): 316-325 (秦红磊, 梁敏敏. 基于GNSS的高轨卫星定位技术研究[J]. 空间科学学报, 2008, 28(4): 316-325)
- [2] Liu Haiying, Wang Huinan. Orbit Determination of Satellite on the Middle-high Earth Orbit Based on GPS[J]. *China. J. Space Sci.*, 2005, 25(4): 293-297 (刘海颖, 王慧南. 基于GPS的中高轨道航天器定轨研究[J]. 空间科学学报, 2005, 25(4): 293-297)
- [3] Yu Shuochun, Gao Yijun. GPS Based Autonomous Orbit Determination Research for Geostationary Satellites[J]. *Aerospace Control*, 2005, 23(4): 35-40
- [4] Bernstein D M H, Chan Y, Frueholz R, et al. GPS Satellite Timing Performance Using the Autonomous Navigation[C]. ION-GPS, Nashville, USA, 1998
- [5] Maine K P, Anderson P, Langer J. Crosslink for the Next-generation GPS[C]. Aerospace Conference, USA, 2003
- [6] Ollie L, Boyd L, Gower A, et al. GPS III System Operations Concepts[J]. *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, 2005, 20(1): 10-18
- [7] Liu Wanke, Gong Xiaoying, Li Zhenghang, et al. Combined Orbit Determination of Navigation Satellites with Cross-link Ranging Observations and Ground Tracking Observations[J]. *Geomatics and Information Science of Wuhan University*, 2010, 35(7): 811-815(刘万科, 龚晓颖, 李征航, 等. 综合星间和地面测距数据的导航卫星联合定轨[J]. 武大大学学报·信息科学版, 2010, 35(7): 811-815)

Orbit Determination of Medium-high Earth Orbital Satellite Using GNSS Crosslink Ranging Observations

MENG Yinan¹ FAN Shiwei¹ LI Gang¹ GAO Weiguang¹

1 Beijing Institute of Tracking and Telecommunication Technology, Beijing 100094, China

Abstract: Precise orbit determination of medium and high earth orbital satellites mainly depends on ground-based tracking systems, which have limitations such as insufficient tracking arc, low accuracy, and are often unable to support autonomous navigation. The foundation of a GNSS crosslink network provides a new resolution for orbit determination of medium and high earth orbital satellites. This paper introduces a new method, used for orbit determination of medium and high earth orbital satellites based on GNSS crosslink ranging observations. The visibility, positioning accuracy, and crosslink budget has been analyzed and the simulative calculation of Autonomous Orbit Determination (AOD) was performed. The results show that with sufficient visible satellite numbers, positioning accuracy, and link margins, the AOD of medium-high earth orbital satellites using GNSS crosslink ranging observations can achieve a positioning error within 6 m in radial, 2 m along and across; the new method is feasible and can open new directions in the application of GNSS.

Key words: medium-high earth orbital satellite; orbit determination; GNSS; crosslink ranging observations

First author: Meng Yinan, postgraduate, majors in satellite navigation technology and application. E-mail: mengyinan0915@163.com

Foundation support: The National Natural Science Foundation of China, No. 41304024; Foundation for the Author of National Excellent Doctoral Dissertation of PR China (FANEDD), No. 201162.