doi:10.11887/j.cn.201503007

http://journal. nudt. edu. cn

多全球导航卫星系统联合的探月飞行器轨道定位分析。

陈 雷,黄仰博,刘文祥,欧 钢

(国防科技大学 电子科学与工程学院,湖南 长沙 410073)

摘 要:针对探月飞行器月球公转轨道上的卫星导航定位问题,以高轨道飞行器卫星导航定位的研究为 基础,采用多全球导航卫星系统联合定位的方法进行仿真。分析了载波功率与噪声功率密度比为15dBHz的 弱信号捕获门限下,各系统联合定位时波束主瓣和旁瓣的可用性,同时对各系统联合情况下的精度因子值进 行分析。仿真结果表明:当接收到的卫星天线辐射的主瓣和旁瓣信号均高于载噪比门限时,全球导航卫星系 统的三系统或四系统的联合能满足实时定位条件;而旁瓣损耗不加以补偿时,接收信号载噪比低于门限并导 致任意联合方式均无法完成定位。各系统联合的精度因子分析表明:单系统或双系统联合的几何精度因子 变化剧烈,四系统联合相比三系统联合的几何精度因子下降16.93%;三系统联合定位方案中,美国全球定位 系统、中国的北斗卫星导航定位系统与欧洲的伽利略卫星导航定位系统联合方案的几何精度因子值变化最 平稳,为最佳选择。理论分析和仿真结果为探月飞行器定位技术研究和星载多系统接收机设计提供参考。

关键词:多系统联合;探月飞行器;载噪比门限;天线波束主瓣;天线波束旁瓣;几何精度因子

中图分类号:TN967.1 文献标志码:A 文章编号:1001-2486(2015)03-039-06

Analysis of multi-GNSS united lunar explorer orbit positioning

CHEN Lei, HUANG Yangbo, LIU Wenxiang, OU Gang

(College of Electronic Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Multi-GNSS (Global Navigation Satellite System) united positioning was simulated based on researches of high earth orbital positioning. On the weakest signal acquisition C/N_0 threshold, 15dBHz, feasibility of satellite beam main lobe and side lobe receiving was analyzed, and the dilution of precision values with different GNSS system united cases were also analyzed. Simulation results show that when the receiving signal's C/N_0 of both main lobe and side lobe is larger than the threshold, 3 systems united or more can satisfy positioning. When the side lobe loss isn't compensated, C/N_0 of receiving signal is weaker than threshold so that any case of multi-system united can't realize positioning. Analysis of dilution of precision values shows that geometrical dilution of precision of systems united decreases 16.93% than that of 3 systems united. On the condition of 3 systems united, the case of American GPS(Global Position System) united with Chinese BDS(BeiDou navigation satellite System) and European Galileo system(Galileo satellite navigation system) is best since its geometrical dilution of precision is smoother than others. Theory analysis and simulation results provide beneficial suggestions for researching of lunar explorer positioning and space borne GNSS multi-system receiver.

Key words: multi-system uniting; lunar explorer; C/N_0 threshold; antenna beam main lobe; antenna beam side lobe; geometric dilution of precision

近年来,以美国的全球定位系统(Global Position System, GPS)、欧洲的伽利略卫星导航系统(Galileo satellite navigation system, Galileo)、俄 罗斯的格洛纳斯全球卫星导航系统(GLObal NAvigation Satellite System, GLONASS)和中国的 北斗卫星导航系统(BeiDou navigation satellite System, BDS)为主的全球导航卫星系统(Global Navigation Satellite System, GNSS)已经广泛运用 到了陆地、海洋、航空乃至航天领域。GNSS 的应 用在中轨道(Medium Earth Orbit, MEO)和低轨道 (Low Earth Orbit, LEO)飞行器定位领域已经十 分成熟,定轨精度可达厘米级^[1-2];在地球静止轨 道(Geostationary Earth Orbit, GEO)和大椭圆地 球轨道(Highly Elliptical Earth Orbit, HEEO)等 高地球轨道(High Earth Orbit, HEO)上的应用也 正在探索之中。其难点^[3]在于:可见卫星数目

^{*} 收稿日期:2015-03-11

少,信号强度弱,大气层传播误差不同。当用户星 轨道高度高于 3000km 时,GPS 对于用户的可见 性明显变差^[4]。但是,近年来一系列研究成 果^[5-6]表明:高灵敏度 GNSS 接收机在 GEO,HEO 上的应用是可行的。

随着深空探测技术研究的不断深入,需要将 目前 GNSS 对航天器定轨的研究拓展到深空领 域。当前探月飞行器测定轨任务所使用的是甚长 基线干涉测量(Very Long Baseline Interferometry, VLBI)^[7]手段,使用超大型天线和复杂昂贵的地 面无线电设备,必须保证在几十万千米的距离上 有可靠的无线电通信的能力^[8]。而利用 GPS 对 探月飞行器定轨的研究主要集中于近地段。现有 文献没有涉及 GNSS 在月球轨道上的应用。

陈雷等针对探月飞行器 GNSS 多系统联合定 位的可行性进行研究。具体分析了系统联合方 式、载噪比(Carrier-power-to-Noise density ratio, C/N_0)、天线辐射方向图和几何精度因子 (Geometric Dilution of Precision, GDOP)值等制约 深空环境下定位解算的关键因素,对比论证 GNSS 多系统联合的探月飞行器定位性能。

1 深空定位约束条件分析

1.1 几何约束条件

为深空飞行器提供导航服务是 GNSS 未来的 发展方向之一。对于目前在建的 BDS, Galileo 系 统和 GLONASS 的仿真, 均以系统的"满星"状态 分析。仿真时段内月球轨道参数设为发布数据的 平均值。已知月球公转周期(恒星月)约为 27.321 66d,考虑地球公转后的月相周期(朔望 月)为29.530 488d。研究的对象是月球轨道飞行 器,因此仿真使用恒星月为周期。仿真时间为 2008 - 07 - 01T 12:00:00.000 至 2008 - 07 - 28T 19:43:11.424。

如图 1 所示,位于深空位置处的飞行器远离 地球,高于 GNSS 轨道,因此探月飞行器在月球轨 道上只能采用下视天线接收来自地球另一侧的卫 星信号。只有探月飞行器运行至地球遮挡半锥角 之外、信号辐射半锥角之内的区域(图 1 中 *AB*, *CD* 弧段)时,方可接收该卫星发射的导航信号。 而处于 *BC* 弧段的飞行器受到地球的遮挡无法收 到信号^[9],位于其他弧段的飞行器由于辐射角度 限制同样无法接收来自该卫星的导航信号。由图 1 可知, GPS 信号被地球遮挡住的波束范围是 ±13. 84°。根据星上天线方向图可得导航卫星天



图 1 探月飞行器与 GNSS 相对位置示意

Fig. 1 Relative position of lunar explorer and GNSS

线的波束辐射范围^[10],如图 2 所示。图 2 是 GPS 卫星 L 波段天线发射波束方向图的正半轴,负半 轴方向图与之关于 y 轴对称。因此天线发射的主 瓣信号位于[-21.3°, 21.3°]的区域,旁瓣信号 位于[-47°, -21.3°] \cup [21.3°, 47°]的区域。 其余导航系统的星上天线方向图暂未公开,仿真 以 GPS 的方向图为准。因此,当仅接收 GNSS 的 主瓣 信号时,探月飞行器可接收的范围是 [-21.3°, -13.84°] \cup [13.84°, 21.3°]。



图 2 GPS L 波段天线发射方向与增益的关系 Fig. 2 Relation between launch and gain of GPS L band antenna

GPS 卫星俯仰角的法向是以地心为中心的径向方向(此时以卫星为观测点,正对地球方向为 – 90°),因此根据换算关系 $\varphi = |\theta| - 90°$ 可得对应的可用信号仰角范围是

$$\varphi = \begin{cases} [-76.16^{\circ}, -68.70^{\circ}], \pm m \\ [-68.70^{\circ}, -43.00^{\circ}], \beta m \end{cases}$$
(1)

1.2 C/N₀约束条件

现有文献对 GPS 空间覆盖性的分析仅从几 何角度考虑,并没有考虑到接收灵敏度的影响。 因此有必要对 C/N。的影响进行分析。

已知飞行器上的接收机信号 C/N_0 与等效全向辐射功率(P_{EIRP})、自由空间损耗(L_d)、接收天线增益(G_r)有关。接收机的接收功率为:

$$P_r = P_{EIRP} - L_d + G_r \tag{2}$$

其中: P_r 单位为 dBW; P_{EIRP} 为天线发送功率和天 线增益的乘积,单位为 dBW; L_d 和传播距离有关, 距离越远损耗越大:

$$L_d = 20 \lg \frac{\lambda}{4\pi R} \tag{3}$$

1.2.1 主辦信号的 C/N₀

以 GPS 的 L1 频点为例,信号频率、功率分别 为: $f_{L1} = 1575.42$ MHz, $P_{EIRP} = 56.8$ dBW = 26.8 dBm,光速取 c = 299792458 m/s。以 2008 – 07 - 01T 12:00:00 为起始时刻, GPS 的 2 号星与 飞行器的距离 R = 345319.600831 km,由式(3) 得: $L_d = -207.16$ dB。对于通用地面 GPS 接收 机,全向天线增益 G_r 一般为 3.0 dB(星载接收机 和深空飞行器使用非全向天线, G_r 可有针对性地 提高)。由式(2)可得,一般全向天线的接收机在 该点的信号接收功率 P_r 为 - 147.36 dBm。相对 空间噪声本底而言的 C/N₀ 为 26.64 dBHz,是可以 捕获的。

1.2.2 旁瓣信号的 C/N₀

国外研究结果表明高轨接收机接收 GPS 旁 瓣信号是可行的^[11]。其中,PiVoT 接收机^[12]能够 在 HEO 上捕获 GPS 的主瓣和旁瓣信号。但是在 月球公转轨道上,信号极其微弱,旁瓣信号的接收 必须考虑发射天线旁瓣辐射的功率损耗。以 GPS 为例,旁瓣信号要比主瓣信号低 15dB,信号接收 C/N₀ 降为 11. 64dBHz。近年来的相关文献表明: 一般的弱信号接收机可有效处理 C/N₀ 低至 21dBHz 的信号^[13],而采用扩展卡尔曼滤波器的 弱信号接收机能够捕获并持续跟踪 15dBHz 的信 号^[14],并将应用于高轨 GPS 接收机。另一方面, 通过提高卫星信号发射功率,飞行器采用更高增 益的定向接收天线,或是在发射卫星背向安装服 务于深空定位的专用发射天线,都将提高探月飞 行器 GNSS 信号接收的 C/N₀。

2 信号主瓣、旁瓣的可见性分析

探月飞行器从发射到绕月飞行需经历地球调 相轨道、地月转移轨道、月球捕获轨道三个阶段。 而对于 GNSS 定位来说,最重要的是远离地球的 月球捕获轨道阶段。由于地月距离约为地球半径 的 60 倍,故将月球作为点单元进行分析。因此, 以月球质心为月球公转轨道飞行器的参考点进行 几何可见性分析。

2.1 主瓣信号接收

2.1.1 单系统可见性

首先对 GPS, BDS, Galileo 和 GLONASS 的单

系统可见性分别进行仿真分析。由于定位解算至 少需要4颗卫星信号同时接收,以GPS为例,通 过计算可得可视卫星数量不少于4的时段仅占仿 真周期的0.0896%。因此,仅有极少时段能够实 现定位解算,使用GPS单系统完成探月飞行器轨 道定位是不可行的。同时通过计算可得,仿真过 程中所有GPS卫星到飞行器的信号C/N。均高于 27dBHz,与前文理论推导结论相符。

2.1.2 多系统可见性

双系统联合时,系统间钟差不同,需要至少5 个方程进行求解。同理,三系统联合需要6个方 程求解,四系统联合需要7个方程求解。

以四系统为例,仿真结果如图3所示。仿真 时间以1min间隔步进,原始数据的计算结果参见 表1、表2,而为了更加直观体现多系统联合定位 时各系统所做的贡献,图3~5在绘图时将可见星 数按日做平均。



图 3 四系统联合的卫星可见时段示意图

Fig. 3 Visible satellites quantity of 4 systems

在仿真时段中,多数时段不满足四系统7星 (或三系统6星、双系统5星、单系统4星)的定位 条件。因此,仅考虑主瓣信号接收时多系统联合 无法满足定位需求,其余联合方式的对比结论参 见表1、表2中"主瓣接收可见时段百分比"一栏。

表1 双系统联合的可见时段百分比

Tab. 1 Percentage of available time of dual-systems %

医统联合方式	主瓣接收	旁瓣接收可见时段
示犯状百刀式	可见时段	(损耗补偿后)
GPS & BDS	0.05	99.961
GPS & Galileo	0.036	99.954
GPS & GLONASS	0.038	99.189
BDS & Galileo	0.130	99.949
BDS & GLONASS	0.018	98.614
Galileo & GLONASS	0	99.992

系统联合	主瓣接收	旁瓣接收可见时段		
方式	可见时段	损耗补偿前	损耗补偿后	
GPS, BDS & Galileo	0.625	0.714	100	
GPS, BDS & GLONASS	0.445	0.462	100	
GPS, Galileo & GLONASS	0.11	0.144	100	
BDS, Galileo & GLONASS	0.203	0.203	100	
GPS, BDS, Galileo & GLONASS	0.686	1.253	100	

表 2 多系统联合的可见时段百分比

Tab. 2 Percentage of available time of multi-systems %

2.2	旁瓣(盲号	接收

2.2.1 旁瓣损耗补偿前

当无法通过提高接收天线增益或者发射信号 功率来补偿链路损耗时,考虑旁瓣信号的 15dB 损耗,以最低载噪比门限(15dBHz)对主瓣、旁瓣 信号接收进行仿真。仿真结果如图 4 所示,四系 统联合对月球轨道飞行器的可见性不能满足定位 的基本条件。三系统联合也无法满足需求。具体 数据参见表 2 中"旁瓣接收可见时段 – 损耗补偿 前"一栏。





2.2.2 旁瓣损耗补偿后

在不考虑实现代价的情况下,通过上文所述 方法提高信号接收 C/N₀,使其达到接收门限。如 图 5 所示,旁瓣损耗补偿后 GNSS 的四系统联合 可满足探月飞行器月球公转轨道全时段定位 需求。

旁瓣损耗补偿后的三系统联合定位中,GPS, BDS,Galileo和 GLONASS 的任意三者联合均满足



图 5 旁瓣损耗补偿时四系统联合卫星可见性

Fig. 5 Visibility of 4 systems with side lobe loss compensation

上述目标场景下的定位条件,具体参见表2第4 列"旁瓣接收可见时段-损耗补偿后"的统计 数据。

对于双系统联合方式。仿真结果参见表1 "旁瓣接收可见时段(损耗补偿后)"一栏。由表 1可知,大部分时段可以满足定位条件(双系统5 颗星或单系统4颗星),但还有少部分时段无法 定位。

3 多系统联合 DOP 值对比

由于旁瓣信号接收后,三系统或四系统联合 定位的可见卫星数均满足定位需求。星座的布局 将直接影响其精度因子(Dilution of Precision, DOP),多系统联合定位相对于单系统具有更完 整的星座构型。对于三系统联合定位而言,选择 DOP 值较小的联合方式既能降低设计复杂度(相 对四系统而言),又能改善定位精度。

3.1 DOP 值理论计算

以 GDOP 为标准,分析系统联合对误差放大量的影响。首先根据地心直角坐标系中的飞行器站心坐标系下的单位矢量计算 H 矩阵,如式(4) 所示,进而计算 GDOP 值。其中, $a_i = [a_{ei}, a_{ni}, a_{ui}](i=1,2,\dots,N)$ 是飞行器指向卫星 i 的单位 矢量(正 x 轴指东, y 轴指北, z 轴指天)。

$$\boldsymbol{H} = \begin{bmatrix} a_{e1} & a_{n1} & a_{u1} & 1 \\ a_{e2} & a_{n2} & a_{u2} & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ a_{eN} & a_{nN} & a_{uN} & 1 \end{bmatrix}$$
(4)

文献[15] 详细推导了利用站心系下 GDOP 的计算过程,此处仅给出结论。

$$GDOP = \frac{\sqrt{\sigma_{e_*}^2 + \sigma_{n_*}^2 + \sigma_{u_*}^2 + \sigma_{c_*}^2}}{\sigma_{UERE}} = \sqrt{D_{11} + D_{22} + D_{33} + D_{44}}$$
(5)

其中, D_{ij} 为式(6)中矩阵($H^{T}H$)⁻¹对角线上的 元素。

$$(\boldsymbol{H}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{H})^{-1} = \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{13} & D_{14} \\ D_{21} & D_{22} & D_{23} & D_{24} \\ D_{31} & D_{32} & D_{33} & D_{34} \\ D_{41} & D_{42} & D_{43} & D_{44} \end{bmatrix}$$
(6)

文献[16]详细介绍了利用站心系下的仰角、 方位角计算上述(H^TH)⁻¹矩阵中 D_{ij} 的原理与推导过程,此处不再赘述。

3.2 DOP 值仿真分析

多系统联合的精度因子仿真结果如图 6 所示。其中,仿真历经时间的步进间隔为 60s。由图 6 可知,单系统、双系统联合的 GDOP 值不满足精度要求。四系统联合相比三系统联合 GDOP 值 下降 16.93%。









图 6 各系统联合时的 GDOP 值

Fig.6 GDOP value of different system united 其余各类精度因子时变曲线如图7所示,仿

真时长 24h, 步进间隔 30min。其中, PDOP (Position Dilution of Precision)表示位置精度因 子、HDOP(Horizontal Dilution of Precision)表示水 平精度因子、VDOP(Vertical Dilution of Precision) 表示垂直精度因子、TDOP (Time Dilution of Precision)表示时间精度因子。



图 7 四系统联合时的各类精度因子变化值 Fig. 7 Different kinds of DOP value for 4 systems united

表 3 三系统联合 GDOP 均值方差对比

Tab. 3 Mean and variance comparison of

GDOP for 3 systems united

系统联合方式	均值	方差
GPS, BDS, Galileo	0.9928	0.027 1
GPS, BDS, GLONASS	1.028 7	0.6627
GPS, Galileo, GLONASS	1.047 0	0.029 4
BDS, Galileo, GLONASS	1.078 1	0.032 1

由 2.1 节可见性分析可知,旁瓣损耗补偿后 三系统联合的可见卫星数满足定位条件。在考虑 系统资源和接收机设计复杂度的情况下,三系统 联合比四系统联合拥有更好的应用前景。因此对 比三系统联合的4种情况,GDOP均值和方差的 计算见表 3。仿真计算结果表明,GPS,BDS 和 Galileo 联合方式拥有更优的 GDOP 值。因此,应 用于探月飞行器的三系统联合定位接收机设计可 以优先考虑 GPS, BDS 和 Galileo 联合的情况。从 硬件兼容性角度考虑该联合方式也更具优势。

4 结论

理论分析和仿真结果表明,当仅接收 GNSS 天线辐射方向图的主瓣信号时,无论哪种联合方 式都无法满足月球公转轨道飞行器的定位条件。 考虑接收旁瓣信号后,由于旁瓣信号损耗15dB, 在同等接收 C/N。下依旧不能满足月球轨道飞行 器全时段 GNSS 联合定位的需求。因此,必须通 过增加天线增益、提高发射功率、增加卫星背向天 线等方式弥补旁瓣损耗。当接收机 C/N。达到捕 获门限后,利用 GNSS 中任意三个系统的联合,即 可实现月球公转轨道飞行器全时段定位解算。通 过 DOP 的仿真和计算可知,四系统联合的 GDOP 最优,三系统联合时,GPS,BDS 和 Galileo 系统联 合的 GDOP 波动最平缓,硬件实现也更简单。研 究结果为 GNSS 多系统联合的探月飞行器定位技 术研究以及星载多系统集成接收机设计提供理论 参考。

参考文献(References)

- Zhao Q, Liu J, Ge M, et al. Precision orbit determination of champ satellite with cm-level accuracy [J]. Geomatics and Information Science of Wuhan University, 2006, 31 (10): 879-882.
- [2] Gold K, Brown A. Architecture and performance testing of a software GPS receiver for space-based applications [C]// Proceedings of the National Technical Meeting of the Institute of Navigation, 2004;624-635.
- [3] 李春玲,高晓颖,孙梅,等. GPS 在深空中的应用情况研究[C]//全国第十二届空间及运动体控制技术学术会议论文集,2006:167-170.
 LI Chunling, GAO Xiaoying, SUN Mei, et al. GPS application in deep space[C]//Proceedings of the 12th National Space and Marine Back Control Technology 2006

and Moving Body Control Technology Conference, 2006: 167-170. (in Chinese)

- [4] 俞朔春,高益军. 基于 GPS 的高轨道卫星自主定轨技术可 行性分析研究[J]. 控制工程, 2006(1):38-42.
 YU Shuochun, GAO Yijun. High orbit GPS satellite autonomous orbit technique based on analysis of feasibility study [J]. Control Engineering, 2006(1): 38-42. (in Chinese)
- [5] 柳丽,董绪荣,郑坤,等. 星载 GNSS 确定 GEO 卫星轨道的积分滤波方法[J]. 中国空间科学技术,2011 (1):70-75.

LIU Li, DONG Xurong, ZHENG Kun, et al. Load GNSS

determine the integral filter method of the orbit of GEO satellite[J]. Chinese Space Science and Technology,2011(1): 70-75. (in Chinese)

- [6] 詹鹏字.基于 GNSS 的高轨卫星定轨技术研究[D].南京: 南京航空航天大学,2012.
 ZHAN Pengyu. Study on high orbit satellite orbit determination technology based on GNSS [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2012. (in Chinese)
- [7] 董光亮,陈少伍,李海涛.月球轨道器交会对接地面高精度导引技术研究[J].飞行器测控学报,2013,32(1): 1-6.
 DONG Guangliang, CHEN Shaowu, LI Haitao. Research on high precision ground-based navigation of lunar orbiter

high precision ground-based navigation of lunar orbiter rendezvous and docking [J]. Journal of Spacecraft TT & C Technology,2013, 32(1):1-6. (in Chinese)

- [8] 文援兰,王威,曾国强,等.地面站对月球探测器的导航[J].国防科技大学学报,2001,23(6):33-37.
 WEN Yuanlan, WANG Wei, ZENG Guoqiang, et al. Navigation for the lunar probe based on ground tracking sites[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2001,23(6):33-37. (in Chinese)
- [9] 郗晓宁,曾国强.月球探测器轨道设计[M].北京:国防 工业出版社,2001.
 XI Xiaoning, ZENG Guoqiang. Lunar trajectories design [M]. Beijing:National Defense Industry Press, 2001. (in Chinese)
- [10] Parkinson B W, Spilker J J. Global positioning system: theory and applications volume I [M]. USA: Washington American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1996: 234-242.
- [11] Kronman J D. Experience using GPS for orbit determination of a geosynchronous satellite [C]//Proceedings of the 13th International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation, Salt Lake City, 2000: 1622 – 1626.
- [12] Moreau M C. Test results of the PiVoT receiver in high earth orbits using a GSS GPS simulator [C]. ION GNSS Meeting, Salt Lake City, UT, USA, 2001.
- [13] 谢燕军. 高轨航天器中 GPS 弱信号处理及自主定轨技术[D]. 哈尔滨:哈尔滨工程大学, 2011.
 XIE Yanjun. Rail technology and independent set in high orbit spacecraft GPS weak signal processing [D]. Harbin : Harbin Engineering University, 2011. (in Chinese)
- [14] Psiaki L M, Jung H. Extended Kalman filter methods for tracking weak GPS signals [C]//Proceedings of the 15th International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation, 2002;2539 – 2553.
- [15] Kaplan D E, Hegarty J C. GPS 原理与应用[M]. 寇艳红, 译.2版.北京:电子工业出版社,2008:242-245.
 Kaplan D E, Hegarty J C. Understanding GPS principles and applications [M]. Translated by KOU Yanhong. 2nd ed. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2008: 242-245. (in Chinese)
- [16] 谢钢. GPS 原理与接收机设计[M]. 北京:电子工业出版 社, 2009.
 XIE Gang. Principle of GPS and receiver design [M]. Beijing; Electronic Industry Press, 2009. (in Chinese)