

DOI: 10.12132/ISSN.1673-5048.2020.0040

高轨 GNSS 信号可用性分析

卢克文¹, 王新龙^{1*}, 申亮亮², 蔡远文³, 陈 鼎⁴

(1. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083; 2. 北京控制与电子技术研究所, 北京 100038;
3. 航天工程大学 研究生院, 北京 101416; 4. 天地一体化信息技术国家重点实验室, 北京 100086)

摘 要: 全球卫星导航系统(GNSS)具有自主性强、实时性强、定位精度高、成本低的特点,目前已在地面和中、低轨用户中得到广泛应用。然而在高轨环境中,由于地球的遮挡以及信号传输距离的增加,GNSS 信号的可用性受到很大的限制,制约着 GNSS 在高轨卫星自主导航中的应用与发展。针对高轨 GNSS 信号可用性存在的未知问题,本文从 GNSS 卫星的可见性、多普勒频移及其变化率、几何精度因子等方面对高轨 GNSS 信号可用性进行了全面系统的分析。基于 GNSS 链路传播的特点分析了高轨 GNSS 信号的空间覆盖特性和强度分布特性,进而对高轨 GNSS 卫星可见性进行了评估。利用捕获模型和锁相环模型探究了多普勒频移及其变化率对信号捕获、跟踪性能的影响,定量计算得到了不同 GNSS 组合方式的几何精度因子及其变化情况。

关键词: GNSS; 高轨卫星; 可见性; 多普勒频移及其变化率; 几何精度因子

中图分类号: V249; TJ765 **文献标识码:** A **文章编号:** 1673-5048(2021)01-0077-10

0 引 言

全球卫星导航系统(Global Navigation Satellite System, GNSS)具有全球、全天候、实时性强和定位精度高的特点,这是其他导航系统所不能比拟的^[1]。为了最大限度地发掘 GNSS 的潜力并使导航卫星资源得到充分的利用,GNSS 的服务范围逐渐从陆地域扩大到空间域^[2]。目前,利用 GNSS 对中、低轨卫星定位的技术较为成熟^[3],并已部分应用于工程。基于 GNSS 的高轨卫星定位技术仍存在很多问题。GNSS 卫星的发射天线朝向地球,且主瓣信号的波束角有限^[4],而高轨卫星的轨道高度通常高于 GNSS 星座,故高轨卫星仅能接收地球另一面的导航信号。由于地球的遮挡和自由空间传播损耗的增加,高轨环境中 GNSS 信号的品质较差,导致 GNSS 卫星可见性较差。此外,GNSS 信号的高动态特性会对信号的捕获、跟踪产生不良影响,影响 GNSS 信号的可用性。同时,高轨环境中可见星较少且几何构型较差,导航系统的几何精度因子(Geometric Dilution of Precision, GDOP)

较大。因此,目前基于 GNSS 的高轨卫星定位技术仍处于探索阶段^[5]。

国内外已有多例高轨卫星星载 GNSS 接收机飞行试验验证了基于 GNSS 的高轨卫星定位技术的可行性。20 世纪末,国外机构进行飞行试验验证了高于 GPS 星座的地球同步轨道卫星可跟踪 GPS 主瓣和旁瓣信号^[6]。2001 年,NASA 发射 AMSAT-OSCAR-40 卫星,对 HEO/GEO 轨道卫星利用 GPS 导航进行了探测性试验^[7-8]。2014 年,中国月球探测器嫦娥 5T1 在 50 000 km 左右的高度成功完成了 GNSS 信号在轨测试^[9]。2016 年,在中国海南文昌发射的实践十七号卫星搭载了可兼容 GPS/BDS/GLONASS 系统主瓣和旁瓣导航信号的高灵敏度 GNSS 接收机,用于开展地球同步轨道 GNSS 在轨自主导航试验验证^[10]。

国外学者率先开始进行有关高轨 GNSS 信号可用性的研究工作。文献[11]研究了应用于高轨航天器自主导航的 GPS 接收机结构,并从可见星数目、信号载噪比、多普勒频移和几何精度因子等方面对高轨环境 GNSS 信

收稿日期: 2020-03-24

基金项目: 国家自然科学基金项目(61673040); 航空科学基金项目(20170151002); 试验技术项目(1700050405); 天地一体化信息技术国家重点实验室基金项目(2015-SGHT-KFJJ-DH-01)

作者简介: 卢克文(1996-),男,河南新乡人,博士研究生,研究方向为导航、制导与控制。

* 通讯作者: 王新龙(1969-),男,陕西渭南人,教授,研究方向为导航、制导与控制。E-mail: xlwon@163.com

引用格式: 卢克文,王新龙,申亮亮,等. 高轨 GNSS 信号可用性分析[J]. 航空兵器,2021,28(1): 77-86.

Lu Kewen, Wang Xinlong, Shen Liangliang, et al. Availability Analysis of GNSS Signal in High Orbit [J]. Aero Weaponry, 2021, 28(1): 77-86. (in Chinese)

号特性进行了初步分析。文献[12]对 GPS 卫星空间导航服务域(Space Service Volume, SSV)的特性进行了初步评估,评估结果显示了北斗三代(BDS III)与 GPS, GLO-NASS 和伽利略的组合对月球探测航天器在近地段轨道的导航具有潜在的应用价值。目前国内也有较多有关高轨 GNSS 信号可用性的研究工作。文献[1]分别考虑了单 GNSS 系统和多 GNSS 系统组合时的情况,从卫星可见性、动态性和几何精度因子等方面探究了信号的可用性。文献[3]从 GNSS 卫星可见性和信号强度两方面分析了信号的可用性,提出了多系统互操作组合定位方法,并给出了多系统数据融合算法来解决 GNSS 进行高轨飞行器定位的相关问题。文献[13]以 GPS 接收机指标设计为目标,结合空间几何模型和信号链路传播的特点,从接收机处理时间、可用星数、接收机接收功率等方面探究了 GPS 信号的可用性,工程指导性较强。文献[14]分析了 GNSS 卫星可见性,并探究了不同轨道高度和轨道倾角对卫星可见性的影响,提出了配置惯性导航系统和载波相位时间差分的方案分别解决可见星缺失和几何精度因子过大的问题。

现有的相关研究工作分别从不同方面分析了高轨 GNSS 信号可用性。但是,由于高轨卫星处在一个综合了弱信号、强干扰、高动态的复杂环境中,因此,需要综合考虑各种因素的影响从而对高轨 GNSS 信号可用性进行全面评估。基于此,本文从 GNSS 卫星可见性、多普勒频移及其变化率和几何精度因子等方面对高轨 GNSS 信号可用性进行系统的分析。

1 高轨卫星与 GNSS 星座空间分布

探究 GNSS 信号的可用性,首先须明确高轨卫星与 GNSS 卫星的空间分布,如图 1 所示。

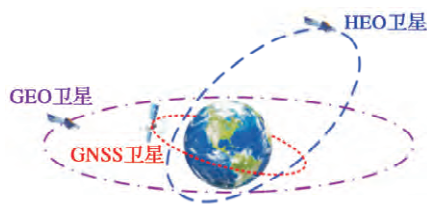


图 1 高轨卫星与 GNSS 卫星空间位置示意图

Fig. 1 Schematic diagram of high orbit and GNSS satellites

本文分别以中国发射的 GEO 高分辨率光学遥感卫星高分 4 号(GF-4)和型号为 AMSAT-OSCAR 40(AO-40)的 HEO 卫星为对象,模拟高轨卫星的运行轨道。仿真周期设置为 1 s,仿真时长设置为卫星的运行周期,利用 MATLAB 模拟得到其位置和速度信息。表 1 所示为 GF-4/AO-40 卫星的轨道参数。其中 GF-4 卫星的轨道平面与赤道平面重合,AO-40 卫星的轨道平面与赤道平面夹角为 6.04°。

通过设计 GNSS 全系统导航星座模拟器可得 GNSS 星座的空间位置。以 J2000.0 地心惯性坐标系(Earth Centered Inertial, ECI)为空间基准,以协调世界时(UTC)为时间基准,仿真时间间隔设置为 1 s,根据卫星星历提

供的轨道参数及修正量,解算任意时刻 GNSS 卫星的位置和速度,利用 MATLAB 搭建星座模拟器,其轨道参数和星历可通过查询相关资料获得,如表 2 所示。

表 1 GF-4/AO-40 卫星轨道参数

Table 1 Orbital parameters of GF-4/AO-40 satellite

轨道参数	GF-4	AO-40
半长轴/m	42 164 100	36 286 000
离心率	0	0.796 8
轨道倾角/(°)	0	6.04
升交点赤经/(°)	0	68
近地点幅角/(°)	21.5	180
真近点角/(°)	0	-90

表 2 GNSS 星座的轨道参数

Table 2 Orbital parameters of the GNSS constellation

导航系统	半长轴/m	离心率	轨道倾角/(°)	升交点赤经/(°)	近地点幅角/(°)
GPS	26 560 000	0.02	55	32.8/92.8/152.8/ 212.8/272.8/332.8	100
GLONASS	25 478 137	0	64.8	251.25/11.25/ 131.25	—
BDS(GEO)	42 164 100	0	0	—	—
BDS(IGSO)	42 164 100	0	55	60/180/300	—
BDS(MEO)	27 906 140	0	55	30/150/270	—
Galileo	29 994 137	0	56	20/140/260	—

GPS 的空间部分由 24 颗 MEO 卫星组成,均匀分布在 6 条升交点赤经相差 60°的轨道上,运行周期均为 11 小时 58 分。GLONASS 星座包括 24 颗卫星,均匀分布在 3 条轨道倾角均为 64.8°的近圆轨道,轨道的升交点赤经两两相差 120°,运行周期均为 11 小时 15 分 44 秒。BDS 星座由 5 颗 GEO 卫星、27 颗 MEO 卫星、3 颗 IGSO 卫星组成。GEO 卫星的轨道高度为 36 000 km,在赤道上空分别定点于东经 58.75°、80.3°、110.5°、139.9°和 160°;IGSO 卫星的轨道高度为 36 000 km,轨道倾角为 55°;MEO 卫星的轨道高度为 24 500 km,分布在轨道倾角均为 55°的 3 条轨道。Galileo 系统空间部分由 30 颗导航卫星组成,均匀分布在 3 条轨道倾角为 56°的轨道上,每条轨道上有 9 颗工作卫星和 1 颗备用卫星。

2 GNSS 卫星可见性分析

当 GNSS 信号传输到高轨卫星并被捕获利用时,则称 GNSS 卫星可见。由此可知,GNSS 卫星可见需满足两个条件:GNSS 信号可传输到高轨卫星和 GNSS 信号强度高于接收机灵敏度。GNSS 卫星可见是 GNSS 信号可用的前提。GNSS 卫星可见性分析即以 GNSS 卫星可见的条件为基础,通过对 GNSS 信号的空间覆盖特性和强度分布特性的分析,探究 GNSS 卫星的可见性。

2.1 GNSS 信号的空间覆盖特性

根据导航卫星天线的设计要求,GNSS 卫星主天线下

行频率波束呈圆锥形。由于地球的遮挡,高轨卫星只有位于主波束边缘构成的环形锥内才能接收到 GNSS 信号^[15],如图 2 所示。信号传播方向与导航卫星-地心连线方向所成夹角记为发射角 β 。发射信号的主瓣波束宽度为 42.6° ,其中有 27.7° 的信号被地球遮挡,无法传输到高轨卫星^[14]。由于大部分主瓣信号被遮挡,必须充分利用旁瓣信号进行导航。

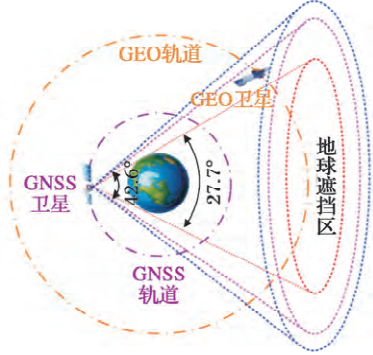


图 2 GNSS 信号空间构型

Fig. 2 Spatial configuration of GNSS signals

通过建立 GNSS 传播链路模型分析旁瓣信号的可用范围。接收机的信号接收功率是由 GNSS 卫星信号发射功率、发射天线增益、自由空间传播损耗以及接收天线增益直接决定的^[16],接收功率 P_r 为

$$P_r = P_t + G_t + 20\lg\left(\frac{\lambda}{4\pi d}\right) - L_A + G_r \quad (1)$$

式中: P_t 为 GNSS 卫星信号发射功率; G_t 为发射天线增益; G_r 为接收天线增益; $20\lg\left(\frac{\lambda}{4\pi d}\right)$ 为自由空间传播损耗,与 GNSS 信号的载波波长 λ 和信号传输距离 d 有关; L_A 为大气损耗。

由式(1)可以看出,GNSS 信号传播链路可分为信号发射端、空间传输过程、信号接收端三个阶段。链路示意图如图 3 所示。

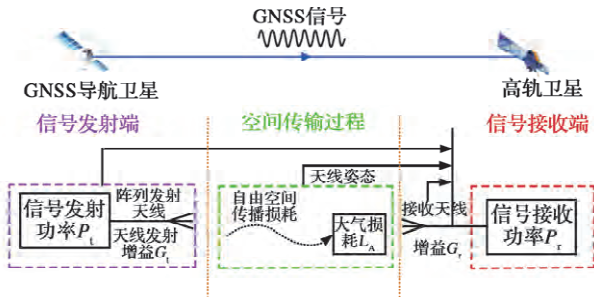


图 3 GNSS 信号传播链路示意图

Fig. 3 Diagram of GNSS signal propagation link

GNSS 信号发射天线作为信号传播链路的起点,其 P_t 和 G_t 对信号接收功率的影响较大。由于各 GNSS 信号发射天线的性能类似且 GPS 的数据文件最为齐全,因此以 GPS 信号为例进行说明。根据 GPS 系统接口数据文件^[7,17]可得 GPS 天线 $P_t = 26.8 \text{ W}$, G_t 大小如图 4 所示。

由图 4 可知,发射天线增益与发射角有关。当发射

角约为 10° 时,主瓣信号峰值增益为 15 dB。第一旁瓣信号峰值出现在发射角约为 32° 处,信号强度约为 3 dB。第二旁瓣信号较弱,其信号强度始终低于 0 dB。

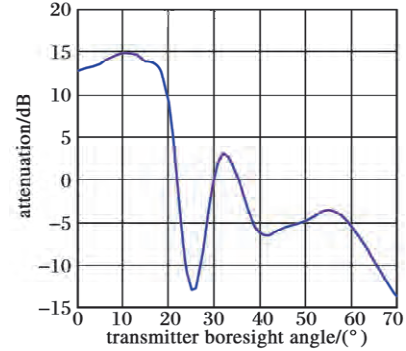


图 4 GPS 卫星发射天线增益曲线

Fig. 4 Gain curve of GPS satellite transmitting antenna

GNSS 信号在空间传输过程中,主要受到自由空间传播损耗的影响。自由空间传播损耗与发射信号波长 λ 和传输距离 d 有关。此外,当 GNSS 信号传播链路接近地球表面时,信号会受到大气损耗的影响。由于高轨环境中这部分信号占总信号的比例较小,因此可忽略不计。根据 GPS 星座模拟结果和 GF-4 的轨道数据可得 GF-4 运行周期内信号的自由空间传播损耗,如图 5 所示。

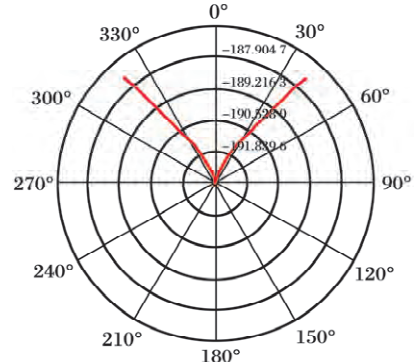


图 5 GF-4 运行周期内信号的自由空间传播损耗

Fig. 5 Free space propagation loss of signals in GF-4 period

信号接收天线是 GNSS 信号传播链路的终点,其 G_r 会对信号接收功率产生影响。实际工程中,针对不同的任务需求可采用不同类型的接收天线。为了简化分析,本文假定高轨卫星上的信号接收天线采用 0 dB 全向增益天线。根据 GPS 发射信号功率、发射天线增益、自由空间传播损耗和接收天线增益,可得 GPS 信号接收功率方向图,如图 6 所示。

由图 6 可知,当发射角绝对值为 $0^\circ \sim 21.3^\circ$ 时,信号接收功率较高,接收功率范围为 $-173 \sim -164 \text{ dBW}$,接收到的信号为主瓣信号;当发射角绝对值为 $30^\circ \sim 40^\circ$ 时,信号接收功率出现第二峰值,接收功率范围为 $-185 \sim -174 \text{ dBW}$,接收到的信号为第一旁瓣信号。因此,可用 GNSS 信号空间覆盖区域如图 7 所示。图中,GF-4 卫星质心记为 G ,GNSS 卫星质心记为 S ,地球地心记为 O 。 R_{OG} 为 GF-4 卫星到地球的距离; R_{OS} 为 GNSS 卫星到地球的距离; R_{SG} 为 GF-4 卫星到 GNSS 卫星的距离; r 为

GF-4 卫星与 GNSS 卫星连线到地心的距离。 OG 与 SG 的夹角记为 α ; OS 与 SG 的夹角记为 β 。

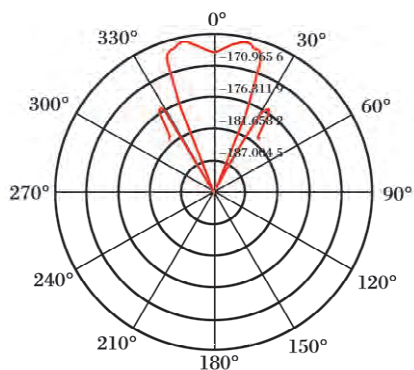


图 6 GF-4 运行周期内 GPS 信号接收功率方向图

Fig. 6 Direction diagram of GPS signal's receiving power in GF-4 period

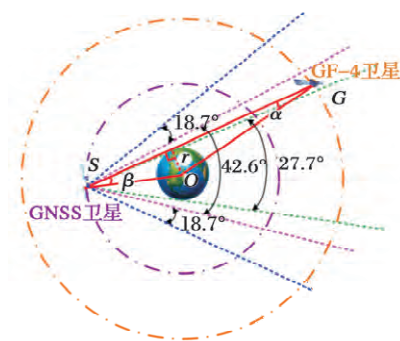


图 7 可用 GNSS 信号空间覆盖区域

Fig. 7 Spatial distribution of available GNSS signals

图 7 中,主瓣信号的发射角绝对值范围为 $13.8^\circ \sim 21.3^\circ$,第一旁瓣信号(下文所述旁瓣信号均指第一旁瓣信号)的发射角绝对值范围为 $30^\circ \sim 40^\circ$ 。

根据可用 GNSS 信号的范围可计算 GNSS 信号能传输到 GF-4 卫星的条件。

首先,GNSS 信号能传输到 GF-4 卫星的前提是不受地球的遮挡。根据空间分布关系,可表示为

$$r > R_e \quad (2)$$

式中: $r = R_{OG} \cdot \sin\beta$; R_e 为地球半径。

其次,只有当 GF-4 卫星位于导航卫星的天线波束范围内时,GNSS 信号方可传输到 GF-4 卫星。根据空间分布关系,在 $\triangle SOG$ 中,由余弦定理可得

$$\beta = \arccos\left(\frac{R_{OG}^2 + R_{SG}^2 - R_{OS}^2}{2 \cdot R_{OG} \cdot R_{SG}}\right) \quad (3)$$

根据 β 的定义, β 即为导航卫星的信号发射角。由前文分析可知,可用 GNSS 信号的 β 范围为 $13.8^\circ < |\beta| < 21.3^\circ$ 或 $30^\circ < |\beta| < 40^\circ$ 。

将 β 的范围代入到式 (3) 中可得

$$\begin{cases} 13.8^\circ < \left| \arccos\left(\frac{R_{OG}^2 + R_{SG}^2 - R_{OS}^2}{2 \cdot R_{OG} \cdot R_{SG}}\right) \right| < 21.3^\circ \\ 30^\circ < \left| \arccos\left(\frac{R_{OG}^2 + R_{SG}^2 - R_{OS}^2}{2 \cdot R_{OG} \cdot R_{SG}}\right) \right| < 40^\circ \end{cases} \quad (4)$$

综上所述,式 (2) 和式 (4) 即为 GNSS 信号可传输到 GF-4 卫星的条件。

2.2 GNSS 信号的强度分布特性

信号接收功率的强弱不能完整地描述信号的清晰程度或质量好坏,通常用载噪比 C/N_0 衡量信号相对于噪声的强弱:

$$C/N_0 = \frac{P_r}{N_0} \quad (5)$$

式中: N_0 与等效温度有关,对于一般的接收机来说,其典型值为 -205 dBW/Hz [16]。

将所有可传输到 GF-4/AO-40 卫星所在位置的 GNSS 信号均视为可接收的信号。根据可用 GNSS 信号的发射角范围,结合 GNSS 星座模拟结果和 GF-4/AO-40 轨道数据,可得 GF-4/AO-40 运行周期内接收到的信号数,如图 8 所示。同时,基于所得的信号发射天线不同方向上增益数据以及信号自由空间传播损耗的计算公式,根据式 (1) 可得 GF-4/AO-40 卫星接收 GNSS 卫星信号的载噪比,如图 9 所示。

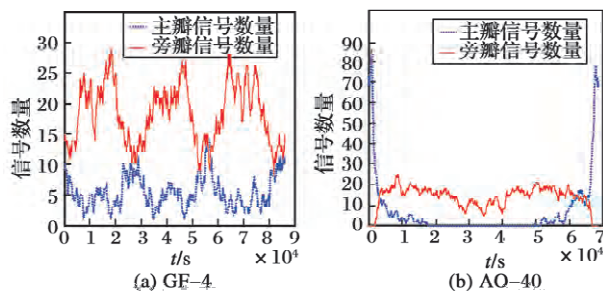


图 8 卫星运行周期内接收到的信号数量

Fig. 8 The number of signals received in operational period of satellites

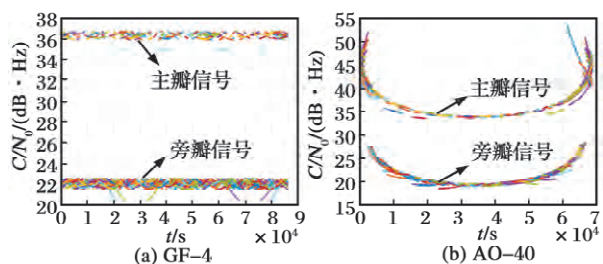


图 9 运行卫星接收 GNSS 信号的载噪比

Fig. 9 The carrier-to-noise ratio of GNSS signals received by operational satellites

由图 8(a) 可知,可接收信号多数来源于旁瓣信号,这是因为主瓣信号大部分受到地球的遮挡,因此 GF-4 卫星须充分利用旁瓣信号进行导航。由图 9(a) 可知,主瓣信号的 C/N_0 较高,主要分布在 $34 \sim 36 \text{ dB} \cdot \text{Hz}$,旁瓣信号 C/N_0 较低,主要分布在 $20 \sim 22 \text{ dB} \cdot \text{Hz}$ 。需要注意的是,由于旁瓣信号较弱,接收旁瓣信号除了对接收机灵敏度有较高要求外,接收机还需同时采用互相关抑制技术去消除接收强弱信号产生的“互相关”干扰。

由图 8(b) 可知,AO-40 卫星在近地点附近时,接收的信号多数为主瓣信号,随着 AO-40 卫星接近远地

点,主瓣信号数迅速下降,接收的信号多数为旁瓣信号。由图 9(b)可知, AO-40 卫星接收的主瓣、旁瓣信号 C/N_0 在整个轨道周期内均随轨道高度的增加而减小。主瓣信号 C/N_0 分布在 33~53 dB·Hz,旁瓣信号 C/N_0 较低,主要分布在 19~28 dB·Hz。

分析可知,无论是 GF-4 卫星还是 AO-40 卫星,必须充分利用数量较多的旁瓣信号进行导航,而旁瓣信号 C/N_0 比主瓣信号 C/N_0 低约 14 dB·Hz,必须选择灵敏度数值较低的星载接收机,方可满足 GNSS 信号强度高于接收机灵敏度的条件。当同时满足 GNSS 信号可传输到高轨卫星和 GNSS 信号强度高于接收机灵敏度的条件时,GNSS 卫星可见。

2.3 GNSS 卫星可见性分析

利用 GNSS 星座的模拟结果和 GF-4 卫星的轨道数据,将满足 GNSS 卫星可见条件的卫星视为可见星,可得 GF-4 运行周期内四大导航系统的可见星数,如图 10 所示。接收机灵敏度分别设置为 35 dB·Hz 和 20 dB·Hz,设置为 35 dB·Hz 时仅能接收主瓣信号,设置为 20 dB·Hz 时可同时接收主瓣信号和旁瓣信号。利用单个系统导航时至少需要 4 颗可见星才可解算出导航信息,即可见星数的阈值为 4 颗。表 3 为各导航系统可定位弧段占全程的百分比。

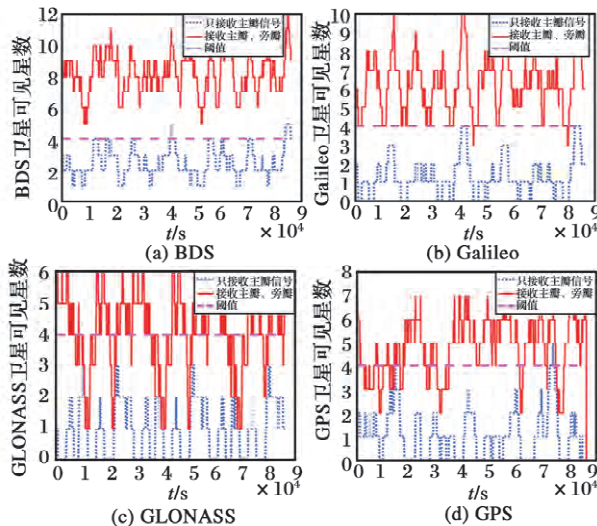


图 10 GF-4 运行周期内四大导航系统可见星数

Fig. 10 The number of visible satellites for the four navigation systems in GF-4 period

表 3 可定位弧段占全程的百分比

Table 3 The percentage of navigable arcs in the whole process

接收信号类型	BDS	Galileo	GLONASS	GPS
主瓣	2.26	4.95	0	2.78
主瓣和旁瓣	100	99.32	74.59	82.12

由图 10、表 3 可知,当只接收主瓣信号时,各导航系统的可见星数较少,可定位弧段占全程百分比均低于 5%,其中利用 GLONASS 系统全程均不可定位。当同时

接收主瓣、旁瓣信号时,各系统的可见星数显著提高,可定位弧段占全程百分比均较大,均高于 74%。其中,BDS 系统可实现全程定位,可定位弧段占比最低的 GLONASS 系统也达到 74.59%。

利用四星座组合导航时,可得 GF-4 运行周期内 GNSS 全系统的可见星数如图 11 所示,对可见星数统计并绘制可见星数饼状图,如图 12 所示。需要说明的是,由于各导航系统的钟差不同,四星座组合导航时可见星数的阈值增加到 7 颗。

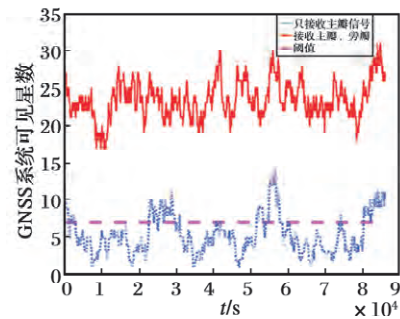


图 11 GF-4 运行周期内 GNSS 全系统可见星数

Fig. 11 The number of visible satellites in the whole GNSS system during the GF-4 period

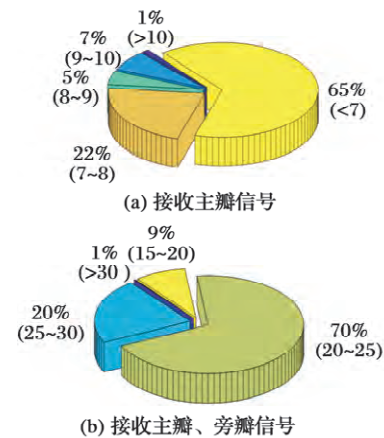


图 12 GF-4 运行周期内 GNSS 全系统可见星数饼状图

Fig. 12 The pie chart of the number of visible satellites in the whole GNSS system during the GF-4 period

由图 11 可知,四星座组合导航时,GF-4 运行周期内可见星数显著提高。由图 12 可知,四星座组合导航时,仅接收主瓣信号即可使可见星数达到阈值的弧段占总弧段的比例达到 35%;若同时接收旁瓣信号,整个周期内可见星数均高于阈值,可见星数激增到 17 颗以上,GNSS 卫星的可见性较强。

3 多普勒频移及其变化率的影响分析

GNSS 信号的多普勒频移及其变化率与高轨卫星相对于 GNSS 卫星的运动特性有关。相较于地面用户,高轨卫星的动态性更强,特别是在机动变轨阶段。由此造成 GNSS 信号的多普勒频移及其变化率更大,对信号的捕获、跟踪性能产生不良影响,进而影响 GNSS 信号的可用性。

3.1 对信号捕获的影响

考虑对单个卫星信号处理的情况,以 GPS 信号为例进行分析。接收机接收到 GPS 信号后,经射频前端下变频和采样处理后得到数字中频信号,其模型为

$$r(n) = Ac(n-\tau)d(n-\tau)\cos[2\pi(f_{IF}+f_d)n+\varphi_0]+w(n) \quad (6)$$

式中: A 为信号幅值; $c(\cdot)$ 为伪随机码; $d(\cdot)$ 为导航数据; f_{IF} 为中频信号频率; f_d 为多普勒频移; φ_0 为初始载波相位; $w(\cdot)$ 为高斯白噪声; τ 为码相位延迟。

本地产生复信号并与 GPS 信号进行相关运算,将相关运算的结果进行相干累积,相干累积的时间记为 T_{coh} 。相干累积的采样点数记为 N ,则有 $N = T_{coh}/T_s$, T_s 为中频信号采样周期,则相干累积的结果为

$$Z_{coh} = \sum_{n=0}^{N-1} AR(\delta\tau) \exp(j\delta\varphi_0) \exp(j2\pi\delta f_d^0 n) \exp(j\pi\dot{f}_d n^2) = AR(\delta\tau) N \text{sinc}(\delta f_d^0 \pi T_{coh}) \exp[2\pi\delta f_d^0 (N-1)T_s + \delta\varphi_0] \sum_{n=0}^{N-1} \exp[j\pi\dot{f}_d (nT_s)^2] \quad (7)$$

式中: $R(\cdot)$ 为 C/A 码自相关结果; $\delta\tau$ 为码相位估计偏差; $\delta\varphi_0$ 为初始载波相位估计偏差; δf_d^0 为初始的多普勒频移估计偏差; \dot{f}_d 为多普勒频移变化率。

由式(7)可知,相干累积结果与 δf_d^0 , T_{coh} 和 \dot{f}_d 有关。高轨 GNSS 信号较弱,接收机捕获弱信号需增加相干累积时间 T_{coh} ,这将导致相干累积结果变小,可能会造成捕获失败,因此需采用更小的频率搜索步长以减小频率估计偏差,从而增加相干累积结果。而较小的频率搜索步长会造成捕获时间变长,且高轨 GNSS 信号的多普勒频移范围较大,会进一步增加捕获时间,对实时导航产生不利影响。

由于接收机捕获信号时间的实测数据无法获得,可用捕获算法执行时间和捕获算法重复运算次数去近似代表实际捕获时间。其中,接收机的启动方式为冷启动,捕获算法采用并行码相位搜索。以对 GPS 信号的捕获为例进行说明,对其他 GNSS 信号的捕获情况类似。图 13 为多普勒频移不同时的捕获情况。

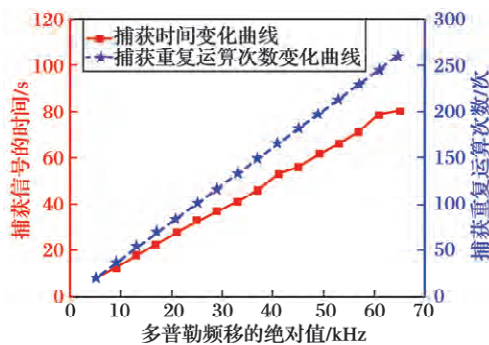


图 13 多普勒频移不同时的捕获情况

Fig. 13 The acquisition case of different Doppler frequency shift

根据 GNSS 星座模拟结果和 AO-40 轨道数据,可得 AO-40 运行周期内各导航系统导航信号的多普勒频移,

如表 4 所示。接收机的灵敏度设置为 $20 \text{ dB} \cdot \text{Hz}$ 。

表 4 各导航系统导航信号的多普勒频移

Table 4 Doppler frequency shift of each navigation system's navigation signals

导航系统	正向最大/kHz	负向最大/kHz	平均值/kHz
GPS	41.70	-44.74	0.042
BDS	44.54	-63.35	-1.52
Galileo	45.56	-44.40	0.41
GLONASS	45.67	-44.08	0.21

AO-40 卫星在近地点附近运行速度较大,信号的多普勒频移较大。由表 4 可知,各导航系统信号多普勒频移的最大值均在 40 kHz 以上,BDS 系统导航信号的多普勒频移负向最大值最高可达 -63.35 kHz 。随着轨道高度增加,AO-40 卫星运行速度减小,远地点附近接收的信号多普勒频移较小,整个周期内各导航系统信号多普勒频移的平均值均在 $\pm 2 \text{ kHz}$ 内。已知地面用户接收的 GNSS 信号多普勒频移一般为 $\pm 5 \text{ kHz}$,结合图 13 可知,与地面用户相比,AO-40 近地点附近较大的多普勒频移会使捕获时间增加 $40 \sim 70 \text{ s}$,捕获算法重复运算次数增加 $140 \sim 220$ 次。相对于数量级为 10^4 的 AO-40 轨道周期来说,增加的捕获时间可忽略不计。远地点多普勒频移的影响则更小。因此 GNSS 信号的多普勒频移对信号的捕获时间虽有影响,但影响较小。

由式(7)可知,相干累积结果与 \dot{f}_d 有关。式中 $\sum_{n=0}^{N-1} \exp[j\pi\dot{f}_d (nT_s)^2]$ 为 sinc 函数,表明相干累积结果会随着 sinc 函数主峰的下降而梯度衰减^[18]。为了定量分析 \dot{f}_d 对相干累积结果衰减程度的影响,将该项定义为衰减因子 α ,即

$$\alpha = \sum_{n=0}^{N-1} \exp[j\pi\dot{f}_d (nT_s)^2] \quad (8)$$

由式(8)知,衰减因子与 \dot{f}_d 和 N 有关,而 N 与 T_{coh} 一一对应。图 14 为不同 T_{coh} 时,衰减因子随 \dot{f}_d 变化的曲线。

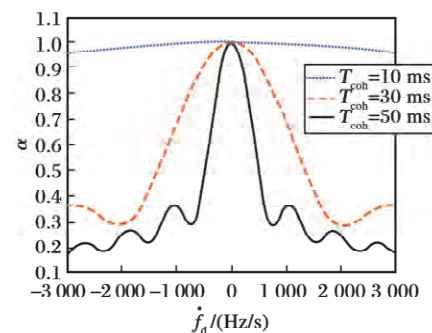


图 14 衰减因子的变化曲线

Fig. 14 Change curve of attenuation factor

由图 14 可知,当 T_{coh} 一定时,随着 \dot{f}_d 绝对值的增大, α 减小。而当 \dot{f}_d 相同时, T_{coh} 较大的曲线 α 较小,这表明增加相干累积的时间会使得同样的 \dot{f}_d 造成更大的衰减。

高轨 GNSS 信号较弱,接收机捕获弱信号需采用较大的相干累积时间,因此多普勒频移变化率会使相干累积结果衰减得更严重,可能会使其达不到阈值而导致捕获失败。

根据 GNSS 星座模拟结果和 AO-40 轨道数据,可得 AO-40 运行周期内各导航系统导航信号多普勒频移变化率,如表 5 所示。接收机的灵敏度为 20 dB·Hz。

表 5 各导航系统导航信号的多普勒频移变化率

Table 5 Doppler frequency shift rate of each navigation system's navigation signals

导航系统	正向最大/(Hz/s)	负向最大/(Hz/s)	平均值/(Hz/s)
GPS	13.63	-41.98	0.25
BDS	13.22	-51.41	-0.63
Galileo	13.23	-38.94	-0.06
GLONASS	14.94	-49.36	0.19

近地段 AO-40 卫星的动态性较强,GNSS 信号的多普勒频移变化率较大。由表 5 可知,GLONASS 系统导航信号多普勒频移变化率正向最大值最大,为 14.94 Hz/s, BDS 系统导航信号多普勒频移变化率负向最大值最大,为 -51.41 Hz/s。随着轨道高度的增加,动态性减弱,整个周期内各导航系统信号多普勒频移变化率平均值均小于 1 Hz/s。结合图 14 可知,虽然高轨 GNSS 信号的多普勒频移变化率高于地面用户,但带来的衰减依旧较小,对捕获性能影响较弱。

3.2 对信号跟踪的影响

GNSS 信号跟踪环路由载波跟踪环路和码跟踪环路组成,分别跟踪接收信号中的载波与伪码。不管是载波跟踪环还是码跟踪环,都可用一个解析的相位锁定环路模型衡量其性能^[19]。相位锁定环路简称锁相环,通过调整输出信号的相位,使输出信号与输入信号的相位保持一致,从而实现对载波与伪码的跟踪。以常见的二阶锁相环为例进行分析,其基本构成如图 15 所示。

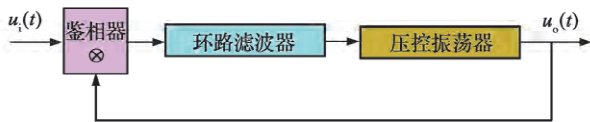


图 15 锁相环的基本构成

Fig. 15 The basic structure of PLL

二阶锁相环路由鉴相器、环路滤波器和压控振荡器组成。根据各环节的传递函数可得系统函数 $H(s)$ 为^[19]

$$H(s) = \frac{K_d K_o \frac{\tau_2 s + 1}{\tau_1 s}}{s + K_d K_o \frac{\tau_2 s + 1}{\tau_1 s}} = \frac{2\xi\omega_n s + \omega_n^2}{s^2 + 2\xi\omega_n s + \omega_n^2} \quad (9)$$

式中: τ_1, τ_2 为环路滤波器的参数; K_o 为压控振荡器增益; ω_n 为特征频率; ξ 为阻尼系数。

环路带宽又称噪声带宽,是影响跟踪环路性能的重要指标,控制着进入环路的噪声量多少,定义为

$$B_L = \int_0^\infty |H(j\omega)|^2 d\omega \quad (10)$$

式中: $H(j\omega)$ 为跟踪环路频域特性函数。

根据式(9)~(10)可求得二阶锁相环的环路带宽为

$$B_L = \frac{\omega_n}{2} \left(\xi + \frac{1}{4\xi} \right) \quad (11)$$

环路带宽 B_L 分别为 10 Hz、30 Hz 和 60 Hz 情况下,锁相环的相位阶跃响应曲线如图 16 所示。

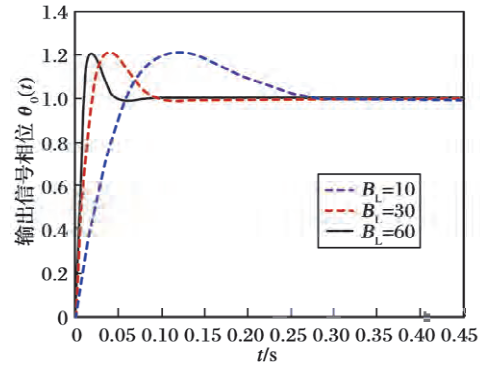


图 16 不同环路带宽情况下阶跃响应曲线

Fig. 16 Step response curves for different loop bandwidths

由图 16 可知,环路带宽较大时,锁相环可快速锁定信号进入稳定状态。但较大的环路带宽会使输出信号中噪声较多,严重时导致暂态过程不收敛,即环路失锁。环路带宽较窄时,环路的滤波效果较好,环路跟踪误差较小,但环路收敛较慢且 GNSS 信号高动态所致的载波频率和相位变化中高频信号成分会同噪声一起被滤除,破坏了接收信号的真实性和跟踪性能,也容易使跟踪环路失锁,导致接收机无法输出导航参数。

由于高轨 GNSS 信号的载噪比较低,跟踪环路需要较窄的环路带宽以获得更多的有用信息。而较窄的环路带宽在多普勒频移及其变化率较大时容易导致跟踪环路失锁,因此多普勒频移及其变化率会影响跟踪性能。通过卡尔曼滤波等方法可实现对环路带宽的动态调节^[20],以降低多普勒频移及其变化率对跟踪性能的影响。

4 GNSS 不同组合星座几何精度因子分析

定位精度是评估 GNSS 系统性能最重要的指标。影响定位精度的因素有测量误差和精度因子。精度因子描述的是从测量误差到定位误差的放大量。测量误差在实际工程中无法避免。在测量误差存在的情况下,应尽可能减小精度因子,从而提高系统的定位精度。精度因子中的几何精度因子(GDOP)包含了其他所有精度因子的参数,反映了 GNSS 卫星相对于接收机的空间几何分布对导航定位精度的影响。

4.1 几何精度因子模型

设接收机的空间位置坐标为 $[x_r, y_r, z_r]^T$,第 i 颗卫星的空间位置坐标为 $[x^i, y^i, z^i]^T$,则伪距观测方程为

$$\sqrt{(x_r - x^i)^2 + (y_r - y^i)^2 + (z_r - z^i)^2} + \delta t_r = \rho_c^i - \varepsilon_\rho^i \quad (12)$$

式中: δt_r 为接收机钟差; ε_ρ^i 为对卫星 i 的伪距测量误差。

联立四个或四个以上不同卫星的伪距观测方程,并保留测量误差项,伪距定位方程为

$$\begin{bmatrix} -[I^1(x_{rk-1})]^T & 1 \\ -[I^2(x_{rk-1})]^T & 1 \\ \vdots & \vdots \\ -[I^n(x_{rk-1})]^T & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta x_r + \varepsilon_{x_r} \\ \Delta y_r + \varepsilon_{y_r} \\ \Delta z_r + \varepsilon_{z_r} \\ \Delta \delta t_r + \varepsilon_{\delta t_r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \rho_c^1 - r^1(x_{rk-1}) - \delta t_{rk-1} \\ \rho_c^2 - r^2(x_{rk-1}) - \delta t_{rk-1} \\ \vdots \\ \rho_c^n - r^n(x_{rk-1}) - \delta t_{rk-1} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -\varepsilon_\rho^1 \\ -\varepsilon_\rho^2 \\ \vdots \\ -\varepsilon_\rho^n \end{bmatrix} \quad (13)$$

式中: ε_{x_r} , ε_{y_r} , ε_{z_r} 和 $\varepsilon_{\delta t_r}$ 为测量误差引起的定位、定时误差; $I^n(x_{rk-1})$ 为接收机与 GNSS 卫星间的单位方向矢量, 若将方向矢量组成的矩阵记为 G , 即

$$G = \begin{bmatrix} -[I^1(x_{rk-1})]^T & 1 \\ -[I^2(x_{rk-1})]^T & 1 \\ \vdots & \vdots \\ -[I^n(x_{rk-1})]^T & 1 \end{bmatrix} \quad (14)$$

利用最小二乘法求解方程组 (13), 求解出定位、定时误差为

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_{x_r} \\ \varepsilon_{y_r} \\ \varepsilon_{z_r} \\ \varepsilon_{\delta t_r} \end{bmatrix} = (G^T G)^{-1} G^T \begin{bmatrix} \varepsilon_\rho^1 \\ \varepsilon_\rho^2 \\ \vdots \\ \varepsilon_\rho^n \end{bmatrix} \quad (15)$$

为了简化分析, 假设各个卫星的测量误差 ε_ρ^i 均呈均值为 0、方差为 σ_{URE}^2 的正态分布, 并且不同卫星之间的测量误差互不相关。根据式 (15) 可以求出定位、定时误差协方差矩阵为

$$\text{Cov} \left(\begin{bmatrix} \varepsilon_{x_r} \\ \varepsilon_{y_r} \\ \varepsilon_{z_r} \\ \varepsilon_{\delta t_r} \end{bmatrix} \right) = (G^T G)^{-1} \sigma_{URE}^2 \quad (16)$$

式 (16) 的等号左边是定位误差协方差矩阵, 其对角线上的元素分别是各个定位误差分量的方差, 即 $\sigma_{x_r}^2$, $\sigma_{y_r}^2$, $\sigma_{z_r}^2$ 和 $\sigma_{\delta t_r}^2$ 。将系数矩阵记为 H , 即

$$H = (G^T G)^{-1} \quad (17)$$

H 矩阵通常称为权系数阵, 则几何精度因子为

$$GDOP = \sqrt{h_{11} + h_{22} + h_{33} + h_{44}} \quad (18)$$

式中: h_{ii} 为权系数阵的对角元素, $i = 1, 2, 3, 4$ 。

因此, 导航系统的定位误差可表示为

$$\sigma_p = H \cdot \sigma_{URE}^2 \quad (19)$$

展开为

$$\begin{bmatrix} \sigma_{x_r}^2 & & & \\ & \sigma_{y_r}^2 & & \\ & & \sigma_{z_r}^2 & \\ & & & \sigma_{\delta t_r}^2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} h_{11} & & & \\ & h_{22} & & \\ & & h_{33} & \\ & & & h_{44} \end{bmatrix} \cdot \sigma_{URE}^2 \quad (20)$$

式中: σ_p 为定位误差的方差向量。

通过 GDOP 的推导可以看出, GDOP 的大小与 G 有

关。而 G 是由接收机与 GNSS 卫星方向单位矢量组成的矩阵, 这表明 GDOP 的大小取决于 GNSS 卫星相对于接收机的空间几何分布。在高轨环境下, 由于 GNSS 卫星可见性降低且可见星的几何构型较差, 导致 GDOP 激增, 定位误差较大, 进而对 GNSS 信号可用性产生影响。

4.2 几何精度因子分析

根据 GNSS 星座模拟结果和 AO-40 卫星轨道数据可得 AO-40 运行周期内 GDOP 值低于阈值的弧段占全程的百分比, 如图 17 所示。其中, GDOP 的阈值为 10, 接收机灵敏度分别设置为 35 dB·Hz 和 20 dB·Hz。

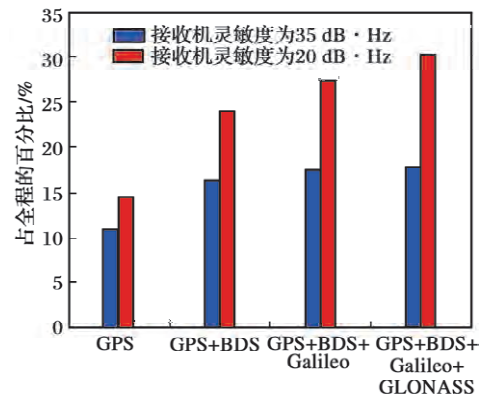


图 17 GDOP 值低于阈值的弧段占全程的百分比

Fig. 17 The percentage of arcs below the GDOP threshold in the whole process

由图 17 可知, 同时接收主、旁瓣信号使 GDOP 值低于阈值的弧段占全程的百分比显著提高, 表明定位精度较高的弧段占比增加。其次, 多系统组合相对于单系统而言, 具有更好的星座构型, 可见星数更多, GDOP 值低于阈值的弧段占比更大。

改变接收机灵敏度, 统计不同接收机灵敏度时 GDOP 不同的弧段占全程的百分比, 如表 6 所示。

表 6 不同接收机灵敏度时各弧段占全程的百分比

Table 6 The percentage of each arc in the whole process with different receiver sensitivity

接收机灵敏度 / (dB · Hz)	不同弧段占全程的百分比 / %		
	GDOP < 10	GDOP ∈ [10, 100]	GDOP > 100
35	17.83	7.00	21.36
33	21.04	4.90	20.24
31	26.86	9.11	14.44
29	30.27	35.04	7.97
20	30.27	69.73	0

表 6 中, 随着接收机灵敏度的提高, 可定位弧段占全程的百分比逐渐增加。当接收机灵敏度为 20 dB·Hz 时, 可实现全程定位且定位误差较大的弧段 (GDOP > 100) 占全程的百分比为 0。接收机灵敏度的提高会使定位精度高的弧段 (GDOP < 10 和 GDOP ∈ [10, 100]) 占全程百分比增加, 定位误差较大的弧段 (GDOP > 100) 占全程百分比减小。当接收机灵敏度为 20 dB·Hz 时, 定位

精度最高的弧段 ($GDOP < 10$) 占全程百分比高达 30.27%。

5 结 论

本文从 GNSS 信号的空间覆盖特性、强度分布特性、多普勒频移及其变化率以及几何精度因子等方面对高轨 GNSS 信号可用性进行了全面系统的分析,通过分析可得到以下结论:

(1) 高轨环境中,受地球遮挡的影响,大量的主瓣信号无法传输到高轨卫星,GNSS 卫星的可见性较差,不能满足最低 4 颗导航卫星的要求。而旁瓣信号不受地球遮挡且第一旁瓣信号强度满足 GNSS 卫星可见的条件,因此利用旁瓣信号进行导航可改善高轨 GNSS 卫星的可见性。

(2) 与地面及中、低轨环境相比,高轨环境中 GNSS 信号的传输距离较远,因此到达高轨卫星所在位置的 GNSS 信号自由空间传播损耗较大。到达 GF-4 卫星所在位置的 GPS 信号自由空间传播损耗范围为 $-192.49 \sim -187.25$ dBW。此外,在同一轨道高度处,信号的传输距离和自由空间传播损耗均随信号发射角的增加而减小。由于旁瓣信号的信号发射角大于主瓣信号,因此旁瓣信号的自由空间传播损耗小于主瓣信号。对于 GF-4 卫星来说,GPS 的主瓣信号自由空间传播损耗范围为 $-192.49 \sim -191.18$ dBW,旁瓣信号的自由空间传播损耗范围为 $-191.18 \sim -187.25$ dBW。

(3) 高轨环境中,GNSS 信号接收功率的空间分布与信号发射角和轨道高度有关。在同一轨道高度处,由于主瓣信号和旁瓣信号的发射角不同,因此接收功率存在显著差异,旁瓣信号接收功率的峰值比主瓣信号低 10 dBW 以上。GF-4 卫星所接收 GPS 主瓣信号的接收功率范围为 $-192.35 \sim -165.42$ dBW,旁瓣信号接收功率范围为 $-180.77 \sim -175.51$ dBW。

(4) 高轨环境中,采用单星座导航时 GNSS 可见星数较少,GNSS 卫星可见性较差,且可见星的几何构型较差,GDOP 较大,进而导致定位误差较大。而多星座共用不仅可以大幅提高 GNSS 可见星数,改善 GNSS 卫星可见性,还可以优化导航可见星的几何构型,显著降低 GDOP,提高导航精度。GF-4 卫星利用全系统导航且同时接收主、旁瓣信号时,整个周期内可见星数均在 17 颗以上,同时 GDOP 大幅减少,可见性显著增强。

(5) 与地面用户相比,高轨卫星动态性较强,因此高轨卫星所接收 GNSS 信号的多普勒频移及其变化率较大,AO-40 卫星运行周期内多普勒频移最高为 -63.35 kHz,多普勒频移变化率最高为 -51.41 Hz/s。高轨环境中 GNSS 信号较大的多普勒频移会延长捕获时间,较大的多普勒频移变化率会造成捕获相干峰的衰减,但增加的捕获时间较短,造成的衰减较弱。AO-40 卫星近地点附近较大的多普勒频移仅使捕获时间增加 $40 \sim 70$ s,因此多普勒频移及其变化率对信号捕获的影响较小。同时,通过采用动态调节环路带宽的方法可降低多普勒频移及

其变化率对跟踪性能的影响。

综合来看,由于地球的遮挡以及信号传输距离的增加,高轨环境中,GNSS 卫星可见性较差,GDOP 较大,进而导致 GNSS 信号可用性较差。通过提高接收机的灵敏度,可增加 GNSS 可见星数并改善可见星的几何构型,提升高轨 GNSS 信号的可用性。**后续工作将围绕对弱 GNSS 信号的捕获、跟踪算法展开。**

参考文献:

- [1] 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.
Qin Honglei, Liang Minmin. Research on Positioning of High Earth Orbital Satellite Using GNSS [J]. Chinese Journal of Space Science, 2008, 28(4): 316-325. (in Chinese)
- [2] Jing S, Zhan X Q, Zhu Z H, et al. Spacecraft Orbit Propagator Integration with GNSS in a Simulated Scenario [J]. Advances in Space Research, 2017, 60(5): 1062-1079.
- [3] 王立强,董剑,席福彪,等. 基于 GNSS 的高轨飞行器定轨研究[J]. 航天控制,2019,37(4): 10-14.
Wang Liqiang, Dong Jian, Xi Fubiao, et al. Research on Orbit Determination of Vehicle on High Orbit Based on GNSS [J]. Aerospace Control, 2019, 37(4): 10-14. (in Chinese)
- [4] Filippi H, Gottzein E, Kuehl C, et al. Feasibility of GNSS Receivers for Satellite Navigation in GEO and Higher Altitudes[C]//5th ESA Workshop on Satellite Navigation Technologies and European Workshop on GNSS Signals and Signal Processing (NAVITEC), 2010: 1-8.
- [5] 于清德,吴雨航,陈秀万,等. GNSS 几何性能仿真分析[J]. 计算机仿真,2010,27(6): 87-92.
Yu Qingde, Wu Yuhang, Chen Xiwan, et al. Simulation Analysis of GNSS Geometric Performance [J]. Computer Simulation, 2010, 27(6): 87-92. (in Chinese)
- [6] Balbach O, Eissfeller B, Hein G W, et al. Tracking GPS above GPS Satellite Altitude: First Results of the GPS Experiment on the HEO Mission Equator-S [C]//Position Location and Navigation Symposium, 1998.
- [7] Davis E P, Jackson L A, Bauer F H, et al. Preliminary Results of the GPS Flight Experiment on the High Earth Orbit AMSAT-OSCAR 40 Spacecraft [C]//ION GPS 2002 Conference, 2002.
- [8] Davis G, Moreau M, Carpenter R, et al. GPS-Based Navigation and Orbit Determination for the AMSAT AO-40 Satellite [C]//AIAA, 2001.
- [9] Liu H C, Cao J F, Cheng X, et al. The Data Processing and Analysis for the CE-5T1 GNSS Experiment [J]. Advances in Space Research, 2017, 59(3): 895-906.
- [10] 高阳,王猛,刘蕾,等. 基于高轨航天器的 GNSS 接收机技术[J]. 中国空间科学技术,2017,37(3): 101-109.
Gao Yang, Wang Meng, Liu Lei, et al. GNSS Receiver Techniques Based on High Earth Orbit Spacecraft [J]. Chinese Space Science and Technology, 2017, 37(3): 101-109. (in Chinese)
- [11] Moreau M C. GPS Receiver Architecture for Autonomous Navigation in High Earth Orbits [D]. Boulder: University of Colorado Boulder, 2001.
- [12] Jing S, Zhan X Q, Lu J, et al. Characterization of GNSS Space

- Service Volume[J]. Journal of Navigation ,2014 ,68 (1) : 107 – 125.
- [13] 闻长远,岳富占,仇跃华. 高轨 GPS 信号可用性分析[J]. 电子设计工程,2014,22(2): 29–33.
Wen Changyuan, Yue Fuzhan, Qiu Yuehua. Analysis of High Altitude GPS Signal Availability[J]. Electronic Design Engineering, 2014, 22(2): 29–33. (in Chinese)
- [14] 孙兆妍,王新龙. 高轨环境中 GNSS 可见性及几何精度因子分析[J]. 航空兵器,2017(1): 18–27.
Sun Zhaoyan, Wang Xinlong. GNSS Satellite Visibility in High Orbit Environment and DOP Analysis[J]. Aero Weaponry, 2017 (1): 18–27. (in Chinese)
- [15] Massatt P, Fritzen F, Perz M. Assessment of the Proposed GPS 27-Satellite Constellation[C]//Proceedings of the 16th International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation (ION GPS/GNSS 2003), 2003.
- [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. Principles of GPS and Receiver Design[M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2009. (in Chinese)
- [17] IS-GPS-200E Global Positioning System Wing (GPSW) Systems Engineering & Integration Interface Specification[S]. 2010.
- [18] 王新龙,李亚峰,纪新春. SINS/GPS 组合导航技术[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社,2014.
Wang Xinlong, Li Yafeng, Ji Xinchun. SINS/GPS Integrated Navigation Technique[M]. Beijing: Beihang University Press, 2014. (in Chinese)
- [19] Borre K, Akos D M, Bertelsen N, 等. 软件定义的 GPS 和伽利略接收机[M]. 杨东凯,张飞舟,张波,译. 北京: 国防工业出版社,2009.
Borre K, Akos D M, Bertelsen N, et al. A Software-Defined GPS and Galileo Receiver[M]. Translated by Yang Dongkai, Zhang Feizhou, Zhang Bo. Beijing: National Defense Industry Press, 2009. (in Chinese)
- [20] Hamm C R, Flenniken W S, Bevil D M. Comparative Performance Analysis of Aided Carrier Tracking Loop Algorithms in High Noise/High Dynamic Environments[C]//Proceedings of the 17th International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation (ION GNSS 2004), 2004.

Availability Analysis of GNSS Signal in High Orbit

Lu Kewen¹, Wang Xinlong^{1*}, Shen Liangliang², Cai Yuanwen³, Chen Ding⁴

(1. School of Astronautics, Beihang University, Beijing 100083, China;

2. Beijing Institute of Control & Electronic Technology, Beijing 100038, China;

3. Department of Graduate School, Space Engineering University, Beijing 101416, China;

4. State Key Laboratory of Space-Ground Information Technology, Beijing 100086, China)

Abstract: Global navigation satellite system (GNSS) has the characteristics of strong autonomy, high real-time, high positioning accuracy and low cost, and it has been widely used by ground, low earth orbit (LEO) and medium earth orbit (MEO) users. However, in the high orbit environment, the availability of GNSS signal is greatly limited due to the earth's blocking and the increase of signal's transmission distance, which restricts the application and development of GNSS in the autonomous navigation of high orbit satellites. Aiming at the unknown problem of GNSS signal's availability in high orbit, the availability of GNSS signal in high orbit is systematically analyzed from the aspects of GNSS satellite's visibility, Doppler frequency shift and its rate of change, geometric dilution of precision, etc. Based on the characteristics of GNSS link propagation, the spatial coverage characteristics and strength distribution characteristics of GNSS signal in high orbit are analyzed, and then the visibility of GNSS satellites in high orbit is evaluated. The effects of Doppler frequency shift and its rate of change on the performance of signal acquisition and tracking are explored by using the acquisition model and the phase-locked loop model, and geometric dilution of precision of different GNSS combinations and their changes are quantitatively calculated.

Key words: GNSS; high orbit satellite; visibility; Doppler frequency shift and its rate of change; geometric dilution of precision